

ИКИ
ИНСТИТУТ
КОСМИЧЕСКИХ
ИССЛЕДОВАНИЙ
РАН



ISSN 2075 - 6836

С.С. ВЕНИАМИНОВ
ПРИ УЧАСТИИ
А.М. ЧЕРВОНОВА

КОСМИЧЕСКИЙ МУСОР — УГРОЗА ЧЕЛОВЕЧЕСТВУ

МЕХАНИКА, УПРАВЛЕНИЕ И ИНФОРМАТИКА

МОСКВА
2013

629.48
В. 292

ISSN 2075-6836

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ НАУКИ
ИНСТИТУТ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК
(ИКИ РАН)

НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОБОРОНЫ (МОСКВА)
ФЕДЕРАЛЬНОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО УЧРЕЖДЕНИЯ
«4-Й ЦЕНТРАЛЬНЫЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ»
(НИЦ РК ОФБУ 4 ЦНИИ МО РФ)

С. С. Вениаминов
(при участии А. М. Червонова)

КОСМИЧЕСКИЙ МУСОР

УГРОЗА ЧЕЛОВЕЧЕСТВУ

Второе издание, исправленное и дополненное

Под редакцией Р. Р. Назирова, О. Ю. Аксенова

МЕХАНИКА, УПРАВЛЕНИЕ И ИНФОРМАТИКА

Москва
2013

Stanislav S. Veniaminov
(with the participation of *Andrey M. Chervonov*)
Space Debris — a Threat to Mankind

This problem is of current importance due to progressive continuation of technological contamination of the near Earth space, catastrophic collisions and explosions of space objects getting more frequent, and other dramatic events in space happening through the space debris's fault. In this book, a review of the current state of the space contamination problem is given. The sensors used for detecting and tracking space debris are described and their capabilities are estimated. The levels of general technological contamination of the near Earth space and in its particular regions are given. The main events of the space activity history contributed to space contamination are enumerated and analyzed. The multilateral estimate of danger from the continuing space debris origination process to the mankind is made, its principle mechanisms and space debris sources are shown, and some appropriateness of the process is considered. On the base of evident tendencies of the contamination process and the results of last scientific investigations all over the world, the forecast of further development of the process and its consequences is presented. Some possible ways of lowering the rate of space contamination and its negative consequences are considered. An estimate of prospects of fight against this dangerous phenomenon is given.

Keywords: space, environment, space activity, space debris, technological, spacecraft, artificial satellite, observations, negative consequences.

С. С. Вениаминов
(при участии *А. М. Червонова*)
Космический мусор — угроза человечеству
Второе издание, исправленное и дополненное

Актуальность проблемы космического мусора обусловлена усиливающимся засорением околоземного космоса, снижением под его воздействием качества функционирования космических аппаратов и выходом их из строя, столкновениями и взрывами космических объектов. Дан обзор проблемы. Описаны средства, используемые для наблюдения космического мусора, оценены их возможности. Освещено общее состояние засоренности околоземного космического пространства и его отдельных областей, проанализированы различные факторы и события, вызвавшие его засорение. Дается оценка продолжающегося мусорообразования, показаны его основные источники и механизмы, рассмотрены наиболее важные закономерности. На основе результатов выполненных исследований и тенденций засорения дается прогноз развития этого процесса и его негативных последствий. Рассмотрены возможные пути снижения темпов засорения космоса. Дана оценка перспектив борьбы с этим опасным явлением.

Ключевые слова: космос, экология, космическая деятельность, космический мусор, техногенный, космический аппарат, искусственный спутник Земли, наблюдения, негативные последствия.

Компьютерная верстка: *Комарова Н. Ю.*

Публикуется в авторской редакции.

Оглавление

Условные сокращения	4
Предисловие	7
Введение	9
Раздел 1. Мониторинг космического пространства	15
1.1. Классификация околоземных орбит	15
1.2. Системы контроля космического пространства	22
1.3. Возможности современных средств по наблюдению космического мусора	34
1.4. Мониторинг мелкого космического мусора	54
1.5. Моделирование засоренности околоземного космического пространства	62
Раздел 2. Состояние засоренности околоземного космического пространства	74
2.1. Источники засорения космоса	74
2.2. Состав и классификация популяции орбитальных объектов	79
2.3. Распределения космического мусора разных типов по различным параметрам	88
2.4. Прогноз развития процесса засорения околоземного космического пространства	99
Раздел 3. Последствия засоренности околоземного космического пространства для человечества	104
3.1. Различные виды последствий техногенного засорения околоземного космического пространства	104
3.2. История взрывов и столкновений в космосе	132
3.3. Каскадный эффект	151
3.4. Столкновения с мелким космическим мусором	156
3.5. Возможности и средства оценки повреждений	158
3.6. Определение степени угрозы со стороны космического мусора для космических аппаратов и выбор мер защиты	161
Раздел 4. Пути уменьшения негативных последствий от засоренности околоземного космического пространства и снижения самой засоренности	168
Раздел 5. Оценка перспектив борьбы с космическим мусором	180
Заключение	185
Литература	187

Условные сокращения

АММ	— автоматический межорбитальный модуль
АМС	— автоматическая межпланетная станция
АСАТ	— транслитерация аббревиатуры ASAT
ВВС	— Военно-воздушные силы
ВОКО	— высокоорбитальный космический объект
ВЭКО	— космический объект на высокоэллиптической орбите
ВЭО	— высокоэллиптическая орбита
ГЕОДСС	— наземная электронно-оптическая станция зондирования глубокого космоса (см. GEODSS)
ГСКО	— геосинхронный космический объект
ГСО	— геостационарная орбита
ЕКА	— Европейское космическое агентство
ЕСОКО	— Европейская система оценки космической обстановки
ИСЗ	— искусственный спутник Земли
КА	— космический аппарат
КК	— космический корабль
КМ	— космический мусор
КО	— космический объект
КС	— космическая система
МКК	— межорбитальный космический корабль
МКС	— международная космическая станция
МО	— Министерство обороны
НАСА	— Национальное аэрокосмическое агентство США (Национальное управление США по аэронавтике и исследованию космического пространства)
НАСДА	— Японское космическое агентство
НОКО	— низкоорбитальный космический объект
ОК	— орбитальный комплекс
ОКП	— околоземное космическое пространство
ОС	— орбитальная станция
ПВО	— противовоздушная оборона
ПЗС	— прибор зарядовой связи
ПРО	— противоракетная оборона
РКА	— Российское космическое агентство
РЛС	— радиолокационная станция
РН	— ракета-носитель
Роскосмос	— Российское космическое агентство
СН	— средство наблюдения космического объекта
СС	— спутниковая система
СПРН	— Система предупреждения о ракетном нападении
ССО	— солнечно-синхронная орбита
ТРД	— твердотопливный реактивный двигатель
ХЭКС	— транслитерация аббревиатуры НАХ
ЭПР	— эффективная поверхность рассеяния

ABL	— Anti-Ballistic Missile
ABM	— Anti-Ballistic Missile
ADR	— Active Debris Removal
ANGELS	— Autonomous Nanosatellite Guardian for Evaluating Local Space
ASAT	— Anti-Satellite Weapon
ASI	— Italian Space Agency
ATV	— Automated Transfer Vehicle (см. AMM (рус.))
BMD	— Ballistic Missile Defense
BMEWS	— Ballistic Missile Early Warning System (Russia)
BNSC	— British National Space Centre
CCD	— charged coupled device
CDT	— Charged Coupled Device (CCD) Debris Telescope
CNES	— Centre National d'Études Spatiales (France)
CNSA	— Chinese National Space Administration
COPUOS	— United Nations Committee on the Peaceful Uses of Outer Space
COSIF	— Common SSA Integration Framework
COSPAR	— Committee on Space Research (в ООХ)
CSA	— Canadian Space Agency
CSO	— Circular Semisynchronous Orbit(s)
DARPA	— Defense Advanced Research Projects Agency
DISCOS	— Database and Information System Characterizing Objects in Space
DLR	— German Aerospace Center
DOD	— Department of Defense (US) CSO — Circular Semisynchronous Orbit(s)
ESA	— European Space Agency
ESOC	— European Space Operations Center
ESSAS	— European Space Situational Awareness System
EURECA	— European Retrievable Carrier
GEO	— Geosynchronous Earth Orbit(s)
GEODSS	— Ground-based Electro-Optical Deep-Space Surveillance
GLONASS	— Global Navigation Satellite System (Russia)
GMT	— Greenwich Mean Time
GPS	— Global Positioning System
GRAVES	— Grande Réseau Adapté à la Veille Spatiale
GTO	— Geostationary Transfer Orbits
HAX	— Haystack Auxiliary (Radar)
HEO	— Highly Elliptical Orbit(s)
HST	— Hubble Space Telescope
IAA	— International Academy of Astronautics
IADC	— Inter-Agency Space Debris Coordinating Committee
ICBM	— Intercontinental Ballistic Missile
ISRO	— Indian Space Research Organization
ISS	— International Space Station
JAXA	— Japan Aerospace Exploration Agency
JDEC	— Joint Data Exchange Center
JSC	— Johnson Space Center
JSOC	— Joint Space Operations Center
JSpOC	— Joint Space Operations Center (of U. S. Strategic Command)
LAD-C	— Large Area Debris Collector
LDEF	— Long Duration Exposure Facility

6	LEGEND	— LEO-to-GEO Environment Debris model
	LEO	— Low Earth Orbit(s)
	LRIR	— Long Range Imaging Radar (точное название радара «Хэйстэк»)
	MAWS	— Missile Attack Warning System (Russia)
	MCC	— Mission Control Center (ЦУП НАСА)
	MDA	— Missile Defense Agency (US)
	MEO	— Medium Earth Orbit(s)
	MODEST	— Michigan Orbital Debris Survey Telescope
	MSX	— Midcourse Space Experiment (специальный военный ИСЗ США)
	NASA	— National Aeronautics and Space Administration (US)
	NATO	— North Atlantic Treaty Organization
	NORAD	— North American Aerospace Defense Command
	NRC	— National Research Council
	ODERACS	— Orbital Debris Radar Calibration Spheres
	ODQN	— Orbital Debris Quarterly News
	ORDEM	— Orbital Debris Engineering Model
	OSC	— Orbital Sciences Corporation
	RAMOS	— Russian-American Observation Satellite Program
	Roscosmos	— Russian Federal Space Agency
	SAR	— Synthetic Aperture Radar
	SBIRS	— Space Based Infrared System
	SBL	— Space Based Laser
	SBRAM	— Satellite Breakup Risk Assessment Model
	SBSS	— Space Based Surveillance System (US)
	SDA	— Space Data Association
	SDT	— Space Debris Telescope
	SHF	— Super High Frequency
	SHO	— Super-High Orbit(s)
	SPADUS	— Space Dust Instrument
	SPDA	— Space Debris Prediction and Analysis
	SRM	— Solid rocket motor
	SSA	— Space Situational Awareness
	SSN	— Space Surveillance Network
	SSO	— Solar-synchronous Orbit(s)
	SSS	— Space Surveillance System (Russia)
	SST	— Space Surveillance Telescope
	STS	— Space Transportation System
	STSS	— Space Tracking and Surveillance System
	SVS	— Space Visible Sensor (космический сенсор видимого диапазона)
	TIP	— Tracking and Impact Prediction
	UARS	— Upper Atmosphere Research Satellite
	UHF	— Ultra High Frequency
	UNGA	— United Nations General Assembly
	USAF	— United States Air Force
	USSPACECOM	— United States Space Command
	VHF	— Very High Frequency
	WG	— Working Group
	XSS	— Experimental Spacecraft System

Предисловие

Решение о переиздании монографии было принято в виду широкого спроса на ее первый выпуск [Вениаминов, Червонов, 2012], обнаружения ряда опечаток и неточностей и желания их устранить, а также естественной необходимости дополнить ее сведениями о произошедших новых существенных событиях и появившимися последними информационными материалами в данной области. Учтены были также многочисленные замечания и пожелания читателей.

Толчком к написанию этой книги послужило продолжающееся недостаточное или искаженное понимание обществом той опасности для человечества, которую несет загрязнение околоземного космического пространства техногенным мусором, сопровождающее запуски и функционирование космических аппаратов и кораблей и уже происходящее самопроизвольно, без непосредственного участия человека — в результате спонтанных взрывов, столкновений и «возрастной» деградации КО.

Близкое к катастрофическому состояние техногенной засоренности ОКП, которое уже сейчас наносит ощутимый ущерб космической деятельности человека, является следствием, прежде всего, легкомысленного, недальновидного (если не сказать преступно халатного) отношения большинства людей к этой проблеме, особенно на ранних стадиях освоения космоса. Это касается и простых людей, и конструкторов, и ученых, и руководителей государств.

В настоящее время уже не приходится доказывать наличие большой опасности для космической деятельности человека со стороны техногенного КМ. Целый ряд катастроф в околоземном космическом пространстве, особенно последних лет (в основном по вине КМ), оказался убедительным аргументом даже для скептиков, которых, к сожалению, было довольно много в начальный период космической эры, в том числе и среди тех, от кого во многом зависело создание космической техники и освоение космического пространства. Этот человеческий фактор в значительной степени помешал своевременному и целесообразному решению проблемы КМ.

Как будет показано в книге, на протяжении всей космической эры, начиная с 1957 г., степень засоренности ОКП неуклонно и практически монотонно возрастала и будет продолжать расти, если даже запуски ИСЗ прекратятся вовсе. Иными словами, процесс техногенного загрязнения околоземного космоса уже становится необратимым. Выступления специалистов, обеспокоенных сложившейся ситуацией, в первые десятилетия игнорировались. Многие из причастных к освоению космоса, как из управленческих структур, так и разработчиков и создателей космической техники, то убеждали, что «ничего страшного, еще можно потерпеть», а то и просто высмеивали проблему КМ как якобы надуманную и несерьезную. И вот сегодня мы имеем ситуацию, с которой не знаем, как справиться, а делать это нужно немедленно. Если мы уже не опоздали.

8 В этой книге мы попытались разобраться в том, что происходит с космической средой вокруг Земли, чем это грозит и что с этим делать.

Введение

Книга рассчитана на широкий круг читателей. При написании монографии принят строгий научный подход к изложению и, в то же время, даются более популярные объяснения существенным фактам. Так что неспециалисты могут опускать сложные для понимания места, которые почти всегда сопровождаются вполне доступными пояснениями и выводами. Большое значение для полноты и предметности восприятия имеют многочисленные иллюстрации.

С. Вениаминов

Введение

Первый искусственный спутник Земли был запущен 4 октября 1957 г. Сколько восторгов и почти фантастических планов было связано тогда чуть ли не в любом уголке Земли с этим действительно великим событием в истории человечества. Но в то далекое время никто не подозревал, что в тени этого величайшего достижения науки и техники уже притаился коварный враг.

У медали всегда две стороны — аверс и реверс. Аверс человечество уже воспело и продолжает воспевать, а на реверс обратило внимание лишь два десятилетия спустя после запуска Первого спутника. Настоящая публикация посвящена исключительно реверсу медали «За освоение космоса». Мы это делаем, сознавая, что обе стороны играют значительную роль в земной цивилизации, но с разным знаком.

С началом эры освоения космоса в экологии Земли и околоземного космоса произошло принципиально новое, причем драматическое событие: в этом пространстве деятельности человека появилась и стала стремительно наращиваться популяция техногенных космических объектов, в которой все большую долю составляет так называемый космический мусор.

Строго говоря, это касается не только ОКП, но и дальнего космоса. Однако особый драматизм этот процесс по вполне понятным причинам приобретает именно в ОКП.

Вообще-то и до 1957 г. ОКП не было пустым. Порядка (40 000±20 000) т метеороидов входит в атмосферу Земли каждый год [Love, Brownlee, 1993]. Но метеороиды, астероиды и другие космические тела, вращающиеся по орбитам вокруг Солнца, если попадают в ОКП, то быстро и однократно его пронизывают, и либо покидают, либо сгорают в атмосфере. Лишь некоторые из них очень редко достигают поверхности Земли.

В отличие от них, техногенные КО (искусственные спутники Земли), будучи выведены на орбиты, обычно надолго остаются в ОКП, а по завершении своей функциональной миссии становятся (а точнее, продолжают оставаться) постоянной угрозой столкновения с другими КО, в том числе с действующими космическими аппаратами. Под КА здесь и в дальнейшем будем понимать обобщенно пилотируемый или автоматический ИСЗ, предназначенный для выполнения определенной миссии.

Длительность пребывания техногенного КО в ОКП зависит, прежде всего, от высоты орбит соответствующих КО и может достигать десятков, сотен, тысяч и миллионов лет (например, для геостационарных КО) [Orbital..., 1995; Interagency Report..., 1995].

Коварство техногенного КО, в отличие от наземного, не только в постоянном присутствии в ОКП на пути движения действующих КА, но и в неспособности по самой его природе экологически чисто утилизироваться.

Если в 1960-х гг. и позже в освоении космоса конкурировали только два государства, то, начиная с 1980 г., их число стало резко возрастать. В 2003 г. Китай присоединился к России и США как единственным космическим державам, способным на запуски пилотируемых космических кораблей. А Индия заявила, что где-то около 2015 г. запустит свой первый пилотируемый КК [Space Security..., 2010]. В 2009 г. Иран стал десятым государством, способным самостоятельно проводить запуски ИСЗ, а 50 стран запускали гражданские ИСЗ либо независимо, либо в кооперации с другими странами.

В последние годы Индия и Китай значительно увеличили финансирование космических программ, тогда как США, Европа и Россия несколько снизили его. Такие страны как Алжир, Бразилия, Чили, Египет, Индия, Тайвань, Малайзия, Нигерия, ЮАР, Таиланд участвуют в космических программах, направленных на их экономическое развитие [Space Security..., 2008]. В 2009 и 2010 гг. свои первые спутники запустили Объединенные Арабские Эмираты, Швейцария, Турция. В настоящее время Россия, США и Китай имеют свои космические навигационные системы. В стадии присоединения к ним находятся Европейский союз и Индия.

Возрастает использование ИСЗ двойного назначения — гражданского и военного. Такие многофункциональные КА в настоящее время есть, кроме России и США, у Канады, Китая, Франции, Германии, Японии, Израиля, Италии, Испании.

В 2009 г. было официально зарегистрировано более 37 000 пользователей космическими услугами из 110 стран мира [Congressional..., 2009], а собственными КА в 2010 г. обладали более 60 стран [Space Security..., 2010].

Наблюдается устойчивый рост сотрудничества в области освоения космоса: стыковка пилотируемых модулей «Аполлон» и «Союз» (США – СССР), полет станции «Мир» с участием иностранных космонавтов, космической лаборатории Skylab (NASA – ESA). Самым ярким примером международной кооперации является полет международной космической станции (МКС) с участием 16 государств и с бюджетом более 100 млрд дол. Уже к 2007 г. было осуществлено 56 запусков к МКС, а к концу 2009 г. — 88, к июлю 2012 г. — 125. На 30 лет функционирования МКС запланировано израсходовать 129 млрд дол. [How much..., 2005; International..., 2009; Space Security..., 2010, Space Track, 2012].

Спустя более полувека после запуска Первого спутника космическая деятельность стала неотъемлемой составляющей мировой экономики, социального развития, систем безопасности, научных исследований. Процветает глобальная коммерческая космическая индустрия с годовым доходом более 200 млрд дол. Россия доминирует в выводе ИСЗ на орбиты, осуществляя большинство коммерческих запусков, тогда как США лидирует в их производстве. При этом коммерческие запуски становятся дешевле, что все больше открывает доступ к космическим средствам особенно развивающимся странам.

США и Россия продолжают лидировать в размещении на орбитах КА военного назначения. К 2012 г. действовало более 185 ИСЗ официально военного назначения, из которых приблизительно половина принадлежала

США, а четверть — России. При этом за всю космическую эру США и СССР/Россия в совокупности запустили более 3000 военных спутников, тогда как все остальные страны – менее 100 [Space Track..., 2012]. Вместе с тем, многие официально коммерческие КА выполняют и некоторые военные функции. В последние годы такие государства как Канада, Китай, Франция, Германия, Япония, Израиль, Италия, Испания стали интенсивно создавать и эксплуатировать многофункциональные ИСЗ с широким диапазоном функций, в том числе и военных. Таким образом, при отсутствии специализированных военных КА многие функции обеспечения государственной безопасности распределяются по гражданским ИСЗ [Space Security..., 2010, 2012].

К 2012 г. на орбитах вокруг Земли реально функционировало 994 КА. Большинство из них действовало в низкоорбитальной области и на ГСО (47 % на низких орбитах, 42 % на геостационарной орбите, остальные на средних, высокоэллиптических и сверхвысоких). Для сравнения, в 2008 г. действующих ИСЗ было около 850, и соотношение было большее в пользу ГСО [Space..., 2008, 2012; Space Track..., 2012]. ИСЗ используются для решения задач связи, навигации, метеорологии, геодезии, геофизики, астрономии, астрофизики, обследования поверхности Земли, дистанционных наблюдений, получения и исследования материалов в космосе, калибровки наземной и космической аппаратуры, биологических экспериментов, обслуживания самых различных наземных и космических проектов (научных, социальных, экономических и многих других), национальной и коллективной безопасности. Сейчас человечеству уже без помощи такого арсенала космической техники не обойтись.

В последнее десятилетие особенно интенсивно развивались космические системы всеобщего использования — это средства обеспечения услуг по навигации, метеорологическому прогнозу, поисково-розыскных акций. Время орбитального функционирования действующих ИСЗ изменяется от недели до десятков лет. Они размещаются в основном в трех орбитальных районах: на низких орбитах (преимущественно до 1500 км), полусинхронных (полусуточных) и геостационарной орбите.

Вместе с расширением освоения ОКП усиливается и его техногенное засорение и, разумеется, противодействие второму. На это не сразу обратили внимание, а когда обратили, было уже несколько поздно. К тому же здесь включился еще один неприятный фактор — скептицизм значительной части общества, в том числе и представителей научных кругов, в отношении той угрозы, которую представляет КМ для успешного осуществления космической деятельности. Господствовало мнение, что космос необъятен, безграничен и выдержит все. И за такое представление о космосе как о бездонной бочке, в которую можно безнаказанно сваливать мусор в любом количестве, человечество, в конце концов, поплатилось близким к катастрофическому состоянием техногенной засоренности ОКП.

И все это происходило несмотря на то, что множество групп специалистов во всем мире было всерьез озабочено этой проблемой. Ее исследованием занимались в космических агентствах различных государств, практически во всех Академиях наук, многих научных и конструкторских учреждениях, военных организациях. Но эти группы и сообщества были структурно разрознены, хотя и общались между собой.

Наконец, сама собой созрела идея объединения всех специалистов, занимающихся этой проблемой. В 1993 г. официально оформился международный орган, единственной задачей которого было всестороннее изучение проблемы техногенного засорения ОКП и выработка мер противодействия этому процессу — Межагентский координационный комитет по проблеме техногенного засорения космического пространства (IADC — Inter-Agency Space Debris Coordinating Committee).

Нельзя сказать, что общество полностью игнорировало проблему техногенного засорения ОКП. Начиная с 1981 г. Генеральная Ассамблея ООН ежегодно принимает резолюции с призывом использовать космос только в мирных целях и принять многостороннее соглашение о прекращении гонки вооружений в космосе. Резолюция получает почти единодушную поддержку, хотя в 2005 г. США и Израиль впервые проголосовали против. Тем не менее, многие космические державы не перестают наращивать свои космические вооружения и разрабатывать соответствующие проекты, что вносит значительный вклад в продолжающееся засорение ОКП.

Наиболее авторитетной международной организацией, деятельность которой полностью посвящена изучению проблемы техногенного засорения космического пространства и выработке рекомендаций по его торможению и противодействию его негативным последствиям, является IADC. Это важнейший международный орган, охватывающий своей деятельностью полный круг проблем, связанных с КМ, включая получение координатных и некоординатных измерений КО, научное описание околоземной космической среды, моделирование, защиту КА, меры противодействия дальнейшему засорению ОКП и снижения его негативного влияния на космическую деятельность.

Идея создания такого органа возникла после взрыва РН ЕКА Ariane V-16 в 1986 г. Официально его структура была оформлена только в апреле 1993 г. в Центре управления космическими полетами ЕКА (ESOC) в Дармштадте, Германия. Членами-основателями стали НАСА, РККА (ныне Роскосмос), ЕКА и единая делегация от трех японских космических агентств, позднее объединившихся в одно (JAXA). В таком составе IADC просуществовал три года. С 1996 по 2000 г. в Комитет были приняты космические агентства еще семи стран — Китая, Франции, Германии, Индии, Италии, Украины и Великобритании. Наконец, к началу 2011 г. в качестве 12-го члена было принято Космическое агентство Канады.

Структурно IADC состоит из Руководящей группы (Steering group) и четырех рабочих групп: WG-1 (измерения), WG-2 (среда и база данных), WG-3 (защита КА) и WG-4 (меры по смягчению влияния и снижению засоренности ОКП). Сфера деятельности Комитета определена его уставом (Terms of Reference, <http://www.iadc-online.org>).

Комитет ежегодно проводит весной четырехдневные сессии, на которых присутствуют более 100 специалистов. Руководящая группа, состоящая из глав всех 12 национальных делегаций, собирается еще каждую осень на один день во время Международного Астронавтического конгресса.

С 2001 г. по просьбе Научно-технического подкомитета Комитета ООН по мирному использованию космического пространства (UN COPUOS) IADC

регулярно представляет обобщенные технические отчеты о состоянии космической среды и соответствующих проблемах, т.е. официально является консультативным органом ООН. На основе этих отчетов ООН выпускает рекомендации по использованию ОКП.

Комитет периодически организует и координирует проведение международных кампаний по наблюдению КМ: в области ГСО — в 1999, 2002, 2003 гг., в области низких орбит — в 1996, 1999, 2000, 2003, 2004, 2006, 2007, 2008, 2009, 2011 гг. и т.д.

Ежегодные сессии Комитета являются трибуной для интенсивного и взаимно полезного обмена информацией и мнениями между компетентными экспертами ведущих космических держав мира и не только. Издается много технических документов открытых широкой общественности. НАСА выпускает ежеквартальный сборник материалов, освещающих широкий спектр важных текущих событий, злободневных проблем, последних научных и технических достижений в области космической деятельности государств и техногенного засорения космоса (Orbital Debris Quarterly News), в котором печатаются участники сессий Комитета. Существовал также международный научный журнал Space Debris с международной редколлекцией, который, к сожалению, недавно закрылся из-за отсутствия спонсора.

США, располагая гигантскими финансовыми ресурсами, инвестируют большие средства в исследование техногенной засоренности ОКП, разработку и внедрение мер по обузданию этого процесса, многостороннее освещение и популяризацию этой проблемы. Под эгидой американского Национального исследовательского совета (NRC) — главного научного органа США, в который входят все три академии (наук, инженерная и медицинская) — в рамках одного из его подразделений — Совета по авионавигации и космической технике, в 1993 г. был создан Международный комитет по проблеме техногенного засорения космоса. Автор настоящего издания — член этого органа. Результатом работы Комитета стала первая полная монография по проблеме КМ, вышедшая в конце 1995 г. [Orbital..., 1995].

К двадцатилетию официального существования основными достижениями IADC являются следующие:

- разработка основных международно-согласованных направлений снижения засоренности космоса и ее последствий;
- создание международной сети обмена данными для случаев неконтролируемого входа в атмосферу крупных КО, создающих угрозу для людей на Земле и их собственности;
- организация кампаний наблюдения несопровождаемых низко- и высокоорбитальных КО;
- разработка руководств для проектирования и конструирования эффективной защиты КА от КМ [Johnson, 2012b].

НАСА сформировало собственную программу по КМ, включающую требования по ограничению засорения ОКП, соответствующие рекомендации и стандарты [New NASA..., 2007]. В 2008 г., как часть этой программы, вышло Справочное пособие по ограничению техногенного засорения ОКП [Publication of the Handbook..., 2008].

С 1988 г. каждый американский президент одним из пунктов национальной политики освоения космоса США объявлял ограничение роста КМ. Впервые в истории Президент Б. Обама 28 июня 2010 г. объявил Национальную космическую политику США, включив в нее требование проведения исследований, разработки технологий и методов удаления КМ. Документ вышел под заголовком «Сохранение космической среды и ответственное использование космоса» [New U.S. National..., 2010; President..., 2010].

Отношение к проблеме радикально начало меняться лишь в последнее время. Еще в 1995 г. Национальный исследовательский Совет США утверждал [Orbital..., 1995], что опасность со стороны КМ является умеренной, и нет примеров серьезного повреждения КА или разрушения их в результате столкновения с КМ. (Заметим, что эта организация является одной из наиболее обеспокоенных засорением ОКП.) Но уже через год, 24 июня 1996 г., произошло событие, буквально ошеломившее скептиков. Очень дорогой французский экспериментальный КА радиоэлектронной разведки Cerise столкнулся с фрагментом ракеты-носителя Ariane. В результате КА был разрушен.

За этим не заставили себя долго ждать и другие драматические события в космосе, о которых будет подробно рассказано в книге.

Раздел 1. МОНИТОРИНГ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

Знание состояния космической среды необходимо, прежде всего, для грамотной, профессиональной организации освоения ОКП и его последующей ответственной, эффективной и в то же время бережной эксплуатации. Для этого необходимо иметь максимально адекватное представление о среде, в которой все это происходит. Для получения этих знаний требуются соответствующие инструменты, с помощью которых ОКП должно постоянно и с достаточной подробностью контролироваться. В настоящем разделе поговорим о том, какие это должны быть инструменты, что реально есть и чего не хватает.

Поскольку предмет мониторинга — действующие КА и космический мусор — охватывает широкий диапазон орбит и имеет самые разнообразные характеристики (орбитальные параметры, размер, масса, скорость движения, форма, материал, отражающая способность и т.д.), то для контроля всего этого разнообразия требуется широчайший ассортимент средств наблюдения. Непосредственное наблюдение КО с помощью различных радиолокационных, оптических, оптико-электронных, радиотехнических, лазерных средств (как наземных, так и бортовых) — это первичный и самый надежный способ получения информации о КМ. Для комплексной обработки и анализа огромной и разнообразной массы полученных и продолжающих поступать измерений должен существовать богатый и выверенный арсенал математических методов и алгоритмов. И уж конечно не обойтись без множества простых и многоцелевых моделей для объединения фрагментарных наблюдений в единую и целостную картину, а также для составления краткосрочных и долгосрочных прогнозов состояния среды и оценки степени ее опасности для космической деятельности. К качеству этих прогнозов предъявляются высокие требования и, прежде всего, к их точности и полноте.

Для начала рассмотрим орбитальную структуру техногенной засоренности ОКП, сформировавшуюся за более чем полувековой период его эксплуатации, на предмет того, что же конкретно должно контролироваться.

1.1. Классификация околоземных орбит

Вообще говоря, нет единого мнения относительно классификации орбит. Начать хотя бы с того, что нет однозначного понимания границы, где заканчивается воздушное пространство и начинается космос. Большинство специалистов считает, что космос начинается с высоты 100 км над землей. Однако до сих пор отсутствуют общепринятые официальные определения и обоснования этой границы [Dunk, 2006].

16 В большинстве случаев (в том числе, в формате обсуждений в IADC) принято различать следующие орбитальные категории:

- низкие орбиты (LEO);
- солнечно-синхронные орбиты (SSO);
- средневысотные орбиты (MEO);
- круговые полусинхронные (полусуточные) орбиты (CSO);
- высокоэллиптические орбиты (HEO);
- геостационарная орбита (GEO);
- геосинхронные орбиты (GSO);
- высокие орбиты (HO);
- сверхвысокие орбиты (SHO);
- орбиты захоронения — (DO).

Эта классификация условно представлена блок-схемой на рис. 1.1. Пунктирные линии показывают неоднозначность определения почти всех классов, а в первую очередь средневысотных и высоких орбит.

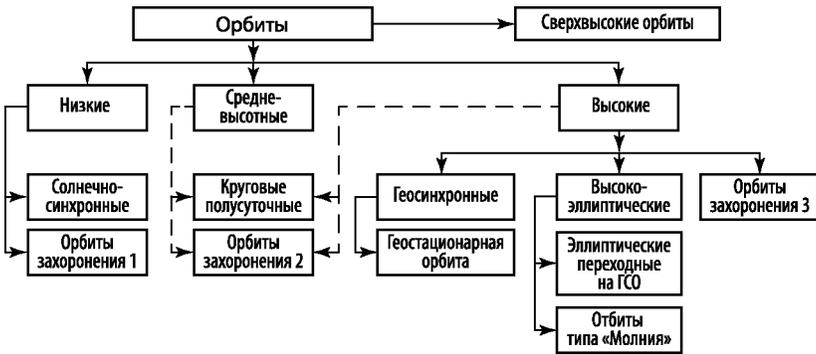


Рис. 1.1. Условная классификация околоземных орбит

Категория орбит LEO включает диапазон высот от 100 (иногда немного ниже) до 2000 км (стандарт НАСА и IADC). У разных экспертов верхний предел этого диапазона колеблется от 1500 до 3000 км, редко до 5000 км, но бывает и 600 км.

Солнечно-синхронная орбита — низкая орбита с попятным движением, в котором плоскость орбиты прецессирует с той же скоростью, с какой Земля обращается вокруг Солнца. На такой орбите КА ежедневно наблюдает одну и ту же освещенность Земли.

Средневысотные орбиты присутствуют не во всех классификациях экспертов, а там, где они включены, могут охватывать диапазоны высот от 5000 до 10 000 км [Space Security..., 2008], от 1500 или 2000 до 20 000 км или до ГСО, иногда это некоторая область около 20 000 км [Jenkin, McVey, 2009]. У разных экспертов нет единого мнения относительно границ этого класса орбит.

Круговые полусинхронные орбиты (CSO) исторически используются навигационными системами NAVSTAR, GPS, GLONASS, Galileo и характеризуются периодом обращения ИСЗ, равным ~ 12 ч. Средняя высота такой орбиты $\sim 20\,200$ км. В некоторых классификациях эти орбиты включают в состав средневисотных [Rossi et al., 2009]. Эта орбитальная область все более интенсивно эксплуатируется по мере заполнения ее навигационными КС: к американской GPS (ранее NAVSTAR) и российской GLONASS добавились европейская GALILEO и китайская COMPASS.

Высокоэллиптические орбиты имеют эксцентриситет более 0,5...0,6 (в разных классификациях) и они включают такие подклассы, как орбиты типа «Молния» и переходные эллиптические (GTO).

Орбиты типа «Молния» — высокоэллиптические орбиты с наклоном $63...65^\circ$, периодом около 12 ч и апогеем в северном полушарии. Они всегда использовались для обеспечения связи и раннего предупреждения о ракетном нападении.

Переходные эллиптические орбиты (GTO) с апогеем в геостационарном поясе и перигеем в области низких орбит используются для перевода ИСЗ с низкой орбиты на геосинхронную, в частности, геостационарную. Ракеты-носители, применяемые для осуществления такого перехода, остаются на этих орбитах после того, как полезный груз отделится и выйдет на ГСО или другую геосинхронную орбиту. Время существования таких КО составляет от месяца до более чем 100 лет [Johnson, 2004a].

Высокие орбиты (НО) — пожалуй, самый неопределенный класс, так как в основу его определения могут быть положены самые различные принципы, например, отсутствие влияния атмосферы на движение ИСЗ, наличие заметных лунных и солнечных возмущений, удаленность от наземных средств наблюдения и т.п. Даже в пределах одного принципа существует значительная неопределенность. Например, верхняя граница атмосферы — довольно условное понятие (500, 600, 700, 800 км ... ?). При исследовании влияния Луны и Солнца на движение КО к высоким относят орбиты, при математическом описании которых этим влиянием пренебречь нельзя. Это орбиты высотой более 10 000...20 000 км (здесь нижняя граница является неопределенной). Более того, влияние Луны и Солнца и даже сам характер этого влияния на движение ИСЗ существенно зависит от пространственной ориентации плоскости его орбиты относительно этих небесных тел.

С точки зрения невозможности обеспечения устойчивого контроля движения ИСЗ по измерениям наземной сети РЛС к высоким орбитам относят орбиты с периодом более 3 ч и, в частности, высокоэллиптические с перигеем в южном полушарии [Вениаминов, 2010]. Кстати, аналогичный подход к определению высоких орбит принят в Линкольновской лаборатории Массачусеттского технологического института [Solodyna, Banner, 2000], где КО считается высоким, если период его обращения превышает 225 мин, что соответствует высоте 5000 км. Есть и другие точки зрения [Jenkin, McVey, 2009; Johnson, 2006; Space Security..., 2008].

Сверхвысокие орбиты (SHO) — орбиты с высотой апогея, значительно превышающей высоту геосинхронных орбит и всех орбит захоронения. Примерами

18 могут служить орбиты лунного зонда КА «Клементина» (Clementine), КС «Астрон» ($H_a = 200\ 000$ км).

Геостационарная орбита (GEO) — орбита с периодом около 24 ч и наклоном и эксцентриситетом, близкими к нулю. Находясь на такой орбите, ИСЗ занимает относительно постоянное положение над экватором на высоте $\sim 35\ 785$ км. Небольшие отклонения эксцентриситета и наклона от нуля приводят к регулярным перемещениям КО около фиксированной точки.

Геосинхронные орбиты (GSO) — близкие к круговым орбиты с периодом приблизительно 24 ч и любым наклоном. При наблюдении с Земли такие ИСЗ в течение суток описывают некую фигуру — так называемую восьмерку. Чем больше эксцентриситет орбиты, тем значительнее размах восьмерки. Точка симметрии фигуры находится в экваториальной плоскости. GEO является частным случаем GSO.

Только с 1963 по 2000 г. на геосинхронные орбиты было произведено более 500 запусков и размещено там свыше 830 КА и РН. В первом десятилетии XXI в. запуск КА на геосинхронные орбиты составил примерно 40 % всех космических стартов [Johnson, 2000, 2004a].

КМ в области GSO включает, по крайней мере, две важные популяции — одна состоит из КО, подчиняющихся стандартным законам разрушения, другая представляет КО с аномально высоким отношением площади поперечного сечения к массе (от 1 до 30 м²/кг; для примера, у листа бумаги это отношение равно 13 м²/кг) [Barker, Matney, 2007]. Последняя популяция КМ на геосинхронных орбитах была обнаружена с помощью телескопа ЕКА SDT. Комитет IADC занялся тщательным изучением этого класса КМ. Были определены основные характеристики популяции — наклонение 0...30°, изменение эксцентриситета 0...0,6.

Иногда рассматривают как самостоятельный класс (точнее, классы) орбиты захоронения (DO). КА по завершении своего функционального существования превращаются в КМ, представляющий угрозу для действующих КА, в том числе, выведенных на замену. Поэтому целесообразно переводить их на орбиты захоронения. Особенно это критично для КА, функционирующих на столь переполненной орбите, как ГСО [Chobotov, 1990].

Рассматриваются и используются орбиты захоронения и для ИСЗ, действующих на верхних орбитах, из класса низких [Johnson, 2007], и для класса полусинхронных орбит. Для каждого из этих трех классов орбиты захоронения свои. Для ИСЗ с полусинхронными орбитами, например, космической системы GPS (Global Positioning System), орбиты захоронения расположены на 220...810 км выше или на 95...250 км ниже их первоначальных, рабочих орбит [Orbital..., 1995]. В последние годы КА GPS стали переводить в конце функционирования на орбиты захоронения с нижней границей на 500 км выше номинальной [Jenkin, McVey, 2009]. Однако исследования показали, что вследствие явления лунно-солнечного резонанса у таких орбит наблюдается рост эксцентриситета, что в итоге приводит к опасным пересечениям с рабочими орбитами навигационных КС [Rossi et al., 2009].

С геостационарной орбиты КА, принадлежащие ряду стран и организаций, начиная с 1977 г., регулярно переводятся на орбиты захоронения, расположенные на 50...1000 км выше ГСО. Однако некоторые КА были переведены на орбиты ниже ГСО. Комитет IADC считает наиболее целесообразным перевод отработавших геостационарных КА на 300 км выше ГСО. В 2004 г. в США Федеральная комиссия по связям выставила требования к операторам ИСЗ переводить геостационарные ИСЗ по завершении их функционирования на орбиты захоронения в 200...300 км выше ГСО, и в 2005 г. эти правила были введены в действие.

На свои орбиты захоронения переводятся отработавшие КА и с орбит других классов. Так, в 2001 г. 19-летний американский «Ландсат» был списан и с 705-километровой рабочей орбиты переведен на орбиту ниже 600 км. В 2005 г. два списанных КА НАСА ERBS и UARS, пролетавшие до этого 21 г. и 14 лет, соответственно, и продолжавшие работать на орбитах ниже 600 км, с помощью соответствующих маневров были «опущены» еще ниже, где время их существования сократилось до 25 лет. Американский военно-морской ИСЗ GFO (из серии «Геосат»), запущенный в 1998 г. для океанографических исследований на орбиту высотой 800 км, в ноябре 2008 г. был переведен на орбиту 455×785 км, с которой войдет в атмосферу ранее, чем через 25 лет. В июле 2009 г. французский 19-летний ИСЗ SPOT-2 с рабочей орбиты высотой 825 км с помощью 11 маневров был переведен на орбиту захоронения 575×795 км, где и просуществует пассивно не более 25 лет. То же самое сделали с его предшественником SPOT-1 в ноябре 2003 г. [Monheim et al., 2009].

Перемещение отработавшего КА в область захоронения уменьшает риск столкновения на рабочих орбитах, но увеличивает его на новых орбитах. Причиной могут быть не только столкновения, но и взрывы КО из-за «энергетических» остатков на борту (горючего, аккумуляторов и т.д.).

И в том, и в другом случаях следствием могут стать многочисленные осколки, способные пересечь и рабочие орбиты. Этому способствует и тенденция роста эксцентриситета, в частности, у средневысоких орбит. Поэтому приходится при переводе таких ИСЗ на орбиты захоронения минимизировать начальный эксцентриситет и выбирать конфигурацию орбиты захоронения, минимизирующую его рост.

Вместе с тем, практикуемое сейчас пассивирование «энергетических» остатков уменьшает вероятность взрывов на орбитах захоронения. Это особенно актуально для высоких орбит, где взрыв или столкновение могут породить множество осколков, орбиты которых способны эволюционировать далеко за пределы орбиты взрыва. При этом время их существования на высоких орбитах достаточно велико. На ГСО оно может достигать миллионов лет. А это уже угроза рабочим орбитам.

На рис. 1.2 [Friesen et al., 1992] показано количественное влияние взрыва на ГСО на образование дополнительных потоков крупных осколков (размером более 10 см) на близких высотах. Аналогичную зависимость (ежегодное приращение плотности потока осколков в зависимости от разности высот) можно распространить и на случай взрыва на орбите захоронения вблизи ГСО.

На рис. 1.2 видно, что чем дальше орбита захоронения от начальной, тем меньше фрагментов разрушения, если оно произойдет на орбите захоронения, достигнет начальной орбиты.

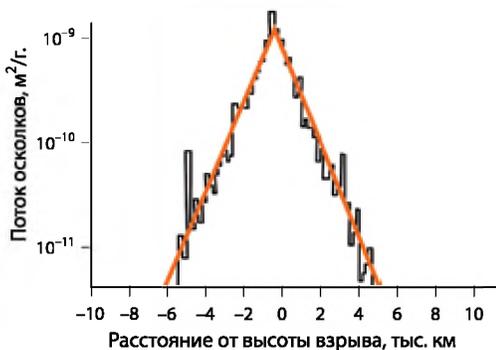


Рис. 1.2. Расчетный поток из 500 осколков размером более 10 см от взрыва КО на высоте ГСО

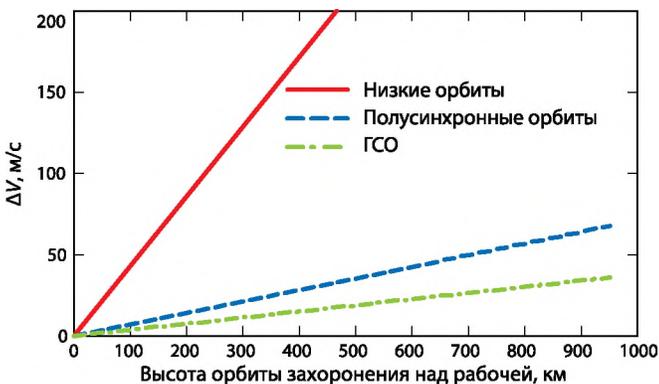


Рис. 1.3. Приращение скорости, необходимое для вывода ИСЗ на орбиту захоронения (для трех классов орбит)

Перевод КА на орбиту захоронения естественно связан с определенными затратами. Во-первых, КА и РН должны иметь соответствующие системы управления двигателем и ориентацией. Во-вторых, для совершения соответствующего маневра необходимо предусмотреть дополнительный объем топлива, а это приходится делать либо за счет уменьшения массы выводимой на орбиту полезной нагрузки, либо за счет уменьшения расхода топлива на операции по основной рабочей программе (например, для корректировки орбиты). При расчете этого дополнительного объема топлива обнаруживается следующая закономерность: чем выше рабочая орбита и, соответственно, орбита захоронения, тем меньше требуется топлива для осуществления маневра с целью изменения высоты орбиты КА на одну и ту же величину. Эта закономерность объясняет и тот факт, что при взрыве на разных высотах

разлет осколков взрыва происходит по-разному. На больших высотах образовавшиеся осколки захватывают более широкий диапазон новых орбит, чем ни низких, при одной и той же мощности взрыва и при тех же начальных скоростях отделения фрагментов.

На рис. 1.3, также подтверждающем эту закономерность, для трех типичных классов орбит показано необходимое изменение скорости КА, требуемое для перевода его на орбиту захоронения, отстоящую от рабочей на указанную на оси абсцисс величину [Orbital..., 1995].

В свое время были и другие предложения по решению проблемы захоронения ИСЗ в конце их активной жизни. Например, отбуксировывать их в так называемые стабильные точки на ГСО, расположенные на 75° в.д. и 105° з.д. Кроме того, рассматривалась возможность перевода геостационарных КО на геосинхронную орбиту в плоскости Лапласа с наклоном $7,3^\circ$, где действие главных возмущений компенсирует друг друга. В результате КО, движущиеся по этой орбите, имеют тренд оставаться на ней, а их относительные скорости составляют всего несколько метров в секунду, т.е. практически не опасны в случае столкновений. При размещении ИСЗ в плоскости Лапласа не требуется регулярных коррекций орбиты для компенсации южно-северных колебаний, на что обычно уходит 95 % топлива, отведенного на коррекцию орбиты.

Однако у этих вариантов оказалось достаточно много недостатков. Наиболее удовлетворительным со многих точек зрения остается перевод КО на орбиту захоронения в той же экваториальной плоскости вверх или вниз. Показано, что минимальное расстояние орбиты захоронения, обладающей достаточной эффективностью, равно 300 км вверх [Chobotov, 1990; Yoshikawa, 1992]. Для подъема орбиты КА над ГСО на 300 км требуется расход топлива 1,69 кг на 1000 кг массы КА, что эквивалентно расходу топлива на обычную корректировку орбиты в течение 3 мес.

Тем не менее, разногласия по поводу целесообразности перевода геостационарных КО на орбиту захоронения среди экспертов остаются. Несмотря на кажущуюся привлекательность такого маневра в конце жизни КА, он не дает радикального решения проблемы очищения ГСО. Такой прием всего лишь несколько расширяет область риска столкновений, тем самым временно снижая плотность риска, а его практическая ценность не так уж высока в виду и без того малой вероятности столкновений на ГСО в настоящее время [Orbital..., 1995]. Здесь, тем не менее, оценка «не так уж высока» имеет количественную меру: более 40 взрывов и серьезных (позволивших их обнаружить по анализу позиционных измерений) столкновений на ГСО [Sochilina et al. 1998].

Наиболее интенсивно используемые в настоящее время орбитальные области — это самые низкие орбиты (100...800 км), орбиты с высотами 900...1000 и 1400...1500 км; средневисотные в окрестности 20000 км; высокоэллиптические орбиты и, наконец, геостационарная орбита. Гистограммы распределения КО по высотам приведены на рис. 2.12 и 2.13.

Мониторинг ОКП бывает затруднен не только ввиду многочисленности КО, малых размеров и/или большой удаленности большинства из них, плохой

отражательной способности и/или фазы освещенности, но и из-за многочисленных маневров и орбитальных коррекций многих действующих КА. В последних случаях часто приходится прибегать к их поиску. Методы поиска КА после маневра или орбитальной коррекции (в том числе и оптимальные) описаны, например, в монографии [Вениаминов, 2010].

Приведенная классификация не претендует на полноту и универсальность, идеальной классификации и не существует. Некоторые классы пересекаются между собой: низкие орбиты и солнечно-синхронные, геосинхронные и геостационарная. Все перечисленные классы могут и не покрывать всего многообразия околоземных орбит, например, в зависимости от того, что в каждом конкретном случае понимается под классом средневысоких орбит или какие орбиты относить к высоким, сверхвысоким.

1.2. Системы контроля космического пространства

Прежде всего, контролю должны подлежать крупные космические объекты. По обнаруженным КО должен вестись динамический каталог, в котором содержатся сведения о назначении, принадлежности, состоянии, параметрах орбит, различных некоординатных характеристиках и др. Эта информация должна регулярно уточняться по результатам наблюдений КО. Для выполнения этих функций требуются создание и эксплуатация весьма дорогой сети средств наблюдения — системы контроля космического пространства.

В мире в настоящее время существуют только две системы средств наблюдения, способные систематически и достаточно эффективно решать эту задачу. Это Системы контроля космического пространства (СККП) России и США. Они создавались вовсе не для мониторинга засоренности ОКП. Главная задача каждой СККП — обнаружение ИСЗ, представляющих опасность для страны с военной точки зрения, и принадлежат они Министерствам обороны государств. Для выполнения этой главной задачи необходимо обнаруживать и контролировать движение не только действующих КА, но и всех остальных крупных КО, на фоне которых и осуществляется обнаружение опасных с военной точки зрения объектов. Это последнее условие, а также то, что системы «делались на совесть» и их реальные характеристики перекрывают заданные начальные технические требования, позволяет решать более широкие задачи. В этом смысле космическому мусору «повезло».

Российская СККП. В начале 60-х гг. XX в. политическое и военное руководство Советского Союза пришло к выводу о необходимости организации в военных и народно-хозяйственных целях непрерывного наблюдения за КО искусственного происхождения в ОКП. В 1962 г. вышло Постановление Правительства «О создании отечественной службы контроля космического пространства». В основу были положены предложения и результаты исследований групп специалистов СНИИ-45 МО, позднее переименованного в ЦНИИ-45 МО. В соответствии с этим постановлением в СНИИ-45 МО было образовано специальное управление, предназначенное для разработки необходимых проектных документов, ведения службы ККП и обучения специалистов по ККП. У истоков создания Российской СККП стояли такие крупные

ученые, как д-ра техн. наук М.Д. Кислик, П.Е. Эльясберг и чл.-кор. АН СССР Н.П. Бусленко.

В 1963–1966 гг. под руководством СНИИ-45 МО был разработан и создан Центр контроля космического пространства (ЦККП) (Ногинск Московской области).

К началу 1970-х гг. в ОКП находилось уже более 3000 крупных КО, но ЦККП смог каталогизировать из них лишь немногим более 500.

Ввиду активного освоения ОКП было принято решение о максимальном привлечении к наблюдениям за КО практически всех информационных средств, способных обнаруживать и сопровождать КО, — в первую очередь штатных средств Системы предупреждения о ракетном нападении и Системы противоракетной обороны. Вместе с тем, разрабатывались и специализированные средства наблюдения КО — оптико-электронный комплекс «Окно» (рис. 1.4) в Таджикистане и радиооптический комплекс распознавания «Крона» на Северном Кавказе. Но процесс разработки и ввода таких мощных средств довольно трудоемкий и долгосрочный. Поэтому, по инициативе ЦНИИ-45 МО, на базе астрономических и астрофизических обсерваторий АН СССР и союзных республик и астрономических средств некоторых вузов с 1976 г. начала создаваться Наземная сеть оптических средств (НСОС). Долгое время (до ввода в эксплуатацию оптико-электронного комплекса «Окно») НСОС была единственным источником измерений по высоким КО, в том числе геостационарным.



Рис. 1.4. Оптико-электронный комплекс «Окно»

К началу 1990-х гг. ЦККП сопровождал уже более 5500 КО, в том числе высокоэллиптические и геостационарные КО на высотах до 40 000 км.

В 1992 г. по инициативе ЦНИИ-45 МО между российскими и американскими специалистами была достигнута договоренность об обмене каталогами КО

национальных СККП. В том же году состоялся первый обмен. А через год был создан российско-американский научный семинар по ККП, который продолжает успешно функционировать и сегодня. В такой конкретной форме началось сотрудничество между российской и американской системами ККП, в процессе которого был выполнен ряд успешных работ по совместному контролю входа в атмосферу и падения на землю крупных КО, а также проведен космический эксперимент ODERACS.

В 1999 г. был сдан в эксплуатацию комплекс «Крона» и в опытную эксплуатацию — первая очередь комплекса «Окно», расположенного на высоте 2200 м и контролирующего КО на высотах 2000...40 000 км. Комплекс «Окно» (см. рис. 1.4) стал основным источником измерительной информации по геостационарным и высокоэллиптическим КО, при этом НСОФ продолжала поставлять важную дополнительную информацию и привлекаться для проведения экспериментальных работ в космосе и наблюдения за аварийными КА [50 лет..., 2010; Севастьянов, Давиденко, 2003]. В 2003 г. был сдан в опытную эксплуатацию радиотехнический комплекс «Момент», который стал поставлять, прежде всего, некоординатную информацию о радиоизлучающих КА.

До распада СССР российская СККП располагала средствами наблюдения, расположенными как в России, так и на территориях союзных республик. В настоящее время система использует СН в основном на отечественной территории (преимущественно средства СПРН и ПРО), а также некоторые РЛС и электронно-оптические средства на территориях стран СНГ на правах аренды.

Российская СККП, будучи информационной системой Вооруженных Сил РФ двойного назначения, выполняет и военные, и гражданские функции, в том числе связанные с международным информационным взаимодействием, и находится в режиме постоянного боевого дежурства [Батырь и др., 2006а; Гаврилин, 2008; Дialeктика..., 2011; Оружие..., 2004; СККП России..., 2007].

Основные функции СККП:

- сбор и обработка позиционных и некоординатных измерений от средств наблюдения;
- идентификация измерений с орбитами каталогизированных КО;
- обнаружение новых КО и определение их начальных орбит;
- уточнение орбит каталогизированных КО;
- планирование наблюдений, расчет и выдача целеуказаний СН;
- прогнозирование движения КО;
- предсказание сближений КО и их возможных столкновений;
- определение некоординатных характеристик КО;
- определение массогабаритных, конструктивных, отражательных и излучательных характеристик КО, параметров собственного движения относительно центра масс;
- классификация КО по типу (КА, РН, элемент запуска или функционирования КА, фрагмент разрушения и т. п.);
- распознавание КА (определение его государственной принадлежности, целевого назначения, степени опасности, функционального состояния и т. д.);
- расчет продолжительности существования КО, определение времени и возможного района падения;

- оценка космической обстановки;
- ведение Главного каталога СККП.

Для реализации этих функций в ЦККП поступает большой объем измерительной информации от широкой сети СН [50 лет..., 2010; Гаврилин, 2008; Диалектика..., 2011; Оружие..., 2004, 2005; СККП России..., 2007; Шилин, Олейников, 2007].

Специализированные средства СККП:

- радиооптический комплекс «Крона» на Северном Кавказе, включающий РЛС дециметрового и сантиметрового диапазона, лазерный оптический локатор;
- оптико-электронный комплекс «Окно» в Таджикистане, включающий четыре оптико-электронные станции обнаружения ВОКО и две оптико-электронные станции сбора информации [Севастьянов, Давиденко, 2003];
- радиотехнический комплекс контроля излучающих КА «Момент» под Москвой.

Взаимодействующие информационные средства:

- РЛС «Днепр» (Мурманск, Иркутск (РФ), Гюльшад (Казахстан));
- РЛС «Дунай ЗУ» (Подмосковье);
- РЛС «Дарьял» (Печора (РФ), Мингечаур (Азербайджан));
- РЛС «Волга» (Беларусь);
- РЛС «Воронеж» (Ленинградская область, Армавир, Усолье-Сибирское (РФ));
- многофункциональная РЛС ПРО «Дон-2Н»;
- квантово-оптические системы космических войск.

Привлекаемые средства: наземные оптические средства наблюдения космического пространства, принадлежащие различным гражданским организациям (РАН, высшие учебные заведения и др.); ежесуточно они поставляют в ЦККП тысячи единиц измерений по геостационарным КО, что позволяет освободившийся ресурс специализированных оптических средств использовать для наблюдения КО на ВЭО (сложных с точки зрения точного прогнозирования движения).

Недостаточный парк СН, их отсутствие во многих районах обуславливает значительную ограниченность обзора ОКП. Данные измерений со средств наблюдения передаются практически в реальном времени в ЦККП, где на основе стандартной и специальной обработки соответствующих координатной и некоординатной составляющих измерительной информации ведется динамический каталог КО [Батырь и др., 2006б; Гаврилин, 2008; Диалектика..., 2011; СККП России..., 2007; Шилин, Олейников, 2007; Batyr, G. et al., 1993b; Space Security..., 2010, 2012].

Чтобы покончить с зависимостью от других стран, в России для СПРН строятся и постепенно вводятся в эксплуатацию еще шесть РЛС с фазированной решеткой нового поколения типа «Воронеж» с размещением их вдоль западной, юго-восточной и южной границ. Первые две уже размещены в Лехтуси и Армавире. Причем армавирская РЛС имеет такое же покрытие

пространства, как и РЛС СПРН в Габале (Азербайджан), что позволит обнаруживать запуски ракет со Среднего Востока [50 лет..., 2010; Диалектика..., 2011; Оружие..., 2004; Hays, 2007; Rumsfeld..., 2002; Space Security..., 2010; The SSS..., 2006; Verger, 2007]. В Усолье-Сибирском Иркутской области 23 мая 2012 г. заступила на опытно-боевое дежурство РЛС высокой заводской готовности «Воронеж-М», принадлежащая СПРН и в то же время (как и другие РЛС этого ряда) взаимодействующая с СККП [Ильин, 2012].

СККП США. Как и российская СККП, наряду со специализированными СН, использует средства других систем и организаций, которые привлекаются «по возможности» и «по мере необходимости». СККП использует приблизительно 30 радаров и оптических средств, размещенных на 16 посадочных площадках [Improving..., 2006; Space Security..., 2010, 2012] (рис. 1.5).



Рис. 1.5. Размещение СН, используемых СККП США

Основными средствами обнаружения и наблюдения КО американской СККП являются следующие [Solodyna, Banner, 2000].

Как и в российской СККП, средства наблюдения, используемые в интересах ККП США, делятся на три главные категории:

- *специализированные* (dedicated) — СН, основной задачей которых является контроль космического пространства: узкодиапазонные радары частотного UHF-диапазона модернизированной системы NAVSPASUR (с перспективой перехода на радары S-диапазона) и «Эглин»; с 2003 г. радар L-диапазона Cobra Dane (о-в Шемайя, Аляска) [Stansbery, 2004]; электронно-оптические средства AMOS/MOTIF (о-в Мауи, Гавайи), Socoogo (Нью-Мексико), MOSS (Морон, Испания), «Диего Гарсиа» (одноименный остров). В ближайшее время в строй войдет новейший телескоп ККП (SST), построенный фирмой DARPA. Он получил свои первые изображения спутников в феврале 2011 г. После завершения предварительной эксплуатации, начавшейся в октябре 2011 г., и последующих итоговых испытаний (если

- они окажутся успешными) телескоп будет введен в состав СККП США. Стоимость его создания 110 млн дол. SST имеет апертуру 3,5 м, очень высокую производительность и скорость перенацеливания среди инструментов своего класса. Может обнаруживать и сопровождать мелкие КО с повышенной точностью [DARPA, 2011; Zakaib, 2011; Toor, 2011];
- *сотрудничающие* (collateral) — СН Космического командования ВВС США, главной задачей которых является не контроль космического пространства, а, например, раннее предупреждение о ракетном нападении: радары UHF-диапазона «Клир», «Бил», «Паркс», «Туле» (Гренландия), «Отис», «Файлингдейлс» (Великобритания);
 - *привлекаемые* (contributing) — СН, принадлежащие другим государственным ведомствам и частным организациям, поставляющие данные наблюдений для СККП по контрактам: ALTAIR (UHF- и VHF-диапазоны), TRADEX (L- и S-диапазоны), ALCOR (C-диапазон), MMW (Ka- и W-диапазоны), «Кайена Пойнт» (C-диапазон) — все пять на островах в Тихом океане; «Миллстоун» (L-диапазон), «Хэйстэк» (X-диапазон), ХЭКС (Ku-диапазон).

Есть также средства пассивного обнаружения бортовых радиосигналов, т.е. средства радиотехнического контроля (PRF) [Veniaminov et al., 2007].



Рис. 1.6. Пост ГЕОДСС на о-ве Диего Гарсиа

Важной составляющей американской СККП, которая вносит значительный вклад в контроль космоса, является наземный электронно-оптический комплекс зондирования глубокого космоса ГЕОДСС (GEODSS). В свое время он заменил устаревшие камеры Бейкер-Нанн. В настоящее время действуют три штатных поста этого комплекса: в Сокорро, Нью-Мексико, на о-ве Мауи, Гавайи, и на о-ве Диего Гарсиа, Британская территория в Индийском океане (рис. 1.6). Существовала еще станция в Южной Корее, но она была закрыта в 1993 г. по целому ряду причин (смог от ближайшего города, неблагоприятные климатические условия и большие расходы на содержание). Есть еще пердислоцируемый телескоп на американской авиабазе Морон в Испании — по сути дочерняя станция комплекса ГЕОДСС.

28 Комплекс ГЕОДСС контролирует высоты от 4500 км до геосинхронных орбит и выше. Каждый пост располагает тремя телескопами с апертурой 1,02 м и полем зрения 2°, оснащенными ПЗС-камерами, и наблюдает за ночь более 3000 КО [United..., 2010].

СККП США уверенно обнаруживает и сопровождает НОКО размером более 10 см. Центр контроля получает до 500 000 измерений ежедневно. В 2010 г. объем официального каталога СККП США составлял более 21 000 КО [Space Security..., 2010]. Раньше этот каталог, правда, в ограниченном объеме и с заниженными точностями элементов орбит, был в свободном доступе в Интернете. С 2004 г. США ограничили этот доступ в интересах национальной безопасности [National..., 2003; Space Security..., 2010].

Основные функции СККП США:

- предсказание места и времени входа КО в плотные слои атмосферы;
- предотвращение ложных тревог в случаях, когда входящий в атмосферу КО может восприниматься радаром как ракетное нападение;
- определение текущего положения КО и параметров его орбиты и предсказание их будущих значений;
- обнаружение новых техногенных объектов в космосе;
- ведение динамического каталога техногенных КО;
- определение государственной принадлежности КО, входящего в атмосферу;
- информирование НАСА о КО, представляющих угрозу для полета МКК «Шаттл», действующих ИСЗ и МКС.

Как видно, задачи российской СККП и СККП США во многом схожи, однако есть и небольшие различия, в том числе и в приоритетах.

До 2003 г. функции американской ККП были как в ведении ВВС США, так и их военно-морских сил. Средства контроля космоса тоже делились между этими ведомствами. Раньше СККП США имела два ЦККП — основной в горе Шиен в штате Колорадо и запасной (принадлежавший ВМФ США) в г. Дальгрене штата Вирджиния [Chamberlain, Slauenwhite, 1993]. Функции ККП и, прежде всего, в части получения и обработки измерительной информации тоже были разделены. Основной ЦККП отвечал за координатную (позиционную) информацию и слежение за КО, а запасной — за некоординатные данные и идентификацию и распознавание ИСЗ. Тем не менее, оба Центра, в конце концов, владели и той, и другой информацией.

ВМФ имел в своем распоряжении очень мощный радиолокационный барьер NAVSPASUR, существовавший с 1960-х гг. Он состоял из трех передающих (излучающих) и шести приемных РЛС, размещенных по дуге большого круга через всю южную часть территории США. Это был полный мультистатистический радиолокационный интерферометр непрерывного излучения в частотном диапазоне VHF. Каждый приемник мог принимать отраженный от КО сигнал, посланный любым передатчиком комплекса. Но система состарилась, и была принята программа ее модернизации. Она включала переход на S-диапазон (~3,5 ГГц), повышение чувствительности (обнаружение КО диаметром 5 см на высоте 1000 км), точность остается прежней, емкость каталога КО —

до 100 000. В 2003 г. выполнение этой программы вместе с функциями ККП, персоналом и фондами было передано от ВМФ к ВВС США [Schumacher, 2007]. Есть сведения, что такой каталог (объемом около 100 000 КО) уже ведется модернизированной СККП США, и в нем содержится информация и о более мелких КО, в частности, 5-сантиметровых.

В то же время, ЦККП, базировавшийся в горе Шиен, в августе 2007 г. переведен в район авиабазы Ванденберг в Калифорнии и переименован в Объединенный центр космических операций (JSOC).

В июне 2009 г. ВВС США выделили 90 млн дол. на три контракта с компаниями «Локхид Мартин», «Рейтеон» и «Нортроп Грумман» по разработке концепции S-диапазонного радиолокационного «забора» («космического барьера» ВВС США), который по замыслу существенно улучшит возможности СККП США как в отношении глобальности покрытия низкоорбитальной и средневисотной областей ОКП, так и способности обнаруживать КО размером в несколько сантиметров. Эта система будет размещена в трех географически разнесенных местах, в каждом из которых будет находиться приемно-передающая пара РЛС. Начало функционирования первой пары планируется на 2015 г. [Lockheed..., 2009; Morales, 2009; Scully, 2007; Space Security..., 2010; US Strategic..., 2007]. Недавно Гари Уилсон заявил, что модернизированный космический барьер будет способен обнаруживать КО размером 2 см на высотах пилотируемых полетов [15th Annual..., 2012].

Определенный вклад в информационный поток СККП США вносил экспериментальный космический сенсор видимого диапазона (SVS), выведенный в 1996 г. на борту ИСЗ MSX (http://en.wikipedia.org/wiki/Midcourse_Space_Experiment), который завершил свою миссию в июне 2008 г. (рис. 1.7) [Butler, 2008; Space Security..., 2010; United..., 2010].



Рис. 1.7. КА MSX (прототип SBSS)

Этот эксперимент плавно перерос в разрабатываемую СККП космического базирования (SBSS) с целью расширения возможностей обнаружения, слежения и идентификации элементов КМ на ГСО [Space Security..., 2008, 2010, 2012].

Но это не главная цель SBSS. Поскольку ее хозяин — Министерство обороны США, она позиционируется как *«космическая система с оптическими сенсорами на борту ее КА, предназначенная для слежения и идентификации КА военного назначения в глубоком космосе с целью обеспечения оборонительных и наступательных противокосмических операций»* [Space Security..., 2010, 2012].

Запуск первого КА SBSS неоднократно переносился. Последний раз он намечался на 8 июля 2010 г., но также был перенесен на неопределенный срок из-за проблем с РН «Минотавр-IV». На эту программу выделено 824 млн дол. Соответствующую систему КА предполагается оснастить оптическими телескопами. SBSS будет способна контролировать каждый спутник на ГСО по крайней мере 1 раз в 24 ч.

Вообще-то, в США разрабатываются две СККП космического базирования. Об одной мы только что рассказали. Вторая — «микро-СККП», состоящая из наноспутников, носит название «Ангелы» — Автономная охранная система для мониторинга локального космоса (ANGELS). Ее КА смогут приближаться к геостационарным КА и проводить их инспекцию с помощью бортового телескопа. Они также будут оборудованы датчиками, определяющими следит ли за ними радар. Эти системы помогут США существенно расширить объем каталога КО и повысить его точность [US Air..., 2010].

Несмотря на принадлежность СККП США военному ведомству, все ее несекретные данные доступны широким научным кругам, вовлеченным в исследование и решение проблем КМ, и, в первую очередь, НАСА, ЕКА и IADC. Внешние (из других ведомств) операторы КА и прочие заинтересованные в информации каталога организации, в том числе научные учреждения, могут использовать данные каталога КО СККП США на коммерческой основе по контрактам через программу «Коммерческие и зарубежные потребители». Пилотный проект получения такой информации через веб-сайт был запущен в 2004 г. Уже зарегистрировано более 25 000 пользователей этой программы [Bureaucrasy..., 2008; Space Security..., 2010; Space Surveillance..., 2010].

В обеих СККП (российской и американской) РЛС используются для наблюдения за КО, расположенными преимущественно на низких высотах, а оптические и электронно-оптические — для контроля больших высот. Вместе с тем, СККП США располагает и радарными глубоким зондирования космоса для контроля ГСО.

С помощью радиотехнических средств получают в основном некоординатную информацию только по действующим, более того, излучающим ИСЗ и преимущественно по целеуказаниям. Режим контроля космоса можно назвать режимом «по заявкам в допустимые интервалы времени». Иными словами, мониторинг ОКП ведется системами не постоянно и не во всех областях. КО могут обнаруживаться, теряться и находиться снова. Каталоги КО обеих СККП содержат информацию об объектах размером более 10...20 см, хотя каталог КО США в последние годы заметно расширяется в сторону меньших размеров КО.

Потенциальные СККП других стран. В 1989 г. Франция предложила создать международную наземную СККП [Space Security..., 2010] (Federation of American Scientists, Joint Data Exchange Center — JDEC, 2010), однако до сих

пор заметного продвижения в этом направлении нет. Кроме Франции, многие страны работают над планами создания собственных СККП. ВВС Франции 22.12.2005 г. ввели в эксплуатацию РЛС GRAVES, которая должна стать основой будущей Европейской СККП [A GRAVES Sourcebook, 2006; Selding, 2007] (рис. 1.8, 1.9).



Рис. 1.8. Передающие антенны РЛС GRAVES

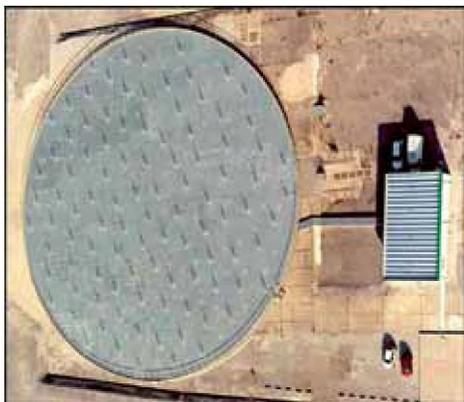


Рис. 1.9. Приемная антенна РЛС GRAVES (вид с воздуха)

В Германии в 2009 г. в Uedem открылся Германский центр оценки космической обстановки с главной задачей координировать усилия по защите немецких ИСЗ от орбитальных столкновений [Selding, 2010]. В 2009 г. центр (с использованием данных американской СККП) зафиксировал для пяти своих спутников 800 сближений с элементами КМ, 32 из которых оказались менее чем на 1 км. В одном случае потребовался маневр уклонения от столкновения.

Собственную СККП разрабатывает и Великобритания [Successful..., 2006].

ЕКА весной 2005 г. объявило о завершении работ по созданию первой очереди собственной СККП, информационной основой которой является РЛС

французских BBC GRAVES, и о планах ввода ее в эксплуатацию к концу года [Michal et al., 2005]. Предполагалось, что к 2010 г. Европейская СККП будет контролировать 87 % каталога КО США, а к 2015 г. — 95 % [Donath et al., 2005]. Однако до сих пор система не заработала.

Тем не менее, ЕКА определило ККП как один из трех своих главных приоритетов [Donath et al., 2008, 2009; Space Security..., 2010, 2012]. Правда, этот европейский орган сейчас уже имеет другое название — Европейская система оценки космической обстановки (ESSAS), и построена система по несколько иному принципу. Собственно СККП является подсистемой ЕСОКО. (Для сравнения, в российской и американской СККП оценка космической обстановки является лишь одной из функций.) Главная цель ЕСОКО, кроме централизованного управления средствами наблюдения, — получение и обновление сведений:

- о сопровождаемых КО;
- космической среде (мало- и среднеразмерных несопровождаемых КО, излучениях и т. п.);
- космических угрозах (возможных и реальных столкновениях, взрывах, входах в плотную атмосферу крупных КО; помехах в работе действующих КА; электризации, старении и деградации поверхности КО; механических воздействиях со стороны КМ и т. д.).

СН, с которыми начнет работать ЕСОКО, — это существующие европейские средства:

- бистатический обзорный радар GRAVES (Франция), рабочая частота в VHF-диапазоне — для обнаружения КО на низких орбитах;
- L-диапазонный радар TIRA (Германия) — для слежения за КО на низких орбитах;
- оптические системы STARBROOK (Кипр), ZimSMART (Берн), TAROT (Франция и Чили) — для обзоров ГСО;
- оптические системы ESASDT (Тенерифе), STARBROOK (Кипр), ZimSMART (Берн), TAROT (Франция и Чили) — для слежения за КО на ГСО;
- существующие источники информации и бортовые инструменты КА PROBA-2 и SWARM — для измерения параметров термосферы и ионосферы;
- бортовые датчики на КА METOP, JASON-2, SAC-D, GALILEO IOVs и ультрафиолетовые солнечные датчики на КА PROBA-2 — для мониторинга излучений;
- наземные СН (как радары, так и телескопы, такие как LMT), работающие в парковых режимах, и бортовые детекторы — для мониторинга несопровождаемых малоразмерных КО.

Все эти сотрудничающие и привлекаемые на начальном этапе СН впоследствии будут дополнены специализированными СН в следующем предполагаемом составе:

- бистатическая РЛС UHF-диапазона (рабочая частота 435 МГц) с полем обзора 180° по азимуту и 20° по углу места (20...40°), способная на дальности 1000 км наблюдать сферу диаметром 10 см, возможное место дислокации — Испания, задача — обзор области низких орбит [Muller, 2009];

- РЛС S-диапазона (рабочая частота $(3,2 \pm 2)$ ГГц) с возможностью наблюдения 10-сантиметровой сферы на дальности 1500 км, поле зрения $0,6^\circ$, зона ответственности — от горизонта до горизонта, возможное место размещения — Куру, задача — слежение за НОКО по целеуказаниям;
- две оптические системы с апертурой 0,4 м, полем зрения $6 \times 6^\circ$, с размещением в Тенерифе и на Маркизовых о-вах, задача — обзоры области полусинхронных орбит;
- четыре оптические системы с апертурой 0,5 м, по одной на о-ве Тенерифе, на Кипре, в Перте и на Маркизовых о-вах, задача — слежение за КО в области полусинхронных орбит и ГСО по целеуказаниям;
- космический телескоп на солнечно-синхронной платформе с апертурой 0,3 м, полем зрения $10 \times 10^\circ$, задача — обзоры ГСО и наблюдение по целеуказаниям;
- бортовые детекторы на солнечно-синхронной платформе для регистрации и измерения излучений и мониторинга несопровождаемого КМ;
- измерительные кампании в парковых режимах наземных специализированных СН с целью мониторинга некаталогизированного КМ;
- геостационарный релейный ИСЗ для мониторинга космической погоды.

Уже в настоящее время, до ввода в строй ЕСОКО ЕКА обладает большими возможностями по наблюдению КМ (см. далее).

После вступления в IADC в 1995 г. Китай стал проявлять настойчивый интерес к созданию собственной СККП. В 2005 г. Китайская академия наук основала исследовательский центр для мониторинга космического пространства. Для поддержки китайских космических программ была создана Система слежения, телеметрии и управления, которую можно считать прообразом СККП. Она включает шесть наземных РЛС на территории Китая, по одной в Намибии и Пакистане и четыре корабля, осуществляющих слежение за ИСЗ [Chinese Space, 2005; Space Security..., 2012].

В конце 2007 г. официальные лица Китая объявили о начале работы над большим проектом ККП. В систему средств ККП будут включены две линии обсерваторий: одна вдоль меридиана 120° в.д., другая вдоль 30-й параллели. Готовность — в 2010 г. [China..., 2006; Xiaodan, 2008; Zhour, Liu, 2006]. К 2010 г. Китай уже располагал 20 станциями наблюдения за спутниками, работа которых координируется из Ксяннского центра контроля космоса [China..., 2008].

В соответствии с очередной программой модернизации будут обновлены алгоритмы определения орбит и повышены возможности слежения за ИСЗ, представляющими потенциальные цели применения противоспутникового оружия [China..., 2006; Space Security..., 2010, 2012].

Канада уже в течение нескольких лет разрабатывает оптическую систему «Сапфир» космического базирования для наблюдения за КО на высоких орбитах (6000...40 000 км). Предполагается, что данные ее наблюдений будут поступать в каталог СККП США. Канадское космическое агентство планировало в 2011 г. запуск низкоорбитального ИСЗ с функциями контроля космического пространства, бортовая аппаратура которого будет способна осуществлять мониторинг высот 15 000...40 000 км [Hildebrand et al., 2007; Maskell, Oram, 2008; Wattie, 2006; Space Security..., 2012].

1.3. Возможности современных средств по наблюдению космического мусора

Самый банальный, но и самый надежный (относительно гарантированный) способ получения информации о КМ — непосредственное наблюдение его с помощью разнообразных средств. К сожалению, с помощью существующих средств наблюдения обнаруживается и каталогизируется лишь небольшая доля общей популяции КО, в том числе КМ.

Как уже говорилось, средства наблюдения, используемые СККП, способны обнаруживать и контролировать в штатных режимах в основном КО размером более 10...20 см. Проводятся исследования для снижения этого порога. Кстати, это позволяет использовать штатные средства контроля в нештатных (экспериментальных) режимах. Например, при проведении космического эксперимента ODERACS-1 в 1994 г. РЛС «Дон-2Н», работая в нештатном режиме, раньше американских средств контроля обнаружила сферу с наименьшим диаметром ~5 см на высоте ~352 км (при наклонной дальности до цели 500...800 км) [Оружие..., 2008; Batur et al., 1995; Radar..., 1996].

Радиолокационные средства наблюдения (наземного базирования)

РЛС, ввиду присущих им особенностей, предпочтительнее использовать для контроля низких орбит. Их *достоинства* по сравнению с оптическими средствами:

- возможность наблюдения КО вне зависимости от времени суток, погодных условий, естественной освещенности цели;
- высокая производительность и, в частности, высокая обнаружительная способность, определяемая рабочей частотой радара, излучаемой мощностью, параметрами антенны и т. п.;
- возможность одновременного контроля большого количества целей (до нескольких сотен);
- допускаются самые высокие скорости пересечения целью зоны действия радара;
- более простое, чем в оптических средствах, программно-алгоритмическое обслуживание процесса измерения параметров цели.

Недостатки РЛС:

- практически невозможны, во всяком случае, крайне неэффективны, перемещаемые варианты;
- высокая стоимость создания и обслуживания;
- чрезмерно большое потребление электроэнергии во время работы;
- экологическая небезопасность;
- возможная неоднозначность измерений, в частности, при определении размеров наблюдаемого КО;
- зависимость чувствительности от четвертой степени расстояния до наблюдаемой цели.

Из действующих отечественных РЛС для наблюдения КМ, пожалуй, более всего подходит многофункциональная РЛС кругового обзора «Дон-2Н» (рис. 1.10). [Гаврилин, 2008; Диалектика..., 2011; Оружие...2004, 2008]. Это единствен-

ная станция в мире из принимавших участие в космическом эксперименте ODERACS (см. далее справку), которая, как уже упоминалось, первой обнаружила самую маленькую стальную сферу (диаметром 2 дюйма) и передала измерения в Джонсоновский космический центр НАСА [Оружие..., 2008; Batyr et al., 1995; Radar..., 1996]. После проведения этого эксперимента специалисты из НАСА порекомендовали привлечь станцию «Дон-2Н» к наблюдению КМ.



Рис. 1.10. РЛС «Дон-2Н»

Это моноимпульсная радиолокационная станция сантиметрового диапазона с крупномодульными активными фазированными антенными решетками (АФАР), электронным управлением характеристиками и положением в пространстве передающей и приемной диаграмм направленности, цифровой обработкой радиолокационных сигналов. В 1989 г. станция была принята на вооружение, а в 1996 г. — поставлена на боевое дежурство.

Радиолокационная станция «Дон-2Н» обеспечивает одновременный обзор всей верхней полусферы в зоне ответственности комплекса. Она отличается высокой помехозащищенностью, адаптивностью к условиям обстановки, высокой информативностью, модульностью построения и высокой степенью автоматизации. В настоящее время «Дон-2Н» может использоваться в системах ПРН и ККП, в том числе, для наблюдения КМ, причем допускает дальнейшее программно-аппаратурное совершенствование с целью обнаружения и наблюдения более мелких КО и на большей дальности.

После обнаружения целей станция их сопровождает, автоматически отстраивается от помех и селектирует ложные цели. Станция такого типа развернута и на полигоне Сары-Шаган (Казахстан) в усеченном варианте.

В мирной обстановке РЛС «Дон-2Н» работает в режиме малой излучаемой мощности [Диалектика..., 2011; Оружие..., 2004, 2008].

Справка. Космический эксперимент ODERACS (Orbital Debris Radar Calibration Spheres), целью которого были проверка обнаружительных возможностей и калибровка РЛС и некоторых оптических средств, проводился НАСА в два этапа, соответственно, в 1994 и 1995 гг. (ODERACS-1 и ODERACS-2). С борта МКК выбрасывались металлические сферы

трех размеров — 6, 4 и 2 дюйма в диаметре (соответственно, ~15, 10 и 5 см), а также диполи. В работе по сферам принимали участие и некоторые российские РЛС UHF-, S- и C-диапазонов. Они обнаружили и сопровождали 15- и 10-сантиметровые сферы с первого их прохождения через зоны действия станций, за исключением РЛС UHF-диапазона, которая устойчиво сопровождала 10-сантиметровые сферы только после снижения порога чувствительности и установки специального программного шумоподавляющего фильтра. Пятисантиметровые сферы обнаруживались и сопровождались только РЛС S- и C-диапазонов. Особый интерес представляют результаты работы многофункциональной РЛС ПОО кругового обзора C-диапазона «Дон-2Н». Ее частотный диапазон и потенциальные характеристики практически идеально соответствовали целям эксперимента — реально оценить возможности РЛС по обнаружению малоразмерных КО и измерению их ЭПР. В работе по 5-сантиметровым сферам использовалась нештатная (экспериментальная) программа обнаружения с некогерентным накоплением эхо-сигнала. При каждом прохождении сферы сопровождалась вплоть до самого выхода из зоны действия. По результатам работы обе стороны (американская и российская) пришли к следующему выводу: РЛС «Дон-2Н», работая в указанном режиме, надежно обнаруживает КО размером до 5 см в секторе 100×200° на дальности 500...800 км и устойчиво сопровождает их до границы 900...1500 км. РЛС может быть рекомендована в качестве адекватного сенсора для исследования и мониторинга засоренности низких орбит ОКП малоразмерным техногенным КМ (до 5 см). Для слежения за более мелкими КМ или увеличения предельной дальности гарантированного обнаружения может быть использовано более продолжительное некогерентное накопление большего числа эхо-сигналов — до 100 и более, тогда как в эксперименте ODERACS-1 накапливалось не более 10 эхо-сигналов. Для дальнейшего повышения эффективности обнаружения требуется разработка более совершенных поисковых режимов, теоретическая основа для которых изложена в работах [Вениаминов, 1984, 2010, 2012, Veniaminov, 1993, 2012]. В процессе проведения эксперимента ODERACS-1 Россия и США обменивались измерительной информацией, точность которой оказалась по результатам сравнения примерно одинаковой [Batur et al., 1995; Potter et al., 1996].

Эксперимент ODERACS не был оригинален. Еще в 1993 г. в РФ был проведен аналогичный эксперимент «Пион» по исследованию вариаций плотности верхней атмосферы, а два предварительных эксперимента были выполнены в СССР в июне и августе 1989 г. [Назаренко, 2010]. Дело в том, что определение и прогнозирование вариаций плотности атмосферы — самое слабое место в прогнозировании движения НОКО. Без их корректного учета точность предсказания положения НОКО на сколько-нибудь длительный срок и даже не очень длительный резко падает. Поэтому баллистиком важна любая возможность уточнения параметров верхней атмосферы.

Итак, две пассивные калибровочные сферы «Пион-5» и «Пион-6» были выведены на низкую орбиту с помощью КА «Ресурс-Ф». Время их орбитального существования составляло 22 и 23 дня. В течение этого периода российская СККП проводила регулярные наблюдения сфер. На основании полученных измерений рассчитывались их точные координаты и значения баллистического коэффициента. Эксперимент помог определить более точно текущие вариации плотности атмосферы и, как следствие, существенно повысить точность прогнозирования движения НОКО во время эксперимента. Интервал прогнозирования составлял от 1 до 6 суток. Для расчетов плотности атмосферы использовалась ее динамическая модель ГОСТ-25645.115–84.

Апостериорный анализ всех данных эксперимента подтвердил целесообразность проведения оперативного определения вариаций плотности атмосферы и использования результатов для улучшения точности прогнозирования орбит. Полный набор оценок вариации плотности атмосферы, полученный в различных геогеофизических условиях, имеет независимую научную ценность и может быть использован для построения более точной модели плотности атмосферы. [Batur et al., 1993; Назаренко, 2010; Тарасов и др., 1990].

Из радаров США, регулярно привлекаемых Комитетом IADC к кампаниям наблюдений КМ, наиболее эффективны следующие.

37

«**Аресибо**». Радиоастрономическая обсерватория в Пуэрто-Рико, расположенная на 18° с. ш., является Национальным центром астрономии и ионосферы США (рис. 1.11). Крупнейший в мире радиотелескоп с 1963 г. (дата ввода) эксплуатируется Корнельским университетом США. Диаметр рефлектора 305 м, глубина зеркала 51 м, поверхность сферическая, собирающая площадь 73 000 м². Рабочий диапазон радиочастот 50 МГц ... 10 ГГц (длина волны от 3 см до 1 м). Фокусное расстояние 132,5 м. Для проведения радиолокационных исследований в обсерватории используется передатчик мощностью 500 кВт. В кампаниях по наблюдению КМ использовалась рабочая длина волны радиоизлучения 10 см (частота 3 ГГц).



Рис. 1.11. Радиотелескоп обсерватории «Аресибо» (www.fototerra.ru_files)

«**Голдстоун**» (**Goldstone**). Бистатический радиолокационный комплекс дальней космической связи НАСА в Южной Калифорнии ($32,24^\circ$ с. ш.). Это уникальный комплементарный инструмент к системе радаров «Хэйстэк» и ХЭКС, расположенной в Массачусетсе. Комплекс оснащен одним из крупнейших в мире радиотелескопом, работающим в бистатическом режиме с 35-метровой передающей и 70-метровой принимающей антеннами, разнесенными на 497 м. Передающая антенна ориентирована в направлении $1,5^\circ$ от зенита, а приемная $-1,441^\circ$ от зенита. Для наблюдения КМ используется радиочастотный диапазон с рабочей длиной волны 3,5 см (частота 10 ГГц). Средняя излучаемая мощность 460 кВт. Ширина луча по уровню 3 дБ составляет $0,021^\circ$. К сожалению, система не может работать в моноимпульсном режиме, что позволило бы определять, как обнаруженная частица КМ проходит относительно бисектрисы луча. Это приводит к неопределенности в измерении ЭПР КО (измеренная ЭПР оказывается меньше истинной) и неточности определения таких орбитальных элементов, как наклонение и эксцентриситет. Тем не менее,

38 система позволяет получать ценную информацию о размере, радиальной скорости и высоте КО. При обработке измерений от 1 до 5 % их бракуются как полученные с помощью боковых лепестков. В измерительной кампании 1998 г. за 146 ч работы система обнаружила 3070 КО, т.е. новый КО обнаруживался в среднем каждые 3 мин.



Рис. 1.12. Бистатистическая РЛС «Голдстоун», передающая и приемная антенны

Предельный размер обнаруживаемых КО — 2 мм на дальности 1000 км. Измерения радара используются также для калибровки моделей засоренности, в частности, модели ORDEM (Orbital Debris Engineering Model). На рис. 1.12 показан комплекс «Голдстоун» с инфраструктурой, размещенный

в пустыне Мохав (верхний снимок) и передающая и приемная антенны раздельно (два нижних снимка) [IADC..., 2006; Matney et al. 1998; Stokely, 2004].)

В Вестфорде, штат Массачусетс, находится Линкольновский комплекс ККП, состоящий из трех радиолокационных станций, управляемый Линкольновской лабораторией Массачусетского технологического института. Это «Миллстоун», «Хэйстэк» и ХЭКС (рис. 1.13). Кроме этих трех радаров, в Вестфорде есть еще передвижной UHF-диапазона и большой стационарный ионосферный радар (тоже UHF-диапазона) с осью, направленной в зенит.



Рис. 1.13. Линкольновский комплекс ККП, Вестфорд, штат Массачусетс [Solodyna, Banner, 2000]

«Миллстоун» (Millstone). Узкодиапазонная РЛС, имеет статус привлекаемой к СККП США, используется в основном для обнаружения и наблюдения ВОКО, хотя способна следить и за НОКО. Она выдает очень точную координатную информацию по ИСЗ, а также радиолокационные сигнатуры. Рабочий диапазон частот L.

«Хэйстэк» (Haystack). Самая именитая РЛС в части мониторинга мелкого и среднеразмерного КМ. Точное название — радиолокатор построения изображений дальнего действия (LRIR). Дислоцирован в Тингсборо, штат Массачусетс. Его оператором является Линкольновская лаборатория Массачусетского Технологического института, которая выполняет работы в интересах Минобороны США.

Радар «Хэйстэк» большой мощности, диаметр тарелочной антенны 36 м, рабочая частота в X-диапазоне — несущая 10 ГГц (длина волны 3 см), моноимпульсный режим, ширина импульса 1,023 мс, пиковая мощность 400 кВт, частота повторения импульсов 40 Гц, при частоте зондирования 1 МГц, при определении радиальной скорости по доплеру разрешающая способность

7,5 км/с, при передаче — правая круговая поляризация, при приеме — правая и левая круговая, ширина луча $0,05^\circ$. Может обнаруживать КО диаметром 1 см на расстоянии 1000 км. Более поздними исследованиями и экспериментами Линкольновской лаборатории была показана возможность повышения чувствительности радара с целью обнаружения частиц размером 0,5 см на расстоянии 1000 км и 0,25 см на высоте полета «Шаттл» [Foster et al., 2004; Stansbery, 1997].

Из-за очень малого объема зондируемого пространства для получения сколько-нибудь представительного распределения КМ, даже в ограниченной области орбит, приходится собирать данные измерений в течение многих часов наблюдения. В интересах наблюдений КМ «Хэйстэк» работает в «парковом» режиме, т. е. луч фиксируется в определенном направлении. Чаще всего вертикально (угол места 90°), но используются и другие углы места — 75° , 20° и 10° . В кампании наблюдения фрагментов разрушения китайского спутника «Фенгюн-1С» использовались фиксированные углы места от 22° до 50° [IADC..., 2006; Johnson et al., 2007; Settecerry et al., 1997; Stansbery et al., 1993].

Возможности радара «Хэйстэк» демонстрирует рис. 1.14, на котором представлены данные наблюдений при прохождении через его парковый луч облака осколков ИСЗ «Космос-2251» [Matney, 2010]. Это результаты работы в 82-й день 2009 г. Серые полосы слева и справа — периоды времени, когда измерения не проводились; зеленые точки представляют КО, не относящиеся, по мнению экспертов, к облаку осколков от столкновения ИСЗ «Космос-2251» с КА «Иридиум-33»; черные точки — это измерения КО, входящих в облако осколков; красные точки изображают моделированное облако осколков после столкновения.

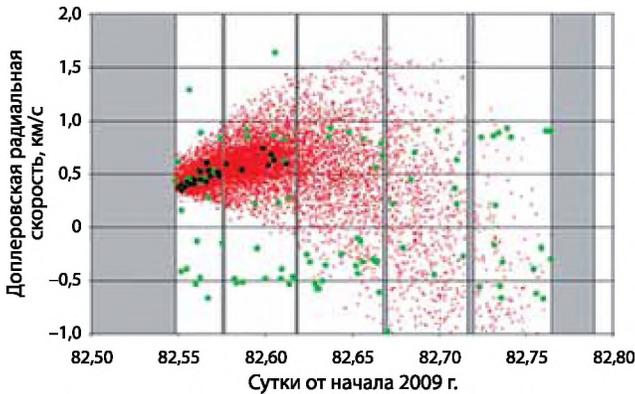


Рис. 1.14. Измерения «Хэйстэка» и моделированное облако осколков

ХЭКС (НАХ). Ввиду того, что радар «Хэйстэк» предназначен для совсем других целей (работает в интересах Минобороны) и его отвлечение на мониторинг засоренности ОКП расходует ресурс не по профилю и, к тому же, это довольно дорого, в начале 1990-х гг. был построен радиолокатор ХЭКС (Haystack Auxiliary Radar) специально для решения задач изучения КМ.

Территориально он расположен рядом с «Хэйстэком». Его эксплуатация началась в 1994 г., хотя он был вполне работоспособен уже в 1993 г. В 1994 г. он отработал 371 ч с антенной, направленной в зенит. Оба радара показаны на рис. 1.15.



Рис. 1.15. Радары «Хэйстэк» и ХЭКС

Радар ХЭКС очень хорошо дополняет «Хэйстэк», но имеет несколько системных отличий от прототипа. Излучает меньшую мощность и, следовательно, менее чувствителен. Работает на более высокой частоте, имеет более широкий луч (почти в два раза), может обнаруживать среднеразмерные НОКО. При этом он более производительен и дешевле в эксплуатации. «Хэйстэк» из-за больших размеров антенны (и ее инерции) не может после обнаружения цели переключаться на режим слежения, тогда как ХЭКС лишен этого недостатка. У «Хэйстэка» есть еще одно слабое место: из-за очень узкой диаграммы направленности при наблюдении крупных КО отраженный сигнал может приниматься по боковому лепестку, что вносит искажения (погрешности) при измерении координат цели. ХЭКС, имея диаграмму направленности почти вдвое шире, легче справляется с такими ситуациями.

Радар ХЭКС дает дополнительные данные (к измерениям «Хэйстэка») для юстировки модели НАСА оценки размеров КО [Xu et al., 2005]. Но главное достоинство ХЭКСа по сравнению с «Хэйстэком» — полная доступность для измерений КМ. «Хэйстэк», например, большую часть зимы работает на Северо-восточную радиообсерваторию (NEROC) в качестве радиотелескопа, т.е. с удаленным передатчиком.

Основные характеристики ХЭКС: пиковая мощность 50 кВт, рабочая частота 16,7 ГГц, ширина импульса 2,009 мс, частота повторения импульсов 94,46 Гц, диаметр антенны 12,2 м, число некогерентных импульсов накопления для обнаружении цели 12 [Setteccery, Stansbery, 1997; Stansbery, Setteccery, 1997; Setteccery et al., 1999].

Сравнение возможностей всех трех комплементарных радаров по обнаружению и наблюдению КМ приведено, например в статье [Stokely, 2006].

«Кобра Дейн» (Cobra Dane). Национальное радиолокационное средство разведки США, размещенное на острове Шемайя, Аляска, на базе ВВС (рис. 1.16). Оно создавалось для сбора разведанных об испытательных пусках советских баллистических ракет в сторону Камчатки и Тихого океана. В 1977 г. радар «Кобра Дейн» (радиолокатор AN/FPS-108) успешно прошел испытания и был передан командованию ПВО. Антенна — фазированная решетка с пассивным электронным сканированием диаметром 29 м, рабочая частота 1215...1400 МГц (L-диапазон, длина волны 23 см). Пиковая мощность 15,4 МВт, которая излучается 15 360 активными элементами решетки. Главная задача — обнаружение и слежение за межконтинентальными баллистическими ракетами, в том числе запускаемыми с подводных лодок. Выходная информация — координатная и сигнатурная. Предельный размер обнаруживаемого КО ~5 см, так что радар с успехом может использоваться и неоднократно использовался для наблюдения КМ.



Рис. 1.16. РЛС «Кобра Дейн»

В 1994 г. радиолокатор был выведен из штата ввиду бюджетных ограничений, но в марте 2003 г. снова введен в состав СККП, причем этот факт был ознаменован существенным увеличением объема каталога КО СККП США (более чем на 2000 НОКО) [Small..., 1999; Stansbery, 2004].

Кроме американских, в кампаниях IADC использовались и европейские радары.

TIRA (Вачтберг, Германия). Оператор — FGAN (Research Establishment for Applied Science). Режим работы моностатический. Его антенна — 34-метровый параболический рефлектор в 49-метровом куполе (рис. 1.17). В режиме обнаружения и слежения РЛС работает в L-диапазоне (рабочая частота 1,333 ГГц) с пиковой мощностью 1 МВт при ширине луча 0,45° по уровню 3 дБ. Протяженность импульса составляет 1 мс, частота повторения импульсов — 30 Гц. Этот режим позволяет обнаруживать КО размером 2 см на дальности 1000 км. В функции построения изображения радар работает в Ku-диапазоне (рабочая частота 16,7 ГГц) с пиковой мощностью 13 кВт при ширине луча 0,031° по уровню 3 дБ, частота повторения импульсов 55 Гц, разрешение по дальности 15 см. В рамках мониторинга ОКП РЛС использовалась для контроля входа в плотные слои атмосферы крупных КО, таких как «Скайлэб»,

«Салют-7», «Мир», наблюдения процессов сближения в космосе и в режиме построения изображений — для контроля целостности КК («Салют-7», «Мир»). [Flury, 2004; Flury et al., 2003].

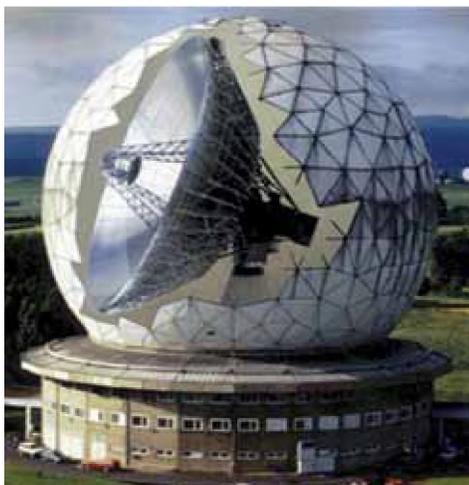


Рис. 1.17. РЛС TIRA



Рис. 1.18. 100-метровый радиотелескоп в Эффельсберге, Германия

Система **TIRA/Effelsberg** (Германия). Бистатический режим работы, 34-метровая передающая антенна (TIRA, Вачтберг) и 100-метровая принимающая, работающая в парковом режиме (радиоастрономическая обсерватория в Эффельсберге) (рис. 1.18). Антенны расположены на расстоянии 21 км одна

от другой. Частотный диапазон — L. Минимальный размер наблюдаемого КО ~9 мм (для сравнения: в моностатическом режиме — 2 см). Радиолокатор, начиная с 1993 г., уже провел для ЕКА 14 кампаний по наблюдению КМ в парковом режиме. В них изучались КО размером 1...10 см в диапазоне высот 250...2000 км. Кампания 2006–2008 гг. была посвящена бистатической конфигурации совместно с радиотелескопом Effelsberg, который после модернизации был оборудован семилучевым приемником L-диапазона. Кроме улучшенной чувствительности, позволяющей теперь обнаруживать КО размером менее 1 см, новый многолучевой приемник существенно повысил точность измерения ЭПР цели и параметров ее траектории [IADC..., 2006; Letsch et al., 2009].

EISCAT. Система европейских (Финляндия/Норвегия/Швеция) РЛС некогерентного рассеивания (рис. 1.19) включает в себя три ионосферных радара в северной Скандинавии. Моностатический радар VHF-диапазона (рабочая частота 224 МГц) дислоцирован в Тромсё (Норвегия). Моностатический, но с двумя антеннами радар ESR с рабочей частотой 500 МГц размещен в Свальбарде. Тристатический радар UHF-диапазона (рабочая частота 928 МГц, ширина полосы 7 МГц, пиковая мощность 2 МВт, диаметр антенны 32 м) с передающей и приемной антеннами находится в Тромсё, приемные антенны — в Кируне (Швеция) и Соданкьяла (Финляндия).



Рис. 1.19. Система РЛС EISCAT

По контракту с ЕКА радары системы EISCAT были сконструированы таким образом, чтобы, кроме непосредственных, ионосферных наблюдений, проводить наблюдения КМ. Чувствительность радара ESR с 42-метровой антенной позволяет обнаруживать КО диаметром 3,5 см на высоте 1000 км в центре луча. Такая возможность наблюдать КМ в дополнение к основной функции контроля ионосферы значительно удешевляет (в хорошем смысле) сами измерения. Система функционирует вполне успешно. Например, в наблюдательной кампании 2007–2008 гг. за 7700-часовой период и передатчик, и приемник были в хорошем рабочем состоянии в общей сложности 5000 ч. В течение этого времени было зарегистрировано 197 000 случаев пересечения КО луча радара. Высотное покрытие было реализовано в четырех зонах

с центрами на высотах 320, 880, 1430 и 1990 км. Ширина зон сначала составляла 190 км, а затем была расширена до 340 км.

Стоит напомнить, что в наблюдательной кампании 2002 г. в течение 4,5 ч наблюдений было обнаружено 56 КО размером 1,9...52 см на высотах 490...1480 км. IADC регулярно привлекает ионосферные радары EISCAT к наблюдениям КО различных классов [IADC..., 2006; Markkanen, 2009].

Fylingdales (Файлингдэйлз, Северный Йоркшир, Великобритания). Это РЛС с фазированной решеткой. Оператор — Министерство обороны Великобритании (BBC) совместно со Стратегическим командованием США. Антенна — три плоскости ФАР с нормальями, разделенными на 120° друг от друга и наклоном 20°. Диаметр активного поля 22 м. Покрывтие по азимуту 360°, по углу места 3...85°. Частотный диапазон — UHF. Назначение РЛС — контроль космического пространства (с выдачей данных в СККП США) и обнаружение запусков баллистических ракет (это один из трех радаров СПРН). Кроме этого, для слежения за обнаруженными КО и работы по целеуказаниям в комплект РЛС входят три тарелочные антенны диаметром 25,6 м.

CHILBOLTON. РЛС работает в Винчестере, имеет 25-метровую антенну, рабочую частоту в S-диапазоне (3 ГГц), ширину луча 0,28°. Пороговый размер обнаруживаемого КО ~10 см на высоте 600 км [Flury et al., 2003].

GLOBUS II. РЛС слежения, находится в Вардо (Норвегия), работает периодически. Оператор — Норвежская Служба разведки по двустороннему соглашению совместно со Стратегическим командованием США. Это 27-метровая антенна в 35-метровом куполе, частотный X-диапазон, ширина луча 0,08° по уровню 3 дБ [Flury et al., 2003].

GRAVES (оператор — BBC Франции). Эта одна из последних разработок Министерства обороны Франции позиционируется как основа создаваемой европейской СККП. Задачей бистатического радара является контроль космического пространства нижних высот, обнаружение КО размером 1 м на высоте до 1000 км, автономное ведение каталога КО. Две передающие фазированные решетки размером 15×6 м, работающие в частотном диапазоне VHF, дислоцированы на базе BBC в Дижоне (обращены на юго-запад и юго-восток, соответственно). Приемная решетка (горизонтальная) размером 60×60 м находится в 380 км к югу от передатчика в Апте, провинция Прованс. Радар контролирует над Францией высоты от 400 до 1000 км.

РЛС может одновременно контролировать большое количество целей. Измеряет азимут, угол места, дальность, радиальную скорость (по Доплеру) — по сути, определяет полный набор параметров орбиты. Более 80 % каталогизированных КО проходят через зону действия РЛС. В каталоге около 3000 КО [Flury et al., 2003; Thomson, 2007]. К 2008 г. GRAVES обнаружила около 30 КО, отсутствовавших в каталоге СККП США. Но это вовсе не говорит о превосходстве ее чувствительности: просто это могли быть военные КА США, информация о которых не публикуется, в том числе и в каталогах КО, открываемых НАСА своим союзникам. Руководство Франции заявляет, что РЛС собирает достаточно информации для определения параметров орбит, размеров и частоты излучения некаталогизированных КА. РЛС GRAVES совместно

с аналогичными системами Германии и Великобритании может внести значительный вклад в информационный поток Европейской СККП [Rossi, 2005; Selding, 2007].

В Японии в префектуре Окаяма с 2004 г. функционирует специализированная РЛС наблюдения КМ для информационной поддержки пилотируемых полетов КК. Правда, ее предельная дальность наблюдения КО всего 600 км, и радар способен следить за 10 КО одновременно [Space Debris..., 2004].

Китай, Франция, Великобритания располагают также радиолокационными (и оптическими) СН морского базирования.

Франция, например, использует корабль **Monge** (рис. 1.20), оборудованный радаром слежения за баллистическими ракетами, прежде всего, с целью обеспечения национальных ракетных испытательных программ. На борту корабля размещены два радара **ARMOR** с тарелочными рефлекторами диаметром 10 м, работающими в частотном С-диапазоне (5,5 ГГц). Их пиковая мощность 1 МВт, ширина луча $0,4^\circ$ по уровню 3 дБ, максимальная дальность 4000 км, три канала обработки могут сопровождать одновременно три цели в пределах одного луча. Кроме того, на борту имеются три аналитических радара, один телескоп с ПЗС-приемником, один лидар и несколько телеметрических антенн. В функции мониторинга КМ система может следить за КО, входящими в атмосферу, а также за сближающимися объектами. Франция располагает, кроме этого, девятью сканирующими РЛС в Беарне, имеющими 4-метровые антенны, с пиковой мощностью 1 МВт, шириной луча $0,96^\circ$ по уровню 3 дБ, а также моноимпульсными системами С-диапазона в Провансе (пиковая мощность 1 МВт, ширина луча $0,96^\circ$) и Гаскони (пиковая мощность 0,5 МВт, ширина луча $0,9^\circ$). Антенны двух последних РЛС также 4-метровые [Flury et al., 2003] (Space Track, URL: <http://www.space-track.org>, Febr. 2008).



Рис. 1.20. Французский корабль Monge

Оптические средства наблюдения (наземного базирования)

Оптические средства наблюдения естественнее использовать для обнаружения и наблюдения за высокоорбитальными КО [Barker et al., 2004]. В отличие от радиолокаторов, телескопы обладают следующими *достоинствами*:

- в принципе, допускают передислоцируемые варианты;
- не требуют слишком больших мощностей электропитания;
- для наблюдения цели достаточно ее освещения Солнцем (редко используется специальная подсветка);
- чувствительность оптических средств обратно пропорциональна квадрату расстояния до цели.

Однако они не лишены *недостатков*. Это, прежде всего, следующие:

- возможность наблюдения зависит от времени суток, погодных условий, фазы Луны, степени освещенности цели, фазы ее освещенности;
- обнаружительные способности и точность измерений сильно зависят от скорости пересечения целью поля зрения средства;
- одно средство может одновременно контролировать крайне ограниченное число целей;
- операция перенацеливания телескопа на другой КО требует заметно большего времени, чем радара с фазированной решеткой;
- программно-алгоритмическое обслуживание процесса наблюдения, обнаружения полезного сигнала и его измерения значительно сложнее, чем в радиолокационной системе;
- производительность оптических средств значительно ниже, чем радиолокационных.

Европейское космическое агентство использует достаточно обширный арсенал оптических средств наблюдения.

Цейсовский телескоп ЕКА для наблюдения КО — SDT (о-в Тенерифе, Испания). В телескопе использована система Кассегрейна с оптикой Ричи–Кретьена (с фокусным расстоянием $f = 4:47$ специально для наблюдения КО) и Коде. Апертура 1 м, поле зрения $0,7^\circ$. ПЗС-камера с охлаждаемой жидким азотом решеткой 4×4 ПЗС-чипов по 2048×2048 пикселей каждый. Пороговое отношение полезный сигнал/шум $\sim 5,0$, время накопления ~ 2 с, время считывания ~ 19 с. Допускается до трех считываний изображения в минуту. Проницающая способность $19^m \dots 21^m$, что позволяет наблюдать на ГСО КО размером 15 см с альбедо 0,1. Система контролирует 120° ГСО. Телескоп регулярно привлекается к кампаниям IADC по наблюдению КО. Например, в кампании 1999 г. за 49 ч работы было обнаружено 206 КО в окрестности ГСО, из которых только 27 % было идентифицировано с каталогом СККП США [Flury et al., 2000, 2003; Vananti et al., 2009] (рис. 1.21).

Телескоп AIUB (Циммервальд, Швейцария). Кассегрейновский инструмент с оптикой Ричи–Кретьена принадлежит Астрономическому институту Бернского университета (рис. 1.22). Апертура телескопа 1 м, поле зрения $0,5^\circ$. Оснащен складным куполом. ПЗС-матрица имеет 2048×2048 пикселей. Предельная наблюдаемая звездная величина 20^m . Контролирует 100° ГСО. Использовался как испытательный стенд для отладки алгоритмов и программ телескопа ЕКА. Главная специализация — астрометрия и лазерное измерение дальности (применения в спутниковой геодезии). Во время двух кампаний в 2000 г. телескопом AIUB обнаружено 75 неидентифицированных КО на ГСО [Früh et al., 2009].



Рис. 1.21. Главный цейсовский телескоп ЕКА

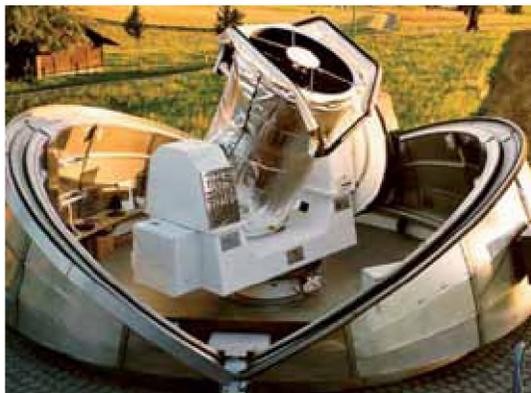


Рис. 1.22. Метровый телескоп АИУВ в Циммервальде

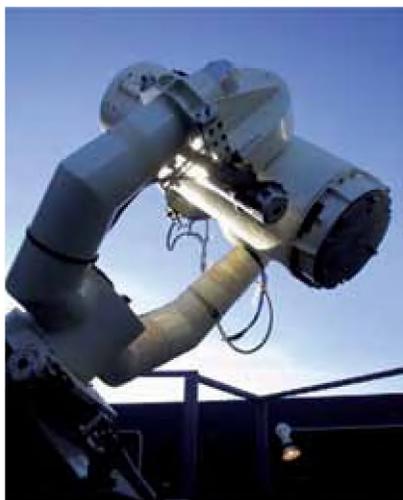


Рис. 1.23. Телескоп ROSACE

Телескоп ROSACE (Космическое агентство Франции). Ньютоновской конструкции, предназначен для наблюдения медленно движущихся объектов в окрестности ГСО (рис. 1.23). Апертура телескопа 50 см, поле зрения $0,3 \times 0,4^\circ$, ПЗС-матрица содержит 1024×1556 пикселей, чувствительность оценивается в 19^m (что равносильно возможности наблюдать КО размером 20 см на ГСО). Орбита объектов определяется по измерениям азимута и угла места с точностью 1 угл.с (3σ). Основная задача — мониторинг геостационарной орбиты. Может работать по целеуказаниям от телескопа TAROT.

Телескоп TAROT (Франция). Имеет апертуру 25 см, поле зрения $2 \times 2^\circ$. Оборудован ПЗС-камерой с чипом 2048×2048 пикселей, время считывания 2 с, проникающая способность 17^m , время накопления 10 с, обнаруживает КО размером 50 см на ГСО. Французское космическое агентство предусматривает использование этого средства в режиме первичного обнаружения целей на ГСО с последующей передачей целеуказаний телескопу ROSACE для более точного измерения координат.

Система SPOC (Тулон и Одейло, Франция). Является широкоугольной оптической системой Министерства обороны Франции. Каждая из двух ее станций оборудована четырьмя ПЗС-камерами, обращенными на запад, север, восток и в зенит. ПЗС-матрицы камер имеют 576×384 пикселей. Поле зрения каждой системы $50 \times 50^\circ$, чувствительность 7^m . Система позволяет обнаруживать до 400 НОКО за ночь, из которых 80...90 % обычно идентифицируются с каталогом СККП США. SPOC используется также для получения фотометрических сигнатур с целью определения скорости собственного вращения КО относительно центра масс (рис. 1.24).



Рис. 1.24. Французский оптический инструмент SPOC

Телескопы PIMS (Passive Imaging Metric Sensor). Предназначены для мониторинга ГСО и области высоких орбит. Оператор — Министерство обороны Великобритании. В конструкции телескопа использована система Кассегрейна с апертурой 40 см и полем зрения 40×40 угл. мин. ПЗС-камера имеет 1024×1024 пикселей, время считывания не превышает 5 с. Телескоп может обнаруживать КО размером 1 м на ГСО и определять его положение

с точностью лучше, чем 10 мкрад. Для покрытия дуги 165° на ГСО (от 65° з. д. до 100° в. д.) используются три сенсора, соответственно в Великобритании, Гибралтаре и на Кипре.

Телескоп CAT (Италия). Его апертура 40 см, ПЗС-камера 1×1 к, проникающая способность 17^m , время накопления энергии сигнала 20 с. Обнаруживает КО размером 50 см на ГСО.

Телескоп LMT. Имеет трехметровое жидкое (ртутное) зеркало, используется специально для наблюдения КМ (рис. 1.25).



Рис. 1.25. Трехметровый телескоп НАСА с жидким зеркалом

При вращении основания телескопа со скоростью 10 об./мин ртутная поверхность приобретает параболическую форму. Отсюда следует, что его ось во время работы всегда направлена вертикально. В зависимости от применяемого усилителя изображения поле зрения телескопа может быть $0,444$ и $0,27^\circ$. Проникающая способность — до 19^m . Исходным детектором служила ПЗС-матрица размером 2048×2048 15-микронных пикселей, которая позднее была заменена на более совершенную. Телескоп был создан специально для наблюдения в оптическом диапазоне КМ размером $1 \dots 10$ см.

Телескоп был готов в 1994 г. и установлен временно в Хьюстоне. Там были проведены и первые сеансы наблюдений. В апреле 1995 г. его передислоцировали в обсерваторию НАСА наблюдения КМ, расположенную на высоте 2745 км в Клаудкрофте, Нью Мексико. В 1996 г. он уже функционировал в полном штатном режиме [Africano et al., 1999a]. Второй такой телескоп планировалось установить вблизи экватора, где он мог бы контролировать КО

с любыми наклонениями орбит. Кроме того, наблюдение КМ на ГСО с экватора (как уже упоминалось, телескоп всегда направлен в зенит) обеспечивает высокое качество измерений ввиду того, что КО на ГСО движутся медленно через поле зрения телескопа [Cress, Potter, 1997].

Возможности этих сравнительно дешевых в производстве инструментов с жидким ртутным зеркалом (создание LMT обходится в 10 раз дешевле обычного телескопа такого же диаметра) и, вместе с тем, достаточно эффективных позволяют обнаруживать КО диаметром 2 см на высотах до 500 км, т.е. и в низкоорбитальной области [Africano, 2000; Barker et al., 2005; Jarvis et al., 2007; Potter, Mulrooney, 1997].

О качестве изображений, которые можно получить с помощью LMT, можно судить по рис. 1.26, на котором представлены снимки одного и того же участка неба, сделанные в Паломарской обсерватории и с помощью LMT [Mulrooney, 2007].

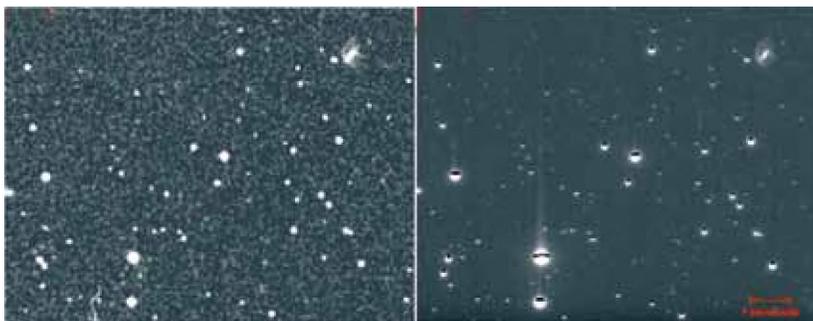


Рис. 1.26. Изображения одного и того же участка неба, полученные в Паломарской обсерватории (слева) и с помощью LMT (справа)

Для большей объективности результатов наблюдений Джонсоновский КЦ НАСА совмещает радиолокационные и оптические наблюдения. В этих кампаниях в качестве радаров используются «Хэйстэк» и ХЭКС, а в качестве оптических средств — LMT и специальный телескоп с ПЗС-камерой для наблюдений КМ CDT [Publication of the Final..., 2008]. Последний представляет собой передислоцируемый телескоп Шмидта с апертурой 32 см и полем зрения $1,5^\circ$. Оба телескопа размещены в Клаудкрофте, Нью-Мексико (рис. 1.27). Чувствительность LMT — $17,5^m$, а CDT — $17,1^m$ при экспозиции 30 с. CDT работает в основном по КО на ГСО, тогда как LMT используется для контроля низких и средневысоких орбит [Africano et al., 1999b]. Совмещение результатов наблюдений LMT и «Хэйстэка» показало, что LMT свободно наблюдает КО размером 3 см, а после аппаратурной и программной доработки нижний размер наблюдаемых КО может быть доведен до 1 см [Settecerri, 1999].

Совместное использование радаров и оптических телескопов показало, что радары по своим возможностям значительно превосходят телескопы при контроле низких орбит. Они могут работать круглосуточно, и их эффективность не зависит от метеоусловий. На низких высотах размер обнаруживаемых ими

КО по крайней мере в 10 раз меньше, чем наблюдаемых оптическими телескопами, т. е. радары лучше подходят для обнаружения именно КМ [Stansbery et al., 1999].

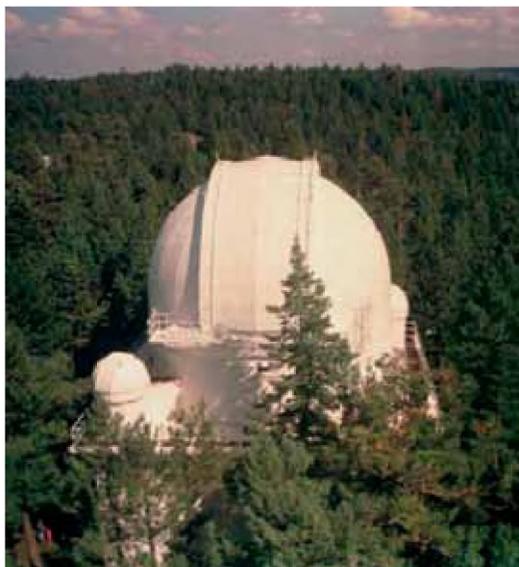


Рис. 1.27. Обсерватория НАСА для наблюдения космического мусора в Клаудкрофте, Нью-Мексико, США [Mulrooney, 2007]

В последние годы активно и плодотворно работает Мичиганский телескоп для обзорных наблюдений КМ **MODEST**, размещенный в Межамериканской обсерватории (СТЮ), Серро Тололо, Чили (рис. 1.28). Это телескоп системы Шмидта с апертурой 0,6/0,9 м и полем зрения $1,3^\circ$. Предельная наблюдаемая звездная величина — 18^m . Телескоп используется в основном в режиме обзоров областей ГСО с целью обнаружения малых и слабоконтрастных КО. Методы наблюдения КМ в области геосинхронных орбит с помощью этого телескопа постоянно совершенствуются [Abercromby et al., 2006; Matney et al., 2006]. При обработке кадров применяется специальный алгоритм автоматического обнаружения слабых КО [Yanagisawa et al., 2005; 2006].

Например, в кампании наблюдений 2002 г., продолжавшейся 151 ночь, собрана большая коллекция коррелированных (связанных с общим источником) и некоррелированных (относящихся к разным целям) наблюдений КО с размерами, соответственно, 30 и 10 см. В частности, наблюдались осколки от взрывов ступени РН «Титан 3С-4» и ИСЗ «Экран-2».

В кампании 2007–2008 гг., включившей в общей сложности 35 активных ночей, использовались одновременно два телескопа — MODEST и собственный телескоп обсерватории СТЮ с апертурой также 0,9 м и полем зрения $0,22^\circ$. Обнаруженный телескопом MODEST объект на геостационарной орбите после грубого определения параметров первоначальной орбиты по грубым же

целеуказаниям передавался второму телескопу, который старался отслеживать его как можно дольше (даже в течение нескольких ночей подряд) с последующим точным определением параметров орбиты. При этом в данной кампании наблюдений процент успешных передач КО от телескопа MODEST второму телескопу оказался достаточно высоким (85 %) несмотря на довольно узкое поле зрения телескопа СТЮ.

Телескоп MODEST мог бы и самостоятельно продолжать отслеживать обнаруженный КО и определять параметры его орбиты, но ценой прерывания обзорной функции. Так что «дуэтный дебют» этих двух инструментов оказался весьма удачным для решения поставленной задачи.

Одной из целей кампании была каталогизация КО на ГСО с блеском слабее 15^m . Обнаруженные и каталогизированные объекты имели как круговые, так и эллиптические орбиты (20 % из них имели эксцентриситет более 0,2) [Abercromy et al., 2005, 2008; Barker et al., 2007; Orbital..., 2008; Rodriguez et al., 2008; Seitzer, 2004; Seitzer et al., 2005a, b; 2007a, b; 2008a, b]. Совместная работа этих двух телескопов по наблюдению КМ была признана особенно успешной [8th Air..., 2007; Orbital..., 2007].



Рис. 1.28. Телескоп MODEST Мичиганского университета [Seitzer, 2001]

В Японии (Бисеи) действуют два специализированных оптических телескопа для обнаружения и контроля КМ на ГСО — один с полуметровым входным отверстием, другой — 1,01-метровый рефлектор, способный наблюдать КО размером до 30 см на ГСО. Оба телескопа участвуют в кампаниях IADC по наблюдению КМ, оборудованы мозаичными ПЗС-приемниками. Предельная звездная величина — 18^m , т.е. наблюдению доступны КО на ГСО размером 30 см [IADC..., 2006; Yoshitaka, 2005].

Как показал длительный опыт каталогизации крупных КО, а также многочисленные кампании по «биопсии» разных классов мелкого и среднеразмерного КМ с помощью наземных и бортовых космических средств наблюдения и, кроме того, технологии *in-situ*, выборочные зондирования областей пространства малоэффективны по сравнению с непосредственным обнаружением и отслеживанием обнаруженных КО. А главное, такие разрозненные «сеансы» выборочного контроля некоторых областей орбит не дают полной картины об объеме и динамике соответствующих популяций КМ. Не спасает положения (а всего лишь несколько улучшает ситуацию) и принятие целевых национальных и международных программ выборочного зондирования ОКП. К этим методам прибегают лишь по причине отсутствия полноценной замены. Очевидно, важным шагом в направлении улучшения качества описания техногенной космической среды стало бы снижение минимального размера обнаруживаемых и отслеживаемых КО. Такую перспективу открывает новый подход к поиску малоразмерных и слабоконтрастных КО узкопольными и узколучевыми СН по неполной априорной информации об орбитах КО [Вениаминов, 2010; Veniaminov, 2012]. Последнее требование, конечно, представляется определенным ограничением. Но какая-то априорная информация практически всегда есть и при неудачном запуске, и при маневре, и при взрыве, и при столкновении, и при намеренном или ненамеренном отделении фрагмента от КО. Тем более что положительный опыт использования такого подхода уже есть [Pyurin et al., 2005; Tretyakov et al., 2005].

До сих пор оптические обзоры ГСО проводились с помощью телескопов метрового класса, таких как MODEST в Серро Тололо, SDT на Канарских островах, имеющих пределы обнаружения в диапазоне $18^m \dots 19^m$, что соответствует размерам КМ на этой орбите более 10 см с альбедо 0,175. Эти обзоры позволили обнаружить существенную популяцию КО с яркостью слабее 15 звездной величины, отсутствующую в официальном каталоге СККП США.

Для обнаружения КМ с яркостью слабее 20^m (размером на ГСО менее 10 см) нужны более мощные телескопы. Недавно для этих целей стали использовать 6,5-метровый Магеллановский телескоп в обсерватории Лас Кампанас в Чили с полем зрения $0,5^\circ$. Это самое большое поле зрения среди всех Магеллановских телескопов. При 5-секундной экспозиции предельная звездная величина равнялась 21^m . За 6 ч наблюдения было обнаружено 19 КО. Приблизительно треть из них — это объекты с переменной яркостью (3 и более вспышек за 5-секундную экспозицию), т.е. кувыркающиеся. Ни один из них не входил в официальный каталог СККП США. Это, разумеется, предварительные результаты, которые можно расценить как положительные и даже обнадеживающие [Seitzer et al., 2012a, c].

1.4. Мониторинг мелкого космического мусора

Как следует из всего вышесказанного, крупный КМ размером более 10...20 см в основном обнаруживается и отслеживается системами ККП России и США, к которым, будем надеяться, вскоре присоединится и европейская СККП. Однако им удастся контролировать далеко не весь крупноразмерный КМ. Например, обе действующие системы испытывают значитель-

ные трудности в обнаружении, анализе сигнатур и, тем более, каталогизации ВЭКО и КО размером меньше 50 см ... 1 м на ГСО [Orbital..., 1995; Pearce, 2000]. Многие крупные каталогизированные КО ввиду особенностей их орбит перестают наблюдаться, выпадают из каталога (теряются), и их приходится заново обнаруживать. Причем это не всегда удается, а если удается, то часто с помощью специальных поисковых технологий. Тем более это относится к мелкой фракции [Вениаминов, 2010, Veniaminov, 2012].

Сейчас не остается ничего другого, как осуществлять поиск, наблюдение и идентификацию мелкого КМ выборочно, по мере появления возможности, в отдельных местах и в отдельные интервалы времени. Полученная таким образом крайне ограниченная и, можно сказать, драгоценная информация должна далее использоваться в моделях в качестве выборочных представителей отдельных популяций КМ. В совокупности она послужит основой для оценки характеристик общей популяции КМ с помощью статистических методов и экстраполяции.

Такие пробы из суммарного потока КМ могут браться либо посредством контакта поверхности КА (или даже пассивного КО) с окружающей космической средой с последующим возвращением его на Землю для исследования, либо дистанционно с помощью наземных или бортовых измерительных средств, регистрирующих КМ в момент его прохождения через поле зрения или луч СН.

В последние два десятилетия популярными стали кампании дистанционной «биопсии» потоков среднеразмержного и мелкого КМ с Земли. Взятие таких проб осуществляется путем фиксации оси диаграммы направленности радиолокатора или телескопа в определенном направлении (чаще вертикально для достижения наибольшей чувствительности сенсора). В этом, «парковом» режиме СН «считает» объекты, пересекающие его поле зрения.

На первый взгляд, такой подход может показаться весьма многообещающим. Метровый телескоп в темное время суток теоретически способен обнаруживать освещенную Солнцем металлическую сферу диаметром 1 см на расстоянии 900 км. К сожалению, в жизни не всегда так, как в теории. Большинство элементов КМ отражает гораздо меньше солнечного света, чем металлическая сфера. В среднем отражается лишь 10 % света. Кроме того, НОКО имеют угловые скорости, по крайней мере, 0,5 град/с по отношению к наземным СН, что еще больше затрудняет их обнаружение и наблюдение КМ [Orbital..., 1995]. Наконец, могут возникать трудности с различением сигнала от техногенного КМ и свечения метеоров.

Тем не менее, несмотря на все трудности, наземные телескопы уже дали ценную информацию о популяции среднеразмержного КМ на низких орбитах. НАСА с 1983 г. регулярно проводит эксперименты по обнаружению некаталогизированных НОКО с помощью телескопов в кооперации с Линкольновской лабораторией Массачусетского технологического института и космическим командованием США. В этих экспериментах используется электронная оптика с апертурой в 1 м. Они помогли также уточнить размеры и некоторых каталогизированных КО. Средний размер обнаруживаемых в этих кампаниях КО меньше 10 см [Kessler, 1993].

Наземные телескопы также используются для «биопсии» различных популяций КМ и на более высоких орбитах. Периодически предпринимаются обзоры ВЭО и ГСО с участием СН РАН и НАСА. Выборочные обзоры переходных ВЭО (используемых для вывода ИСЗ на ГСО) предпринимаются и оптико-электронным комплексом наблюдения за ВОКО (GEODSS), принадлежащим СККП США [Pearce, 1994, 2000].

С 1987 г. проведено множество кампаний наблюдения КМ в парковом режиме и накоплено много ценной измерительной информации о мало- и средне-размерном КМ с помощью коротковолновых РЛС «Хэйстэк», ХЭКС, «Аресибо», «Голдстоун». О результатах кампаний неоднократно докладывалось на сессиях Комитета IADC и Европейских конференциях по КМ. Кроме того, РЛС с большей длиной волны ТИРА (FGAN, Германия) и МУ (Япония) используются для зондирования потоков КМ среднего и крупного размера [Mehrholtz, 1993; Sato et al., 1992].

Интересны результаты кампании 1989 г. по наблюдению КМ с участием мощных РЛС обсерватории «Аресибо» (длина волны 10 см) и комплекса глубокого зондирования космоса «Голдстоун» (длина волны 3 см) в кооперации с другими радарными. Ни одно из этих средств не было предназначено для наблюдения КМ. Однако в течение 18-часового сеанса РЛС «Аресибо» обнаружила около 100 КО размером до 5 мм, а «Голдстоун» — порядка 150 КО размером 2 мм [Goldstein, Randolph, 1990]. Значительная позитивная результативность этого эксперимента заключается в том, что он продемонстрировал высокую эффективность использования РЛС сантиметрового диапазона для сбора информации о КМ и доказал наличие большой популяции малоразмерного КМ.

Наиболее интенсивно и плодотворно для наблюдения мало- и среднеразмерного КМ используется радар «Хэйстэк» (длина волны 3 см) — ветеран мониторинга КМ. Предназначенный и штатно используемый в совершенно иных целях, он только с 1990 по 1994 г. отработал более 2400 ч по КМ [Stansbery et al., 1994]. С тех пор он ежегодно привлекается к наблюдению КМ [Setteserry et al., 1999]. Этот радар, размещенный на 42° с. ш., может ориентировать свой луч в парковом режиме либо вертикально, либо на юг с углом места 25 и 10° (более поздние модернизации позволили расширить этот диапазон углов). В вертикальном парковом режиме достигается максимальная чувствительность, но могут обнаруживаться только НОКО с наклоном орбит более 42°. При ориентации луча на юг обнаруживаются НОКО с наклонами орбит до 25°.

РЛС «Хэйстэк» за все время ее использования в парковом режиме дала обширную информацию о размере, высоте, радиальной скорости (по доплеровским измерениям) и направлениям движения элементов КМ на высотах до 1500 км. Эти данные дают возможность определять наклоны орбит КО с точностью до $\pm 5^\circ$ и грубо оценивать эксцентриситет. При вертикальной ориентации размер обнаруженных частиц изменялся от 3 мм на высоте 350 км до 7 мм на высоте 1400 км. В режиме ориентации на юг наименьший обнаруженный КО имел размер ~ 1 см.

«Хэйстэк» излучает радиоволны с правой круговой поляризацией, а принимает — и с правой, и с левой. Измерения поляризации принятого сигнала

можно использовать для описания общей формы обнаруженного объекта [Cress et al., 1996].

В наблюдательных кампаниях одновременно проводилась и калибровка радаров (по размещенным на орбитах калибровочным болванкам — сферам и диполям — с заранее известными размерами, массой и формой), а по результатам калибровки уточнялись ранее полученные данные измерений КМ. С этой целью в 1994 и 1995 гг. в США под эгидой НАСА проводился космический эксперимент ODERACS (Orbital Debris Radar Calibration Spheres) с участием и российской СККП. В РФ в некоторой степени аналогичный эксперимент, как уже отмечалось ранее, был проведен в 1993 г.

Наземные РЛС и телескопы вынуждены «разглядывать» КМ через неидеально прозрачную и, к тому же, неоднородную атмосферу, причем находясь на больших расстояниях. Естественно возникает предложение обратиться к бортовому базированию СН. Но у этого способа наблюдения, несмотря на ряд преимуществ (возможность наблюдения КМ с близкого расстояния, отсутствие «атмосферного фильтра»), есть и существенные недостатки. Это и большая стоимость реализации и обслуживания, и высокие относительные скорости близко наблюдаемого КМ и сенсора, и трудности с калибровкой орбитальных сенсоров. С первым недостатком — дороговизной — обычно справляются известным приемом «подселения» функций наблюдения КМ или даже специальных СН на КА, запускаемые с другими целями. Такой прием широко распространен в мире.

По этому пути можно пойти еще дальше. Как архив, так и результаты текущих астрономических и астрофизических наблюдений, проводимых специализированными бортовыми инструментами во время миссий, ничего общего не имеющих с исследованием КМ, наверняка содержат попутные и невольные наблюдения и самого КМ. В таких случаях получение данных наблюдений КМ обходится совершенно бесплатно. Стоит только заглянуть в эти записи и получить нужную информацию. Но, почему-то этим приемом не принято пользоваться.

Из предыдущих разделов уже ясно, что наземные активные (излучающие) СН вполне способны наблюдать мелкий (много меньше 1 см) КМ. Самая мощная РЛС сантиметрового диапазона (длина волны 3 см) «Голдстоун» может обнаруживать КО диаметром 2 мм. Наиболее эффективно, с точки зрения мониторинга техногенной засоренности ОКП мелкой фракцией КМ, они могут использоваться для контроля самых нижних орбит низкоорбитальной области.

Сенсоры космического базирования выгоднее использовать для поиска и наблюдения КО на верхних орбитах низкоорбитального диапазона. Еще более полезными эти средства могут оказаться, будучи применены для зондирования ВЗО и ГСО. На ГСО редкий наземный инструмент может обнаружить КМ размером менее 50 см. Кроме того, на ней объекты движутся значительно медленнее, чем на низких орбитах, так что естественным образом исчезает второй недостаток средств наблюдения космического базирования — резкое снижение их эффективности из-за больших относительных скоростей СН и цели.

Рассмотрим мониторинг частиц размером меньше нескольких миллиметров. Их практически не могут обнаруживать ни наземные СН, ни (дистанционно) СН космического базирования. Сравнительно эффективно работает только технология *in-situ*, т.е. бортовые контактные датчики. Подобные способы регистрации мелкого КМ используют уже давно. Они довольно эффективны, так как позволяют определять химический состав частиц (что важно для различения техногенных и метеорных частиц), их размеры, динамические характеристики и плотность на разных орбитах.

Регистрация может осуществляться как пассивно, так и активно. В первом случае для регистрации ударов частиц мусора можно не прикладывать никаких специальных усилий. Достаточно естественного экспонирования поверхности КО (обычно крупного) в открытом космосе. Остается только либо вернуть на Землю КО или его фрагменты с экспонированными в космосе материалами через несколько лет или месяцев полета (как это произошло с отработавшими КА LDEF, Solar Wind, PALAPA, EURECA, материалами со станций «Мир», «Салют»), либо с помощью специальной бригады космонавтов проинспектировать поверхность действующего КА непосредственно в космосе (как это происходило, например, с МКС и космическим телескопом «Хаббл»). В НАСА составлена и постоянно обновляется база данных о всех столкновениях «Шаттл» с мелким КМ, которая тщательно анализируется специалистами [Hyde et al., 2011].

Пассивная технология бортовых измерений КМ *in-situ* не требует разработки и использования специальных дорогих датчиков удара. В качестве регистратора удара используется естественная «штатная» поверхность КА или любого пассивного КО. Затратной является лишь доставка КО на Землю, да и то, если она осуществляется специально только ради исследования результатов воздействия КМ на поверхность КО, чего во многих случаях удастся избежать. Часто такой возврат бывает предусмотрен по другим функциональным поводам (возврат капсулы «Аполло», неизбежные возвращения «Шаттл» и других планово возвращаемых КА). Ради инспектирования поверхности КА в космосе никогда целевая командировка космонавтов не осуществлялась. Такая операция всегда проводилась попутно, как, например при ремонте телескопа «Хаббл», регламентных выходах в космос членов экипажа МКС и т.п.

Сравнительная доступность пассивной регистрации ударов КМ о поверхность КО и обработки следов позволила собрать большой объем данных о результатах воздействия мелкого КМ на поверхность КО. Наибольшую поверхность, возвращенную с орбиты на Землю, имел КА LDEF, который находился на орбите 69 месяцев. Его поверхность носила десятки тысяч следов ударов КМ (максимальный кратер имел 0,63 см в диаметре). По крайней мере, половина крупных кратеров — от КМ, и практически все мелкие — от Al_2O_3 .

Был проведен тщательный анализ экспонированных в космосе материалов, возвращенных с космических станций «Салют», «Мир», КА Solar Max Mission, LDEF, EURECA, PALAPA, Westar, иллюминаторов капсулы «Аполло», «Шаттл», в эксперименте со Skylab, а также материалов, доставленных на Землю после ремонта космического телескопа «Хаббл» (рис. 1.29).

И все же, несмотря на гигантский объем полученной информации о воздействии КМ на поверхность КО, она имеет ограниченную ценность для описа-

ния общей популяции мелкого КМ. Во-первых, пассивные измерения рисуют только интегральную картину взаимодействия мелкого КМ с поверхностями КО и не дают возможности определить наличие и орбитальное местоположение скоплений КМ; оценить неравномерность распределения его в пространстве, динамику мелкой популяции под влиянием солнечной активности и других возмущающих факторов; тенденцию изменения характеристик популяции во времени. В основном данные получены с высот до 600 км, что тоже ограничивает выводы из их исследований. Поскольку большинство из возвращенных поверхностей не было предназначено специально для пробирования именно популяции КМ, оказалось сложно определить, где на них следы от техногенных частиц, а где от метеоров. Не так просто было выработать и систему градаций повреждений, провести их калибровку. В итоге оценки размеров и других параметров частиц различались у разных исследователей в три, а иногда и в 15 раз [McDonnell, Sullivan, 1992]. Поэтому значительные усилия были предприняты в направлении усовершенствования и унификации соответствующих методик [Watts et al., 1993].



Рис. 1.29. КА LDEF, HST, EURECA

Активные технологии измерений *in-situ* используют специальные бортовые датчики ударов частиц КМ (конденсаторные, полупроводниковые, химические). Такие датчики регулярно применяются в течение многих лет. Они устанавливались на борту КС «Салют», «Мир» [Kuzin, 1993], на ИСЗ серий «Эксплорер-16, -23, -46», «Пегас» [Mulholland, 1993]. Например, на ОС «Мир» во время миссии «Шаттл» STS-76 были размещены детекторы и коллекторы КМ. После 18-месячной экспозиции в космосе они были возвращены для анализа на Землю миссией STS-86 [Horz, 1999].

Простейшие и дешевые детекторы ударов КМ и метеороидов (конденсаторные, акустические, пьезоэлектрические, датчики давления) просто регистрируют факт удара [PINDROP..., 2004]. Более сложные и высокотехнологичные типы детекторов (плазменные, химические, композитные, спектроаналитические, фотометрические) позволяют восстановить широкий диапазон характеристик ударившейся о поверхность КА частицы КМ. С помощью новейших активных детекторов можно измерять характеристики процесса удара во времени, в его динамике. По-видимому, нет смысла доказывать важность таких измерений для изучения характера изменчивости параметров космической среды, ее моделирования и калибровки моделей.

КА LDEF (рис. 1.30) был оснащен простейшими активными детекторами — полупроводниковыми конденсаторами, которые разряжаются во время удара.

Целью эксперимента было изучение концентрации скоплений КМ на низких высотах [Mulholland et al., 1991; Potter, 1993]. Вообще, для увеличения объема и разнообразия собираемых данных о КМ целесообразно одновременно устанавливать различные типы детекторов.



Рис. 1.30. КА LDEF

Удобство активных детекторов состоит в том, что нет необходимости в возвращении их на Землю для анализа, большая часть которого выполняется на борту. Все полученные данные (число ударов в единицу времени и приходящихся на единицу площади, время каждого удара, относительная скорость, размеры и материал бомбардирующих детектор частиц КМ) транслируются на Землю. Это расширяет и диапазон высот, на которых можно проводить измерения КМ. Он, по сути, ограничен только дальностью действия радиопередатчика. Сложные детекторы для определения относительной скорости при ударе, химического состава материала атаковавшей детектор частицы КМ были установлены, например, на борту КА «Хитеи» (Япония) и «Брем-сат» (Германия), а также на «Кассини». Их стоимость колебалась от 100 000 до 1 млн дол. [Hüdepohl et al., 1992].

Для обнаружения скоплений КМ можно обойтись и более дешевыми детекторами, например теми, что были установлены на поверхности LDEF. Именно такими детекторами, действующими по принципу емкостного разряда, была оснащена промежуточная ступень РН КА «Клементина-1». По периферии переходника ступени размещались детекторы с суммарной площадью активной поверхности $0,14 \text{ м}^2$. Сам переходник был сброшен на ВЭО вокруг Земли. Счетчик метеороидов и частиц КМ имел массу всего 500 г [Kinard, 1993]. Эксперимент продолжался до тех пор, пока переходник не вошел в плотные слои атмосферы в мае 1994 г. Его стоимость составила 200 000 дол.

Кроме дороговизны, у активных детекторов есть и другие недостатки. Площадь экспонированной в космосе чувствительной поверхности датчика может составлять всего несколько сантиметров при значительной массе

(десятки килограмм). Нужна вспомогательная аппаратура для обслуживания, которая опять-таки имеет значительную массу и занимает немалый объем. Затем, могут возникнуть проблемы с интерпретацией полученных данных, а также потребоваться множество калибровочных тестов. Конечно же, ведутся интенсивные работы по преодолению этих недостатков [Mulholland, 1993]. Разрабатываются комбинированные системы детекторов с упрощенной методикой калибровки [Kassel, Wartman, 1994].

Очень большой недостаток активных датчиков — ограниченная площадь рабочей поверхности детектора. По этой причине размер наибольшей обнаруженной детекторами LDEF частицы равнялся 1 мм [See et al., 1990]. Дело в том, что плотность потока среднеразмерных частиц много меньше, чем мелких.

Миссия STS-41C в 1984 г. возвратила на Землю около 3 м² внешнего покрытия KA Solar Max после его более четырехлетнего пребывания в космосе. Эта же миссия вывела в космос спутник LDEF с поверхностью 130 м². В ноябре 1984 г. миссия STS-51A возвратила на Землю ИСЗ PALAPA-B2 после 9-месячного пребывания в космосе. Данные о 1600 ударах КМ в возвращенную часть поверхности Solar Max подтвердили значительное присутствие мелкого КМ в низкоорбитальной области. Обследование 1 м² поверхности ИСЗ PALAPA-B2 выявило более 50 отверстий в термопокрытии и, кроме этого, восемь кратеров глубиной до 0,7 мм в солнечных панелях. Изучение возвращенных из космоса поверхностей продолжается до сих пор. Оно уже позволило многое понять в происхождении мелкого КМ и степени его опасности [Bernhard, Christiansen, 1997].

Значительное увеличение площади рабочей поверхности детектора и времени его пребывания в космосе позволило бы не только существенно увеличить объем измерений самой мелкой фракции КМ, но и расширить возможность более полного изучения среднеразмерной фракции. Реальные возможности продвижения в этом направлении показаны в статьях [Kuzin, 1993; Strong, Tuzzolino, 1989]. В этом отношении перспективны сравнительно дешевые тонкопленочные активные детекторы, генерирующие сигнал, будучи пробиты элементом КМ. К сожалению, проблематично обеспечение достаточной продолжительности их полета на низких орбитах (учитывая высокое отношение площади их поперечного сечения к массе). Кроме того, они сами являются источником возможного столкновения с другими КО [Orbital..., 1995].

В мае 2006 г. было объявлено о проекте коллектора КМ LAD-C с большой площадью поверхности (10 м²) для установки на борту МКС в августе 2008 г. и возвращении его на Землю для анализа в 2009 или 2010 г. Он представляет собой систему аэрогелевых и акустических сенсоров для сбора и снятия характеристик КМ субмиллиметрового диапазона [ISS Large..., 2006; Liou et al., 2006].

В заключение упомянем об интересном эксперименте, в котором Чикагский университет в феврале 1999 г. вывел в космос на почти полярную орбиту высотой 830 км инструмент для регистрации космической пыли SPADUS. Впервые в истории освоения космоса бортовые датчики предоставили пря-

мые свидетельства принадлежности субмиллиметрового КМ к взрывам конкретных КО. Главная задача программы состояла в обнаружении малых частиц размером менее 100 мкм. В течение первого года полета SPADUS зарегистрировал 195 ударов таких частиц — в среднем по одному удару каждые два дня. В конце марта 2000 г. темп обнаружения ударов резко возрос более чем на порядок, свидетельствуя о вхождении детектора в облако или поток мелкого КМ. Из обнаруженных в конце марта ударов КМ 40 % было ассоциировано с разрушением третьей ступени китайской РН «Великий поход 4В» [Opiela, Johnson, 2000; Tuzzolino et al., 2000].

1.5. Моделирование засоренности околоземного космического пространства

Сегодня мы осознаем, что располагаем лишь скудными данными о текущем состоянии космической среды. Хорошо известно распределение лишь крупных КО. Но не менее важно знать характеристики популяций среднеразмерного и мелкого КМ, а также перспективу их динамики в будущем. Поэтому для заполнения пробелов (существует целый ряд критических областей) в собранной, быстро и часто непредсказуемо меняющейся информации о потоках КМ, неизбежно моделирование. Прежде всего, необходимо располагать в качестве исходных данных исследования надежными, предельно реалистическими (пусть даже неполными) оценками текущего состояния техногенной засоренности ОКП и иметь возможность прогнозировать различные характеристики космической среды на обозримое будущее.

Существует множество моделей засоренности космической среды. Они дают различные, часто противоречивые результаты. Только в материалах IADC фигурируют около двух десятков моделей, которые подразделяются на два класса — текущей засоренности ОКП и прогноза засоренности. Первые устроены наиболее просто: в качестве исходной используют информацию о параметрах орбит и некоординатных характеристиках КО, взятую в основном из каталогов КО и архивов измерений некаталогизированных КО, и преобразуют ее в обобщенные показатели, такие как плотность потоков КМ в разных орбитальных областях, вероятность столкновения КО различных классов, типичные виды распределений КМ и т. п.

Задача моделей первого типа — обобщенная интерпретация разрозненной массы данных (в большинстве случаев выборочных), собранных в ходе столь же разрозненных космических экспериментов, а иногда и систематических измерительных кампаний с помощью, как правило, наземных СН. Имеющиеся данные затем экстраполируются на другие орбитальные области и классы КМ. Выходные данные множества таких моделей характеризуются различной степенью достоверности и неопределенности.

Модели второго типа используются для прогноза роста (sic!) популяции КМ, ее структурных изменений, динамики различных параметров, причем для различных возможных сценариев развития деятельности человека в освоении ОКП. Это последнее является одним из главных отличий моделей второго типа от первого.

Модели обоих типов содержат множество неопределенностей, обуславливающих недостаточную надежность получаемых решений в результате их прогнозов. Это неопределенности в части

- текущих количественных характеристик и распределений КО разных категорий (по размеру, массе, материалу, форме и т. д.) на орбитах;
- количества, характеристик и исходных распределений КО, которые будут запущены в ближайшем и особенно отдаленном будущем;
- будущего уровня солнечной активности и ее влияния на сопротивление атмосферы;
- характеристик фрагментов, образующихся в результате взрывов и столкновений КО;
- характера и темпов образования продуктов возрастной деградации поверхностей КО;
- неточности и иногда неоднозначности самой измерительной информации (как координатной, так и некоординатной).

Все эти факторы имеют различное влияние на точность моделей текущей засоренности ОКП и прогнозирования будущих популяций КМ. Неопределенность знания характеристик некаталогизированных КО имеет, вообще говоря, ограниченное влияние на прогноз будущего состояния среды, так как именно крупные КО (а большинство их каталогизировано) определяют дальнейший рост общей популяции КМ. Мелкие КО обычно характеризуются меньшим сроком орбитального существования, чем крупные (в примерно одинаковых орбитальных условиях) в основном из-за большего отношения площади поперечного сечения к массе. Некоторые исследования показывают, что некаталогизированные КО не оказывают заметного влияния на эволюцию будущей популяции НОКО [Eichler, 1993; Kessler, Loftus, 1994]. Это предположение используется в моделях, где в качестве начальной популяции берется только каталогизированные КО [Kessler, 1991].

Наконец, добавим, что ввиду постоянного развития и совершенствования измерительной техники и методологии измерений каталоги КО становятся все более полными за счет включения в них более мелких КО.

Темп будущих запусков, размеры будущих КА и распределение их орбит нельзя предсказать точно ввиду зависимости от таких факторов, как цели будущих миссий и требования к ним, появление новых технологий, мировое экономическое и политическое развитие. Из-за низкой точности прогноза солнечной активности и, следовательно, атмосферного сопротивления движению КО в низкоорбитальной области трудно точно предсказать количество объектов, которые сойдут с орбит в будущем под действием естественных причин.

Поскольку в основе моделей разрушений лежит очень ограниченный объем фактических данных (задокументированы последствия лишь нескольких известных столкновений в космосе и результаты небольшого числа наземных тестов при скоростях столкновений ниже типичных для НОКО) и они сами идеологически содержат много неопределенностей, то и эти модели вносят весомый вклад в общую неопределенность предсказания состояния космической среды в будущем.

64 Нет также достаточной уверенности в том, насколько хорошо современные модели столкновений

- учитывают влияние конфигурации различных КО и различные геометрические схемы столкновений;
- определяют пороговые размеры (в терминах массы и/или энергии) КО, которые могут разрушить встречный КО заданного размера;
- выстраивают распределение размеров и масс осколков, образованных в результате столкновений;
- предсказывают распределение векторов скоростей образующихся обломков и осколков.

Что касается последних сомнений, то проведенные наземные испытания указывают на то, что современные модели с вполне приемлемой точностью предсказывают количество крупных обломков, возникших при столкновении. Этому «помогли» недавние разрушения — китайского ИСЗ «Фенгюн-1С», американского «Иридиум-33» и российского «Космос-2251», точнее, их анализ.

Авторы современных моделей прогнозирования засоренности ОКП часто включают эти неопределенности как переменные в математическое представление моделей. Например, модель может быть поставлена на прогон с установкой частоты взрывов РН, равной текущей. Затем можно провести прогон с нулевой частотой взрывов и оценить влияние пассивации РН на характер роста будущей популяции КМ. Замена некоторых неопределенностей на переменные не снижает общей неопределенности модели, но позволяет уточнить результаты моделирования для различных частных случаев и делает модель более гибкой и удобной в использовании.

Довольно простые ранние модели, применявшиеся для прогнозирования будущей засоренной среды [Kessler, Cour-Palais, 1978; Kessler, 1981a; Orbital..., 1995; Su, Kessler, 1985], строились на основе моделей первого класса (моделей текущей засоренности ОКП), включали модели взрывов и разрушений и сопротивления атмосферы. Они оказались на редкость удачными: строившиеся для предсказания параметров космической среды в 1980-е гг., они успешно использовались для решения тех же задач в 1990-х гг.

В настоящее время используют более сложные модели, сочетающие в себе так называемую модель трафика (плотности движения КО), разрушений и прогнозирования положения КО. В настоящее время используют постоянно совершенствуемые модели: разработанную Робертом Рейнольдсом (первая версия была построена им в 1986 г.) эволюционную модель НАСА EVOLVE [Johnson et al., 2000; Krisko, 2000; Reynolds, 1993; Reynolds et al., 1998], эволюционную модель, разработанную Питером Эйхлером в Брауншвейгском университете, CHAIN [Rex, Eichler, 1993], модель А.И. Назаренко [Назаренко, 2010; Nazarenko, 2009a; Space Debris, 2002].

Первая представляет среду как совокупность целых космических систем и КМ, каждый элемент которой характеризуется своей орбитой, массой, площадью поперечного сечения и прочими традиционными характеристиками. В качестве исходных данных используется историческая запись запусков

(КА, РН, операционных элементов), модель трафика для будущих запусков, модель разрушений для определения распределений характеристик фрагментов, образующихся в результате взрывов и столкновений. Модель движения учитывает сопротивление атмосферы, возмущения от сжатия Земли (J_2), лунно-солнечные возмущения для ВЭО. Однако модель EVOLVE потребляет слишком много компьютерного времени и большой объем памяти, поэтому ее не используют для прогноза эволюции засоренности ОКП на очень отдаленную перспективу (столетия и тысячелетия), где непременно требуется учитывать и каскадный эффект.

Питер Эйхлер предложил другой подход («частица в ящике»), воплощенный в модели CHAIN, специально предназначенной для самого долгосрочного исследования эволюции техногенного засорения ОКП и развития цепной реакции столкновений в космосе. Среда рассматривается как рандомизированный набор элементов в дискретных группах размеров КМ и высот. Точные модели трафика, разрушений, прогнозирования движения КО, в отличие от модели EVOLVE, используются лишь однократно в цикле для расчета коэффициентов изменения параметров и аппроксимирующих функций. Благодаря этому расход компьютерного времени сократился на три порядка. Эта модель используется и в НАСА.

У каждой из этих моделей есть свои достоинства и недостатки. Модель EVOLVE работает медленно, но может в явном виде моделировать и учитывать практически все условия, влияющие на эволюцию среды, и вполне хороша для прогноза изменения среды на десятки и сотни лет. Модель CHAIN работает быстро и дает картину эволюции среды на сотни лет и тысячелетия вперед с учетом каскадного эффекта. Но есть значительные сложности с расчетом надежных коэффициентов для представления скорости изменений [Reynolds, Eichler, 1996]. Кстати, модель долгосрочной эволюции засоренности низкоорбитальной области EVOLVE 4.0 в 2000 г. была модифицирована и развита в модель GEO EVOLVE 1.0 для предсказания засоренности среды в глубоком космосе, в частности, в области геосинхронных орбит. В статье [Anz-Meador et al., 2000] даны довольно подробные описания особенностей последней модели.

Модели EVOLVE и CHAIN, к сожалению, малодоступные для широких кругов исследователей, включают как составляющие подсистемы инженерные модели НАСА и ЕКА, соответственно, ORDEM [Flegel et al., 2010; Kessler et al., 1991; Krisko, 2009, 2010] и MASTER [Flegel et al., 2010; Sdunnus, Klinkrad, 1993].

В НАСА одна из наиболее совершенных моделей для предсказания динамики популяции КМ с учетом ожидаемой интенсивности запусков новых ИСЗ, мер по предотвращению дальнейшей засоренности и смягчения ее негативного влияния на космическую деятельность, т.е. для самых различных сценариев развития событий — это эволюционная модель LEGEND (a LEO-to-GEO Environment Debris model) [Liou, 2004a, b, 2005]. Это модель следующего поколения, пришедшая на смену модели EVOLVE. Сравнение моделей EVOLVE и LEGEND, а также с рядом других моделей проведено в работах [Krisko, Liou, 2003; Martin et al., 2006]. Контрольные сравнения орбитальных параметров элементов КМ на ГСО, предсказанных моделью LEGEND, с измеренными телескопом MODEST описаны в статье [Barker et al., 2007].

Ключевой компонент модели LEGEND — модуль оценки вероятности столкновений в космосе. Моделируется (прогнозируется) последовательность «срезов» каталога КО, и для каждого среза трехмерное ОКП (или какая-либо его орбитальная область) разбивается на элементарные кубы. Далее, для каждого куба рассматриваются только КО, попавшие в данный куб (подход, аналогичный подходу в кинетической теории газа), после чего эти объекты больше не рассматриваются в данном цикле (для данного среза каталога). Это достаточно быстрый и эффективный способ попарного сравнения орбит. Время вычислений в этом случае растет пропорционально общему количеству КО в каталоге N , а не N^2 , как в использованном ранее классическом случае задачи N тел.

На каждом временном шаге интегрирования необходимо идентифицировать кубы и рассчитать вероятности столкновений для каждой пары КО в каждом кубе. Как и в любом стандартном статистическом методе, для повышения точности расчетов предпочтительны разбиение пространства на большее число более мелких кубов и/или более короткий интервал времени между срезами каталога КО. Практически достаточно принять размер стороны куба не более 1 % от средней по каталогу большой полуоси орбиты КО. Предельно допустимые установки для модели LEGEND — временной шаг интегрирования, равный пяти суткам, и размер куба $10 \times 10 \times 10$ км.

Данный подход совместим с моделированием эволюции орбит любых КО (ИСЗ, астероиды, кометы и т.д.) при расчете вероятностей столкновений в долгосрочной перспективе [Liou, 2004a], что сильно расширяет область ее применения, делает универсальной.

Основная рабочая инженерная модель НАСА ORDEM 2000 в 2010 г. претерпела существенную модернизацию и была заменена последней версией ORDEM 2010, которая впервые включила моделирование популяции геосинхронного КМ размером 10 см и крупнее. Однако с ее помощью моделируется и очень мелкий КМ — например, в диапазоне 10 мкм ... 1 мм, а также в сантиметровом диапазоне [Krisko, 2011a; Xu et al., 2010, 2011].

Опорными для моделирования популяции ГСКО являются измерения телескопов, а для моделирования низкоорбитального КМ — радиолокационные измерения (СККП США, «Хэйстэк», ХЭС). Ключевым нововведением в версии модели ORDEM 2010 является структура входных файлов ежегодных популяций КМ с 1995 по 2035 г. размером от 10 мкм до 1 м от низких орбит до геосинхронных.

Основными измерительными данными, учитываемыми при моделировании популяции КМ микронного размера, служат зарегистрированные *in-situ* кратеры и эрозии от сверхскоростных ударов, выявленные в послеполетном анализе возвращенных на Землю экспонированных в космосе поверхностей [Krisko, 2009, 2010, 2011a; Xu et al., 2011]. Сравнение последних версий этих моделей — ORDEM 2010 и MASTER 2009 — достаточно подробно проведено в статье [Flegel et al., 2010].

В этих моделях за основу берется текущее состояние засоренности ОКП, затем добавляются и исключаются некоторые потоки КМ (с учетом взрывов, столкновений, сгорания КМ в атмосфере, мусора, сопутствующего запускам

и функционированию и т. п.), прогнозируются орбиты этих КО. В результате получаем статистическую картину засоренности в будущем с множеством координатных и некоординатных характеристик КМ, включая даже плотность материала КМ (как, например, в ORDEM 2010).

Очередную обновленную версию модели — ORDEM 3.0 должны были выпустить осенью 2012 г. [15th Annual..., 2012].

В современных моделях прогноза засоренности важным компонентом служит так называемая модель трафика, предсказывающая частоту и характер будущих космических миссий и событий и их влияние на количественные и качественные характеристики популяций КМ, частоту случайных и намеренных взрывов на орбитах. Модель учитывает все типы выводящихся на орбиты КО, размер, массу, параметры их орбит, ожидаемые орбитальные маневры и коррекции орбит, переводы на орбиты захоронения, возможные причины будущих взрывов (остатки топлива на борту, баллонов со сжатым газом, наличие аккумуляторных батарей и других энергетических ресурсов).

Хорошая модель трафика должна позволять для разных сценариев развития космических программ оценить эффективность предлагаемых мер по предотвращению дальнейшего техногенного засорения космоса. Но именно в этой области мы наталкиваемся на препятствия. Здесь нельзя обойтись без учета национальных, международных, частных, межкорпоративных и прочих программ космической деятельности, которые ожидаются в будущем. Предвидеть их особенно на далекое будущее — дело очень ненадежное: на их формирование и, главное, фактическое выполнение влияет множество факторов, которые могут реализоваться или не реализоваться с очень большой неопределенностью. Также могут вмешаться и новые, заранее не предсказуемые факторы. Причем все это модель должна преломлять и отражать в различных областях орбит и для разных классов КМ.

Модель разрушения КО (в результате взрыва, столкновения, «старения» последнего), используя по возможности более объективное физико-математическое описание механизма и процесса разрушения (своего для каждой причины разрушения), должна представить соответствующую картину разлета осколков с указанием всех необходимых параметров для каждого фрагмента или статистически в виде распределений координатных и массогабаритных параметров (в том числе начальных скоростей).

Входной информацией для модели должны служить вид и энергетические характеристики причины разрушения. Ею, в частности, может быть и комбинация столкновения с последующим взрывом, как например при испытании кинетического оружия или столкновении РН, сохранившей остатки топлива на борту, с крупным обломком.

Одна из известных моделей разрушения, используемых НАСА, применялась в 2002 г. при апостериорном моделировании и исследовании взрыва ступени американской РН «Титан IIIС Транстэйдж» в 1992 г. [Hanada, Matney, 2002]. Основная модель разрушений, используемая НАСА, была радикально обновлена в 1998 г. и в последующие годы продолжала совершенствоваться [Krisko, 2011b]. Ее характеристики приведены в статье [Johnson et al., 2001].

Вместе с тем, существующие модели разрушений весьма далеки от совершенных. Во-первых, не существует типичного разлета фрагментов ни по количеству, ни по направлениям (который можно было бы положить в основу модели), что связано с большим разнообразием причин и конкретных реализаций взрывов, типов, условий и особенностей столкновений. Невозможно предсказать, столкнутся ли крупные КО лоб в лоб или только коснутся друг друга, тогда как результаты в первом и втором случаях будут абсолютно различными.

Характер фрагментации, количество и картина разлета осколков существенно зависят от размеров и массы сталкивающихся КО, взаимного положения векторов их скоростей в пространстве, материалов конструкций обоих КО, конкретных точек соударения и т. д. Во-вторых, исследователям доступно очень мало подробных данных о конкретных взрывах и столкновениях именно в космосе, а не в лабораторных условиях. Эти данные можно было бы использовать для изучения и большей конкретизации характера процессов взрыва и столкновения, а также для калибровки соответствующих моделей.

В первом случае можно было бы разработать теоретическую классификацию столкновений и взрывов и при построении моделей опираться на полученные распределения, но этот путь опять-таки упирается во второе препятствие: мало реальных данных для калибровки. Взрывы и столкновения в космосе удается регистрировать не так уж часто (гораздо чаще их просто не замечают СН), а если с этим повезет, то нужно тщательно отследить и детально, по-фрагментно измерить с самого начального момента разрушения все нужные параметры, чтобы получить удовлетворительный комплект данных. Сделать это в естественных условиях совсем не просто.

Проводились наземные опытные взрывы специально для определения распределений масс и скоростей фрагментов [Fucke, 1993]. Однако в лабораторных условиях невозможно воспроизвести точно ситуацию в открытом космосе. В США в 1992 г. довольно полные данные о характере разрушения были получены Агентством ядерной безопасности в лабораторном эксперименте, в котором снарядом массой 150 г на скорости 6 км/с обстреливалась натурная модель целого ИСЗ и его частей [Hogg et al., 1993]. Но скорости КО в космосе, тем более относительные, могут колебаться в очень широком диапазоне — от нуля до 15 км/с и выше, не говоря уже о ракурсах столкновения.

Проводились и преднамеренные столкновения в космосе, например, P-78 и D-180 в 1986 г. на высоте 192 км [Orbital..., 1995; Portree, Loftus, 1999], но при этом не было получено сколько-нибудь значимой информации о мелких, неотслеживаемых фрагментах.

Значительное количество данных о разрушении катастрофического типа и эволюции орбит фрагментов было получено и продолжает поступать от наблюдения последствий испытания Китаем кинетического оружия в космосе в январе 2007 г. [Chinese Anti-satellite..., 2007; Chinese Debris..., 2010; Johnson et al., 2007; Liou and team, 2010; Liou, Johnson, 2009; Update..., 2010]. То же можно сказать и о мониторинге злосчастного столкновения действующего американского КА «Иридиум-33» с пассивным российским ИСЗ «Космос-2251» в феврале 2009 г. [Satellite..., 2009]. Но, опять-таки, существен-

ных сведений об образовании (и, тем более, динамике) в результате этих разрушений мелкой фракции КМ получено не было.

Все эксперименты — и на Земле, и в космосе — а также наблюдение и анализ реальных взрывов и столкновений в космосе проливают свет главным образом на характеристики потоков крупных фрагментов разрушений. Что же касается количества и скоростей образующихся при этом мелких частиц, то все это до сих пор остается белым пятном на области изучения околоземного техногенного КМ.

В настоящее время в существующих моделях разрушений для их калибровки и настройки используются количественные и динамические данные об известных взрывах, столкновениях, «возрастных» разрушениях КО (случившихся в космосе или лабораторных условиях) [Opiela, 2006]. Но это данные, повторяем, практически только о крупноразмерных фрагментах. Для полноты модели мелкая фракция моделируется теоретически, статистически, путем экстраполяции. Но, к сожалению, еще слишком мало знаний о связи между известной наблюдаемой крупноразмерной фракцией фрагментов разрушения и неизвестной, практически не наблюдаемой малоразмерной фракцией.

Иногда независимо используется модель предсказания опасности от разрушения КО в ближайшей перспективе.

Крайне актуально создание комплексной модели разрушения, в которой по известной (наблюдаемой) картине разлета осколков крупноразмерной фракции автоматически, с достаточно высокой достоверностью и точностью воспроизводилась бы соответствующая мелкая фракция. Только в этом случае модель разрушения можно было бы справедливо оценить как полную и адекватную.

Непременной составляющей современных моделей прогнозирования техногенной засоренности ОКП является модель движения КО в поле возмущающих сил, предсказывающая значения параметров орбит ИСЗ в функции времени. Она используется, во-первых, в оперативных целях для определения положения конкретных КО в ближайшей перспективе по начальным данным об их орбитальных параметрах в ближайшем прошлом с целью предсказания возможного их сближения или столкновения и, в случае необходимости, для расчета маневра увода от столкновения. Оперативное краткосрочное прогнозирование необходимо также для предсказания времени и области входа КО в плотные слои атмосферы с последующим определением времени и места возможного падения его обломков на Землю.

Во-вторых, эта модель нужна и для долгосрочного прогнозирования (на годы, десятки и сотни лет) движения множества КО с орбитами самых разных классов с целью предсказания будущего состояния техногенной космической среды. В чем-то эти задачи схожи, но каждая встречается со своими трудностями. Обе модели должны учитывать действие на КО (кроме центрального гравитационного поля Земли) различных возмущающих его движение сил (сопротивление атмосферы, нерегулярность гравитационного поля Земли, давление солнечного излучения, гравитационные возмущения со стороны Луны и Солнца). Конечно, далеко не на всех орбитах ИСЗ испытывают одновременно

влияние всех этих сил в мере, требующей их учета. И это хорошо, так как программно-алгоритмический учет одновременно всех возмущений довольно трудоемок. Кроме того, действие этих сил на конкретный КО зависит не только от параметров его орбиты, но и от отношения площади поверхности к массе.

Для каждого класса орбит естественно учитывать только те возмущения, которые существенно влияют на движение КО именно этого класса. Например, в классе низких орбит, где наклонение орбиты практически не меняется в течение длительного времени, при долгосрочном прогнозировании обычно ограничиваются определением изменения положения апогея и перигея орбиты под воздействием атмосферного торможения.

В моделях краткосрочного прогнозирования при решении очень ответственных задач, например предсказания сближения или столкновения объектов, требуется знание и прогнозирование всех сил, действующих на КО (и, конечно, более частое проведение позиционных измерений). В классе низких орбит присущая атмосферному фактору «хроническая» непредсказуемость вносит наибольшие ошибки в результаты прогноза, выполненного детерминистскими моделями движения НОКО. И здесь для случаев, где требуется очень высокая точность прогнозирования вектора состояния КО, единственный выход — более частые наблюдения КО. В российской СККП такой подход используется в аварийных и критических ситуациях (например, при входе крупных КО в плотную атмосферу). При этом используются модели краткосрочного прогнозирования вариаций плотности атмосферы, в которых, кроме солнечной и геомагнитной активности, учитываются и данные о текущей плотности атмосферы, получаемые по массовым наблюдениям других КО [Назаренко и др., 1987 г.; Nazarenko et al., 1991].

Иначе дело обстоит в задачах долгосрочного прогнозирования орбит НОКО, в которых неопределенность в короткопериодических изменениях плотности атмосферы (являющаяся большой проблемой для краткосрочного прогнозирования положения НОКО) не так серьезна. Во-первых, это не единственная неопределенность, с которой приходится считаться, и все они должны быть усреднены. Во-вторых, модели долгосрочного прогнозирования «не очень заинтересованы» в КО, движение которых сильно подвержено воздействию сопротивления атмосферы, так как они все равно довольно скоро сгорают.

Тем не менее, фактор неопределенности сопротивления атмосферы все же заметно ограничивает точность долгосрочного моделирования движения КМ. Если известны показатели солнечной и геомагнитной активности, прогноз плотности атмосферы совпадет с реальным значением с точностью 20 %. Но плотность атмосферы может изменяться в 10 раз на протяжении 11-летнего цикла изменения солнечной активности, а уровень будущих циклов обычно непредсказуем [Orbital..., 1995]. Насколько существенно влияние уровня солнечной активности на «очищающее» действие атмосферы, можно качественно оценить, обратившись к следующему факту. Половина сгоревших за пять лет (к 2012 г.) фрагментов КА «Фенгюн-1С» (а всего сгорело 6 % из образовавшихся) сгорела за последний год из-за повышенной солнечной активности [Johnson, 2012a–c]. На рис. 1.31 показано изменение темпа сгорания в атмосфере низкоорбитального КМ за пять лет (с 2007 по 2012 г.) на примере обломков разрушения КА «Фенгюн-1С».



Рис. 1.31. Приблизительно половина сгоревших фрагментов КА «Фенгюн-1С» сгорела за последний год из-за возросшей солнечной активности

Для прогнозирования солнечной активности используются специальные модели [Horstman, 2005; Whitlock, 2006]. Для долгосрочного прогнозирования состояния популяции техногенного КМ оправдано применение лишь самых простых моделей движения НОКО.

На эволюцию более высоких орбит (выше 500...600 км) сопротивление атмосферы перестает заметно влиять, но начинает сказываться более сильное влияние лунных и солнечных гравитационных возмущений, неравномерности земной гравитации, давления солнечного излучения. Особенно значительно такое влияние на очень мелкие КО и объекты с большим отношением площади поперечного сечения к массе. Эти возмущения вызывают заметные изменения в эксцентриситете, наклонении, высотах апогея и перигея. В отличие от плохо предсказуемого атмосферного фактора, влияние данных возмущений может быть учтено в модели движения с вполне приличной точностью, что и оправдывает усложнение моделей с этой целью для обслуживания областей средневысоких и высоких орбит, а современная вычислительная техника вполне справляется с требуемым для этого увеличением объема вычислений.

В области высоких орбит трудности на пути решения задач высокоточного расчета опасных сближений КА с элементами КМ и расчета маневров уклонения возникают вовсе не со стороны моделей краткосрочного прогнозирования движения КО (которые в этой области работают вполне удовлетворительно), а из-за сложности обнаружения и слежения за объектами на таких орбитах, точности определения положения ВОКО и, в частности, геостационарных и вообще ГСКО. Отсюда большое число ложных тревог в службах контроля за опасными сближениями ВОКО. С ними возникает много проблем и при обеспечении безопасности полета МКС (см. подразд. 3.1).

У всех существующих моделей, несмотря на их обилие, есть свои недостатки, и исследователи, как правило, вынуждены полагаться на доступный модельный инструментарий, не подвергшийся всесторонней отработке, не откалиброванный по последним, новейшим измерительным данным.

72 Даже самые лучшие модели быстро устаревают в виду, по крайней мере, двух причин.

1. Всякая, даже самая полная модель, учитывающая все важнейшие влияющие на качество ее результатов факторы, должна быть тщательно откалибрована. Для этого нужно располагать реальными измерениями моделируемой среды хотя бы в отдельных ее областях. К настоящему времени получен гигантский объем измерений параметров КМ всеми доступными средствами наблюдения. Однако ввиду необъятных размеров ОКП, сложной взаимной и внутренней структуры потоков КМ в разных областях космоса и весьма непростой динамики (во всех параметрах) этой структуры, недостаточности средств наблюдения вся совокупность полученных на сегодня данных измерений оценивается как относительно скудная, не дающая адекватного представления о засоренной космической среде. Поэтому для качественной калибровки модели необходимо получить как можно больше дополнительной информации и желательно о возможно большем числе различных областей ОКП.

2. Околосредная космическая среда постоянно изменяется и ввиду свойственной ей динамики, и из-за постоянного вброса новых порций КМ при запусках ИСЗ, высвобождения новых объектов в процессе полета и функционирования КА, разрушений КО и т.п. Причем каждый тип вброса происходит со своими индивидуальными закономерностями изменения параметров среды. Стационарность потоков КМ периодически нарушается появлением сингулярных точек образования новых региональных популяций КМ в результате взрывов, столкновений, прочих разрушений. Эти образования имеют практически непредсказуемые характеристики (количество, распределение масс и векторов скоростей ее элементов). Поэтому модель должна постоянно совершенствоваться, а ее калибровка — регулярно повторяться с учетом новых полученных измерений.

В заключение можно сделать следующие выводы. Крупный КМ (размером более 10...20 см, а на ГСО более 50...100 см) удовлетворительно контролируется системами ККП России и США, и его популяция, особенно НОКО, вполне информативно представлена в каталогах этих систем. Это достаточно хорошо известный своими каталогизированными характеристиками сегмент общей популяции КМ. Вместе с тем, плохо представлены ВЭКО, КО с малыми наклонами орбит и КО на полусуточных круговых орбитах, особенно некооперируемые и малоразмерные. Улучшению качества каталогов КО может способствовать регулярный обмен данными между Россией и США и вообще обмен орбитальной и измерительной информацией между всеми государствами, располагающими средствами наблюдения с достаточными возможностями. Итогом этого процесса могло бы стать создание и ведение единого каталога КО на базе национальных каталогов.

В отличие от мониторинга крупного КМ, значительные пробелы существуют в обнаружении и сопровождении мелкого и среднеразмерного. Наиболее эффективным способом мониторинга остается дистанционное наблюдение с Земли с помощью различных радиолокационных, оптических и оптико-электронных средств, прежде всего, работающих в парковых режимах. Выборочное зондирование потоков среднеразмерного и мелкого КМ, будучи

довольно эффективными, к сожалению, проводится в основном эпизодически, по случаю, и по возможности, отсутствует системный подход к решению этой задачи. В результате обследованы весьма ограниченные области космического пространства. Целесообразной была бы централизованная системная координация этого процесса с постоянным увеличением числа его участников и организация совместного анализа как архивных, так и новых данных, что улучшило бы понимание источников малых и среднеразмерных частиц КМ и динамики их популяций.

Несомненно, полезны кампании наблюдений КМ всеми доступными средствами, периодически организуемые Комитетом IADC.

Разработкой моделей текущей техногенной засоренности ОКП и ее прогнозирования занимается множество специалистов во всем мире. Сравнительный анализ некоторых из них проведен, например в статье [Walker, Nazarenko, 1999]. Однако эти модели все еще далеки от совершенства как вследствие недостатка знания механизмов происходящих в космосе процессов с КМ, так и из-за недостаточного объема измерений потоков среднеразмерного и мелкого КМ.

Итак, все типы упомянутых моделей нуждаются в дальнейшем совершенствовании: уточнении теоретической основы, получении и ассимиляции в модели новой измерительной информации, устранении или, по крайней мере, уменьшении присущих им неопределенностей, учете как можно большего числа источников мусорообразования, повышение точности. Все это необходимо делать, причем с высокой ответственностью, хотя бы потому, что на основе результатов прогонов моделей принимаются очень дорогостоящие решения о мерах борьбы с засорением космоса и о конструкциях и программах полета КА.

Раздел 2. СОСТОЯНИЕ ЗАСОРЕННОСТИ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

Специалистам хотелось бы иметь как можно более полное и точное описание всей популяции КМ и различных ее фракций. Без этого невозможно проводить обоснованную политику освоения космоса и осуществлять космическую деятельность эффективно и безопасно. К сожалению, достаточно полные и надежные характеристики этой быстро меняющейся среды пока получить практически невозможно. Информация о них нужна для оценки степени сегодняшней и будущей опасности для космических миссий со стороны КМ. Имеющиеся характеристики среднеразмерной и мелкой популяций КМ основаны на весьма ограниченном объеме выборочных измерений и экстраполяции этих данных на неисследованные орбитальные области. Таким образом, оценки общей популяции КМ довольно неопределенны. Более того, оценки самих границ этой неопределенности также не отличаются достаточной точностью.

2.1. Источники засорения космоса

Источники техногенного засорения ОКП весьма разнообразны, но все они связаны с освоением космоса человеком. Естественные метеороиды не создают серьезной опасности для грамотно спроектированных КА. Тем более что они, придя извне, быстро проходят через ОКП, сгорая в плотных слоях атмосферы, либо (в редких случаях) достигают поверхности Земли. Техногенные же КО, будучи запущены с Земли на орбиты, остаются на них длительное время, создавая постоянную угрозу (пропорциональную времени их орбитального существования) для действующих КА, объектов на Земле и ее населения, а также прочие негативные эффекты.

Космический мусор образуется при запуске ИСЗ, выводе его на орбиту и в процессе функционирования КА (как пилотируемого, так и автоматического). Этот КМ называется сопутствующим миссии КА. Неудачные запуски (а в последнее время их было слишком много) обидны вдвойне. Во-первых, миссия не удалась, и бессмысленно потрачены огромные суммы. Во-вторых, на штатные орбиты выведены массивные объекты, сразу превратившиеся в КМ, даже не приступив к выполнению полезной работы.

Наиболее мощный источник образования КМ — разрушения КО. Они бывают трех основных видов: взрывы КА и РН (намеренные или самопроизвольные), столкновения КО и деградация поверхности КО под воздействием агрессивной космической среды (так называемое «старение» КО, или «возрастная» деградация).

В отдельную категорию можно выделить аэродинамическое разрушение, которое часто происходит с КО на ВЭО в области перигея при достижении им достаточно низкого положения (например, 75...100 км). Этот вид разрушения, при котором обычно теряются солнечные батареи и другое навесное оборудование, может сопровождаться взрывом, хотя и не обязательно. Образующиеся при этом фрагменты разрушения в своем большинстве оказываются короткоживущими.

Фактически, это совершенно разные источники образования КМ. Конечно же, все эти источники следует учитывать с различными весами при анализе степени их влияния на общее засорение ОКП. Причем в перспективе соотношение этих весов может (и, скорее всего, будет) радикально изменяться. Например, когда столкновения КО при достижении критической плотности КМ в некоторых областях орбит перерастут в фазу каскадного эффекта, самым мощным источником образования нового КМ станут именно столкновения.

При этом не обязательно нужно ждать начала цепной реакции столкновений. Уже в ее преддверии столкновения становятся доминирующим источником образования КМ в низкоорбитальной области. Мониторинг космоса свидетельствует об увеличении частоты столкновений. И это только по зарегистрированным случаям.

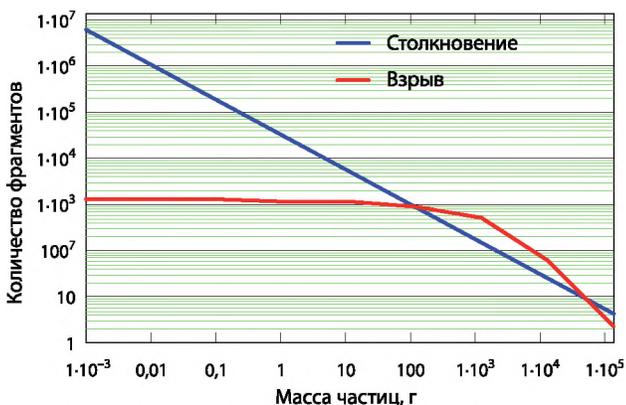


Рис. 2.1. Сравнение выхода фрагментов различных размеров в результате взрыва и сверхзвукового столкновения

Если сравнивать взрыв и столкновение с точки зрения опасности для перспективы состояния космической среды, то столкновение опаснее. Средняя относительная скорость столкновений в космосе 10 км/с, но бывает и больше. Эти скорости относятся к категории сверхзвуковых. Их особенностью является образование огромного количества мелкого КМ, гораздо большего, чем при взрыве. (Здесь имеются в виду обычные взрывы, происходящие на орбитах — неядерные.) На рис. 2.1 сравниваются результаты взрыва 1,5-тонной ступени РН и сверхзвукового столкновения такого же по массе объекта с небольшим обломком [Potter, 1993].

Если текущий темп накопления сохранится, то уже к середине XXI в. в некоторых диапазонах низких орбит плотность КМ достигнет критического уровня и начнется каскадный эффект. Это предсказание Кесслер сделал в 1991 г. Сегодняшние прогнозы еще серьезнее, и они более достоверны, так как за 20 лет накоплено много фактических данных о текущей засоренности ОКП, а главное — о ее динамике.

По мнению некоторых экспертов, каскадный эффект уже начался, по крайней мере, на высотах 900...1000 км, а также в пределах некоторых популяций мелкой фракции КМ [Назаренко, 2010; Kessler et al., 2010; Potter, 1993]. Далее эти процессы и классы результирующего КМ будут рассмотрены подробно.

Во время работы твердотопливного реактивного двигателя (ТРД) образуются и выбрасываются из сопла мелкие частицы продуктов горения, например, оксида алюминия. ТРД обычно используются для перевода КА с низкой орбиты на ГСО. В результате своей работы они выбрасывают тысячи килограммов в основном пылевидных частиц. Эти выбросы способны подвергать коррозии поверхности КО, химически засорять ОКП, повреждать наиболее уязвимые компоненты КА — оптические поверхности приборов, иллюминаторы, солнечные панели. В течение одного только 1993 г. в космосе работало около 30 ТРД.

Размеры этих частиц по теоретическим расчетам обычно не превышают 10 мкм. Зато их количество, выбрасываемое за полный цикл работы двигателя, может достигать 10^{20} [Mulrooney, 2004; Orbital..., 1995]. Частицы выбрасываются с большой относительной скоростью (до 4 км/с, в среднем 1,5...3,5 км/с в зависимости от размера) в широком секторе направлений, что существенно сказывается на расширении области их дальнейшего орбитального существования. Некоторую долю выхлопа составляют довольно крупные частицы несгоревшего топлива ТРД и шлака.

Большинство из них быстро входят в атмосферу, другие (более крупные) переходят на эллиптические орбиты. Эти частицы представляют вполне определенную опасность для КА, что становится понятно из рис. 3.22, на котором показан кратер на иллюминаторе «Шаттл» от удара такой частицы.

Кусочки краски и другого рода покрытий, отделяющиеся в результате старения поверхности, обычно крупнее частиц оксида алюминия и составляют в среднем сотни микрон в диаметре. Они имеют гораздо меньшую начальную относительную скорость и первое время остаются на орбитах «родительских» КО.

В наземных испытаниях, проведенных в США в Центре космических полетов Маршалла и Центре инженерного развития Арнольда, в выхлопах ТРД обнаружено небольшое число хлопьев Al_2O_3 размером более 1 см, которые уже требуют к себе более серьезного отношения [Siebold et al., 2003]. Это подтверждается наземными телескопическими наблюдениями и фиксацией частиц КМ по технологиям *in-situ* [Horstman, 2007].

В НАСА в течение двух лет проводились исследования последствий работы ТРД для космической среды, и по результатам в 2007 г. был выпущен техни-

ческий отчет [An Assessment..., 2007]. Полученные результаты исследований подтверждают, что во время работы двигателей образуется значительное количество оксида алюминия, выбрасываемого из сопла в виде довольно крупных частиц (0,01...5 мм). Эти частицы образуются вследствие быстрого расширения и отвердевания расплавленного Al_2O_3 . Составляя около 0,65 % исходной топливной массы, они довольно сильно и опасно загрязняют космическую среду. Так что не следует недооценивать и иные, отличные от взрывов и столкновений источники образования КМ [Kessler et al., 1998].

Приведенные в отчете численные оценки используются сегодня во многих моделях засоренности ОКП в качестве исходных данных.

И все же самая опасная (особенно в перспективе) причина образования КМ — разрушение КО вследствие взрыва, столкновения с другими объектами или «возрастной» деградации поверхности под воздействием агрессивной среды (радиация всех видов, перепады температуры, космическая пыль, окисление атомарным кислородом, повреждение мелким КМ и метеороидами и т. п.).

Если сближающиеся КО или взрывоопасный объект неуправляемы, то катастрофу предотвратить нельзя. Образование КМ, сопутствующего миссии КА, можно сократить за счет более рационального проектирования конструкции КА, использования устойчивых к воздействию среды материалов, хорошо продуманного программирования его запуска и вывода на орбиту, тщательной проработки программы функционального полета. Что же касается взрывов, столкновений и «возрастной» деградации КО, то остается только констатировать случившееся и, опираясь на данные наблюдений, корректировать соответствующие модели.

Большинство разрушений происходит сейчас случайно, не по воле оператора КА, а из-за нештатных процессов в топливных системах РН и КА, аккумуляторных батареях, баллонах со сжатым газом, других бортовых приборах — как правило, после завершения их программного функционирования.

Могут быть еще разрушения смешанного типа — взрыв, спровоцированный столкновением. Собственно, к этому типу могут относиться и разрушения в испытаниях противоспутникового оружия, если по программе предусмотрен подрыв противоспутника или кинетический удар вызывает самопроизвольный взрыв на борту цели.

В отличие от фрагментов взрыва, столкновения КО или продуктов работы ТРД, КМ, образующийся в результате износа, старения и деградации поверхности КО под влиянием агрессивной космической среды, отделяется от «родительского» КО с относительно низкими скоростями и малым разбросом векторов скоростей. При этом образование продуктов старения не носит массового характера, и, как правило, они отделяются поодиночке. В виду перечисленных существенных отличий их орбиты не создают такого эффекта (свойственного разрушениям от взрывов и столкновений), видимого на рис. 3.33. Очень немногие из образующихся таким образом КО могут быть каталогизированы. Подавляющая масса — очень мелкие частицы. А крупные, если и образуются, имеют большое отношение площади поперечного сечения

к массе и довольно быстро прекращают свое орбитальное существование, если образуются в области низких орбит. Типичная чешуйка отслоившейся от поверхности КО краски имеет массу 10^{-6} г.

Эти частицы могут вызвать последующую деградацию поверхности «материнского» или другого КО, при этом, измельчаясь, могут повредить незащищенные чувствительные компоненты (оптику, иллюминаторы, тросы).

К сожалению, создатели космической техники мало заботятся о сохранении прочности покраски КА и РН после окончания их функционирования. Они просто не выдвигают соответствующего требования. И по окончании миссии КА и РН краска с каждым годом отслаивается все интенсивнее.

Постепенную деградацию поверхности КО могут вызывать и постоянные удары очень мелкого КМ, что приводит к снижению качества функционирования КА или его компонент. Модели такого снижения качества трудно создать, так как оно не всегда напрямую связано с размером физического повреждения или ударяющей частицы. В то же время влияние деградации поверхности КА должно анализироваться очень детально при оценке возможного изменения качества функционирования КА в целом и его отдельных систем и компонент.

Наиболее уязвимые компоненты КА с точки зрения деградации поверхностей от ударов КМ — оптические поверхности бортовых инструментов. Удары частиц диаметром в десятки и сотни микрометров могут значительно увеличить рассеяние оптикой света [Watts et al., 1994]. Это особенно нежелательно для оптических средств построения изображения, от которых обычно требуется низкий уровень оптического рассеяния. Удары мелких частиц в трубу телескопа или дефлектор тоже могут приводить к деградации его компонент из-за образования больших пучков мельчайших частиц, которые способны расстроить или ослепить оптические датчики.

Многочисленные мелкие удары в устройство термоконтроля приводят к изменению общей площади поверхности радиатора, потенциально определяющей температурные режимы систем КА, и обнажению их защищенных участков открытому космосу. На LDEF кратерные повреждения удалили всего лишь ~0,26 % наружной (термозащитной) краски, но фронтальные сколы увеличили общее количество удаленного материала до 5 % от окрашенной площади [Coombs et al., 1992]. Перфорации в термозащитных покрытиях могут также более радикально нарушить систему терморегулирования, обнажая защищаемые компоненты [Allbrooks, Atkinson, 1992; Meshishnek et al., 1992].

Удары мелких частиц способны повредить солнечные батареи и соответствующую инфраструктуру внешнего энергоснабжения КА, что, кстати, происходит довольно часто. В этой части диапазон уязвимости довольно широк: от локальных повреждений стеклянных покрытий и самих солнечных элементов до нарушения последовательной связи отдельных ячеек и наружной кабельной системы вообще, включая и силовые кабели. Удары КМ могут вызывать короткие замыкания или разрывы соединений. Даже очень мелкие частицы могут породить плазму, которая в свою очередь наносит повреждения солнечным элементам [Krueger, 1993].

2.2. Состав и классификация популяции орбитальных объектов

С начала космической эры всеми космическими державами было осуществлено около 5 000 запусков, в результате чего в ОКП было выведено порядка 30 000 крупных (более 10 см) КО. На 1 октября 2009 г. (за весь период освоения космоса) было зарегистрировано около 33 500 объектов [Рыхлова, Бахтигараев, 2010]. Из них более двух третей все еще остаются на орбитах и контролируются наземными и космическими средствами наблюдения.

И американская, и российская СККП ведут динамические каталоги крупных КО. Лишь порядка 5 % составляют действующие, т.е. полезные КА. Их сейчас порядка 800...850. Для сравнения, в 1992 г. их было около 400, т.е. наблюдается явный прогресс в освоении космоса. Остальные 95 % — крупный КМ с массой объектов от 300 г до 20 т. Суммарная масса КМ этого класса превышает 10 000 т. На рис. 2.2 представлена примерная классификация КО в ОКП.

К 2012 г. на околоземных орбитах штатными средствами наблюдения контролировалось более 21 000 КО, из которых каталогизировано ~17 500 (в официальном каталоге СККП США на 1 января 2012 г. — 17 147) размером более 10 см, что составило 7,8 % прироста по сравнению с 2010 г. [Space Security..., 2012; Space Track..., 2012]. Из них объектов размером более 1 м около 4500 [по данным модели MASTER-2001, ЕКА]. (В США ведется также каталог, содержащий более 100 000 КО, но в него входят и более мелкие КО.) Для сравнения, в 2006 г. в каталоге СККП США было 9000 КО общей массой 5 000 000 кг [Liou, Johnson, 2006a].

Официальный (публикуемый в Интернете) каталог СККП США на 3 октября 2012 г. содержит 16 530 каталогизированных КО, из них 3537 составляет полезная нагрузка, 12 993 — корпуса РН и обломки [Satellite..., 2012]. Небольшая разница в приводимых объемах каталогов КО объясняется, во-первых, разными источниками, во-вторых, различными эпохами привязки каталогов, в-третьих, нарастающей солнечной активностью, ускоряющей вход КО в плотные слои атмосферы и их последующее сгорание (очередной максимум активности ожидается в 2013 г.).

ЕКА приводит свои количественные оценки околоземных популяций КО размером более 5 см [Olmedo et al., 2009]:

- НОКО ($H_a < 2000$ км) — 21 484;
 - КО на средневысоких орбитах (среднее движение более 1,5 и менее 2,5 вит./сут) — 1392;
 - КО на геосинхронных орбитах ($H_p > 34 000$ км, $H_a < 38 000$ км) — 7964;
 - КО на прочих орбитах — 12 773;
- Всего: КО размером более 5 см — 43 837.

Эти данные также используются как исходные для моделирования засоренности ОКП, проводимого в ЕКА.

Кроме этих каталогизированных и регулярно наблюдаемых КО, в ОКП находится огромное количество мелких (но от этого не менее опасных), как

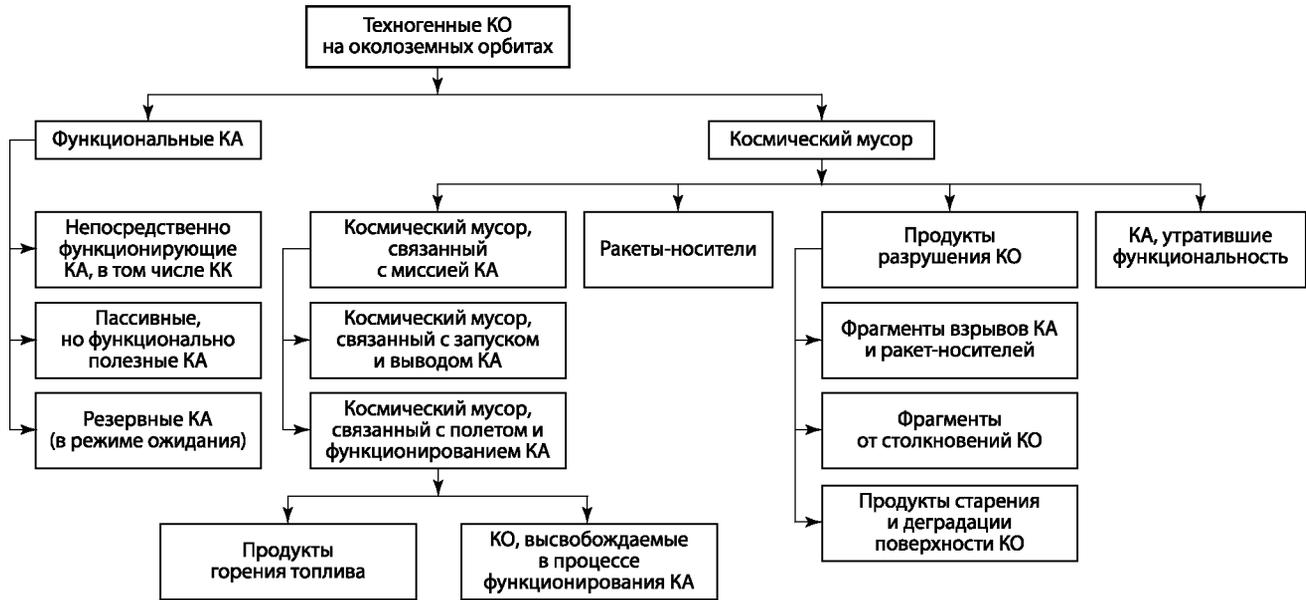


Рис. 2.2. Классификация космических объектов

правило, не видимых радиолокационными и оптическими средствами частиц — порядка 500 000 размером 1...10 см [модель MASTER-2001, ЕКА], десятки и, возможно, сотни миллионов частиц размером 0,1...1 см. Количество более мелких частиц в ОКП исчисляется уже миллиардами и триллионами [Report..., 1989; Space Security..., 2010]. Известны расчетные теоретические данные, указывающие на то, что популяция КО размером от 0,5...1 см составляет около 80 % от общей популяции орбитального мусора размером более 5 мм [Liou, 2011b]. С этой «мелочью» приходится считаться, так как ее опасность определяется не столько размерами, сколько скоростью.

Результаты исследований специалистов России, США, Франции, Германии, Японии свидетельствуют о прогрессивном характере процесса засорения космоса. В настоящее время наиболее засорены высоты 800, 1000 и 1500 км и, с учетом ее малой рабочей емкости, геостационарная орбита. Причем эти орбиты наиболее интенсивно используются для размещения функциональных КА. (Это не тавтология, так как на орбитах захоронения размещают и отработавшие КА.)

Изменение состояния техногенной засоренности ОКП с самого начала космической эры и до настоящего времени (в части крупных, каталогизированных КО) иллюстрирует рис. 2.3 [Monthly..., 2012]. Диаграмма построена по данным каталога КО СККП США на январь 2012 г. Резкий скачок в количестве обнаруженных и каталогизированных КО, происходящий на 2007 г., вызван взрывом китайского КА «Фенгюн-1С».

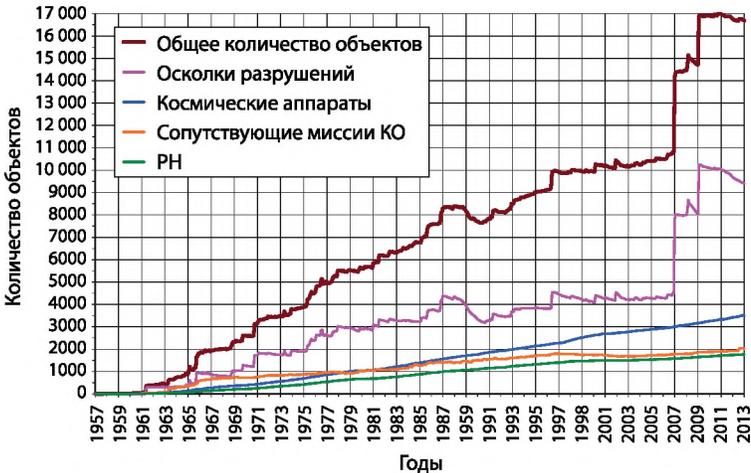


Рис. 2.3. История изменения количества КО в ОКП

На рис. 2.4–2.6 [IADC..., 2006] наглядно, в разных масштабах и ракурсах представлена общая визуальная картина современного техногенного засорения ОКП, построенная на основе реальных данных каталога КО СККП США, рис. 2.7 [AIAA Position..., 2011] демонстрирует явный «прогресс» в засорении ОКП за 30 лет с 1981 по 2011 г.

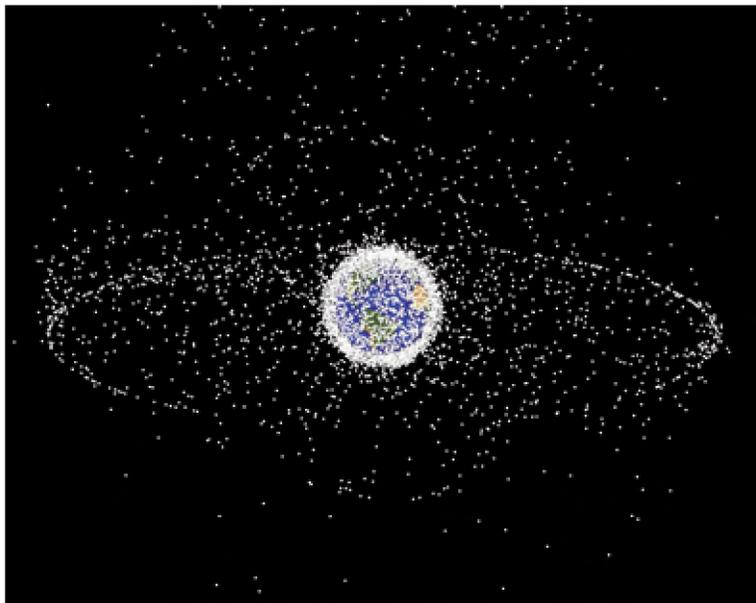


Рис. 2.4. Каталогизированные космические объекты

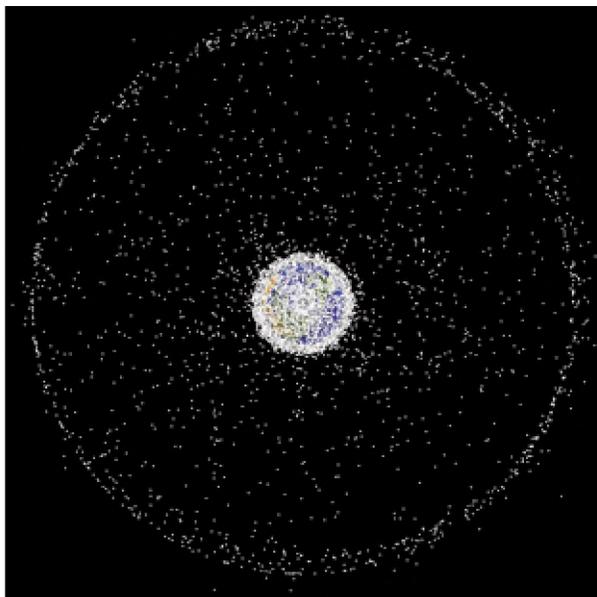


Рис. 2.5. Космические объекты вместе с геостационарным кольцом. Вид с Северного полюса



Рис. 2.6. «Срез» каталога КО на фоне Земли

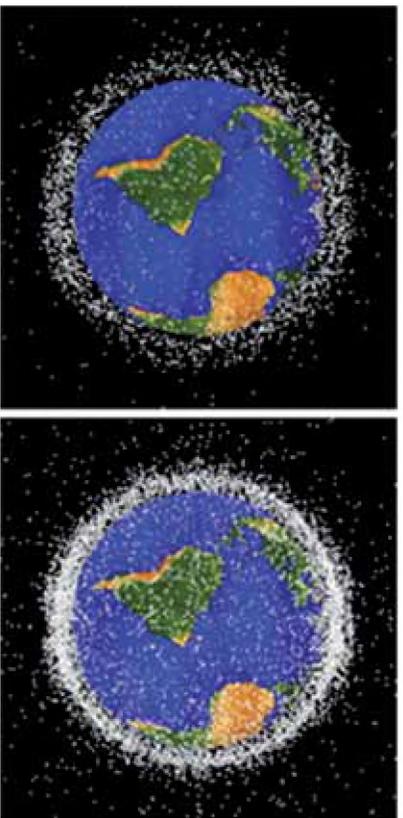


Рис. 2.7. «Срезы» каталогов с интервалом 30 лет

84 Рассмотрим примерную классификацию техногенных КО в околоземном пространстве (см. рис. 2.2).

К функциональным КА, в соответствии с данным во введении определением космического аппарата, будем относить:

- автоматические КА, управляемые с Земли и имеющие определенное, как правило, узкое целевое назначение, и пилотируемые космические корабли;
- временно не функционирующие в данный момент времени резервные КА, находящиеся на орбитах в режиме ожидания;
- пассивные, но функционально полезные КО, например, калибровочные сферы или диполи типа «Пион», «ODERACS», орбитальные платформы с угловыми отражателями и другими настроечными или эталонными устройствами и т.п.

Из-за включения последнего типа КО в эту категорию точнее было бы ее назвать «Функциональные КО» (а не КА). Они составляют приблизительно 1/4...1/5 от общего числа КА, находящихся на орбитах (количество тех и других постоянно меняется вследствие запуска новых ИСЗ, схода с орбит некоторых ИСЗ, завершения функционирования действующих, разрушения, перехода каких-то из одной категории в другую и т.п.), и всего лишь порядка 5 % от общего числа каталогизированных КО (т.е. порядка 900...1000).

Функциональные КО отличаются большим разнообразием размеров, форм, покрытий (определяющих отражательные свойства КО), орбит функционирования (консервации или ожидания, если это резервные КА) и, конечно же, назначения. Последнее определяет все остальное.

Значительно более обширную популяцию (приблизительно в 4...5 раз), чем функциональные КО, составляют КА, утратившие функциональность (вследствие какой-либо неустраняемой неисправности, полного расхода рабочего ресурса или разрушения).

Таким образом, действующие КА со временем пополняют популяцию КМ. На 5 января 2011 г. общее их число (как функциональных, так и нефункциональных), каталогизированное СККП США, составляло 3380 [Satellite..., 2011a, b]. Некоторые расхождения в количестве каталогизированных КА могут объясняться тем, что в публикуемые и обмениваемые каталоги КО НАСА не включают КА военного назначения.

КА сильно разнятся своими размерами и массой. С одной стороны, это многотонные конструкции, такие как МКС (более 400 т), ОС «Мир» (135 т), «Салют-7» (43 т). С другой стороны, в конструировании космической техники давно уже наметилась тенденция к миниатюризации. Например, в 2006 г. США был запущен, а в августе 2010 г. вошел в плотные слои атмосферы 5-килограммовый наноспутник GeneSat-1 с размерами 10×10×35 см. Он предназначался для изучения влияния микрогравитации на биологические культуры и успешно выполнил свою миссию (рис. 2.8). [Reentry..., 2010].

И это не самый маленький из ИСЗ. В сентябре 2009 г. Швейцария запустила свой первый ИСЗ с помощью РН Polar Express с индийского полигона.

Этот наноспутник под названием «Швейцарский кубик», изготовленный в Федеральной политехнической школе в Лозанне и предназначенный для изучения ночных атмосферных свечений, имеет массу 820 г [Space Security..., 2010].

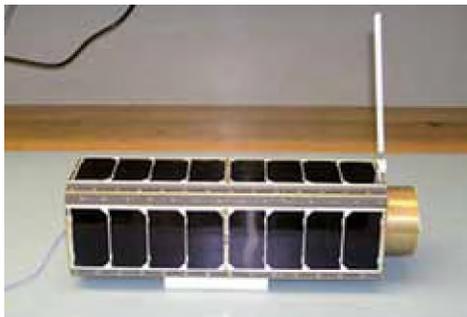


Рис. 2.8. Наноспутник GeneSat-1

На ССО 10 мая 2012 г. был запущен китайский спутник-разведчик «Ягоань вейсин-14», а через минуту после вывода на орбиту с его борта отделился попутный военно-исследовательский наноспутник «Тяньто-1» массой 9,3 кг. Это параллелепипед с размерами 425×410×80 мм [Красильников, 2012].

В мае 2012 г. при запуске японского и корейского спутников попутно с борта японского GCOM-W1 были выведены два малых японских КА — SDS-4 (массой около 50 кг и размерами 50×50×50 см) и Ногуи-2 (массой 7,1 кг и размерами 35×31×31,5 см) [Афанасьев, 2012].

Здесь уже говорилось о тенденции к миниатюризации космической техники в последние годы. Smallsats — ИСЗ массой менее 500 кг. Они подразделяются по массе (по убыванию) на мини-, микро-, нано- и пикоспутники. Их популярность возрастает: большая дешевизна их запуска достигается возложением этой функции на другие выводимые на орбиту более крупные ИСЗ [Smallsat..., 2012].

К настоящему времени микроспутники есть у США, России, ЕКА, Японии, Китая, Франции, Израиля, Великобритании, Индии, Канады, Швейцарии, Турции. Ранее уже говорилось, что в США даже разрабатывается специальная параллельная микро-СККП космического базирования, состоящая из наноспутников [US Air..., 2010].

К категории крупных КО (обычно более крупных, чем функциональные) относятся ракеты-носители. Одна-две ступени (иногда три-четыре) РН выводят на орбиту полезную нагрузку, т. е. КО предыдущей категории. Если после вывода НОКО на орбите остается лишь одна ступень, то после запуска ВОКО на орбитах могут остаться и три ступени. Самые крупные первые ступени РН обычно вскоре возвращаются в атмосферу и либо сгорают, либо их крупные обломки падают на Землю, тогда как последние ступени могут долго находиться на орбитах.

В процессе запуска, вывода на орбиту, активации и функционирования КА высвобождается множество временных и вспомогательных технологических приделков, уже сыгравших свою роль и более не нужных для дальнейшего активного существования КА. Это заглушки, крышки для линз, временный крепеж, пиротехника, взрывные болты, защитное покрытие кабелей и другого полезного груза, элементы арматуры, страховочные стяжки (крепления безопасности) солнечных панелей и других раскрывающихся в космосе элементов конструкции и т. п.

Во время пилотируемого полета КК на борту накапливается всякого рода мусор, в том числе продукты жизнедеятельности экипажа. Все это, во всяком случае, раньше выбрасывалось в открытый космос. Например, со станции «Мир» просто выбрасывали помойные ведра. Сейчас с МКС уже ничего не выбрасывают. И если в последнее время к этому стали относиться более ответственно (контейнеры с бортовым мусором стали возвращать на Землю), то космонавты, работая в открытом космосе, бывает, теряют или роняют инструменты, перчатки и даже целые сумки с инструментами, пополняя популяцию КМ.

Довольно много операционных отходов образуется в процессе активного полета КА. В течение первых восьми лет активного существования орбитальной станции «Мир» от нее было отделено более 200 только крупных элементов, которые удалось обнаружить наземными наблюдательными средствами и каталогизировать [Orbital..., 1995]. Опять-таки это только видимая и зарегистрированная часть.

Значительную популяцию, широко распределенную в ОКП, представляют фрагменты разрушений КО в результате взрывов и столкновений. В нее сейчас (после драматических событий 2007 и 2009 гг.) входит около 60 % каталогизированных КО и, возможно, большая доля некаталогизированных. Эта популяция охватывает широкий диапазон размеров. При разрушении, особенно при столкновении, образуется, кроме крупных обломков и осколков, очень много мелкого КМ, количество которого, конечно, подсчитать не удается.

Несмотря на то, что фрагменты разрушений количественно превосходят все типы КМ, на цельные (еще не разрушенные) КА и РН приходится наибольшая доля суммарной площади поперечного сечения и массы КМ, т. е. для перспективы дальнейшего засорения ОКП это наиболее опасные КО, так как потенциальные столкновения с ними имеют наибольшую вероятность. Последствия таких столкновений не идут ни в какое сравнение со всеми остальными: образуется гигантское количество обломков и осколков самых различных размеров и масс, постепенно охватывающих широкий непрерывно расширяющийся спектр орбит. Причем большое количество крупных обломков способно к дальнейшим катастрофическим столкновениям. Иными словами, отработавшие КА и РН, особенно на высоких орбитах, сильно увеличивают долгосрочный потенциал будущих столкновений.

Вообще говоря, с одной стороны, чем больше суммарная площадь поперечного (вектору набегающего потока КМ) сечения некоторой популяции КМ, тем больше вероятность столкновений представителей этой популяции

в ОКП. Но, с другой стороны, сечение большой площади является хорошим фильтром (уловителем, очистителем) для самого мелкого мусора. Разумеется, при условии, что столкновение с ним не образует нового КМ. К сожалению, последнее опасение вполне реально с учетом возможных огромных скоростей столкновений. Этот вопрос требует более углубленного изучения.

КА может взорваться в процессе функционирования и по завершении активного существования. Причины самые разнообразные. Это взрывы баков с компонентами топлива и баллонов со сжатым газом, неполадки непосредственно в двигателе, повреждение баков мелкими элементами КМ, короткое замыкание батарей аккумуляторов, случайно возникающие высокие угловые скорости вращения КА, прочие нарушения в структурах и компонентах, а также намеренные подрывы. Взрывы РН по большей части обусловлены наличием остатков горючего и окислителя в баках после выполнения ими своей миссии. Непосредственно взрыв происходит в результате неконтролируемого смешивания горючего и окислителя либо под воздействием физических факторов (повышенное давление, например, из-за перегрева бака или неисправности клапана сброса давления).

На рис. 2.9 показано распределение каталогизированных КО по различным государствам и группам государств по состоянию на 6 июля 2011 г. Диаграмма построена по данным каталога КО СККП США [Satellite..., 2011b]. Общее количество каталогизированных КО на эту дату составляло 16 094 КО, 95 % которого КМ.

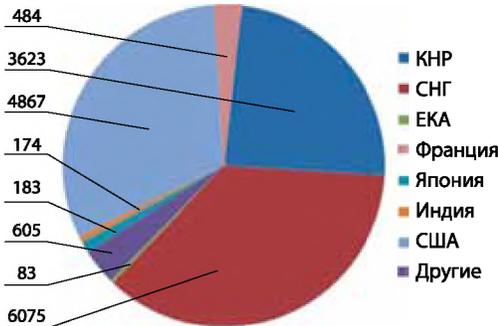


Рис. 2.9. КО, принадлежащие различным странам (по состоянию на 6 июля 2011 г.)

Есть еще одна категория КМ, о которой говорилось ранее — продукты деградации, старения поверхности КО под действием агрессивной окружающей среды. Размер таких фрагментов может значительно колебаться. Это могут быть мельчайшие частицы краски, абляционного покрытия, используемых для терморегуляции КА и РН, постепенно отслаивающиеся под воздействием атмосферы (даже сильно разреженной), солнечной радиации, ударов пылинок КМ. Отваливаются и относительно крупные элементы — плитки термозащитного слоя, фрагменты бронезащитных щитов, солнечных панелей, которые можно наблюдать наземными средствами. Например, в 1993 г. с поверхности действующего ИСЗ COBE (Cosmic Background Explorer) отделилось

более 40 объектов, обнаруженных и сопровождавшихся средствами американской СККП. Скорее всего, это были сегменты термозащитного одеяла, оторвавшиеся в результате температурных перепадов [Orbital..., 1995].

В заключение, на основе анализа всей доступной информации о засоренности ОКП можно сделать следующий обобщающий вывод (так сказать, еще одна попытка классификации), который может оказаться полезным при построении моделей прогноза засоренности ОКП. Состав и количество КМ постоянно изменяется. Можно выделить три его составляющие: компонента *A* — это короткоживущая популяция, обращающаяся близко к плотным слоям атмосферы, которую ожидает сгорание в атмосфере в ближайшее время; компонента *B* — долгоживущая популяция (КМ на значительных высотах), которая очень скоро достигнет плотных слоев атмосферы; наконец, компонента *C* — новообразования в общей популяции КМ, т.е. «молодой» КМ, образующийся в результате текущих запусков ИСЗ, взрывов и столкновений КО, деградации их поверхности и т.п. Компонента *C* (точнее, мета-компонента) — источник постоянного пополнения компонент *A* и *B*. За счет сокращения компоненты *A* происходит некоторое очищение ОКП от мусора, однако ее убывание не компенсирует роста общей популяции за счет компоненты *C*. В среднем два-три каталогизированных КО ежедневно входят в плотные слои атмосферы и, как правило, сгорают. Но темп появления новых КО из различных источников заметно выше. Последнее очень хорошо видно на рис. 2.3 и подтверждается сделанной моделью НАСА LEGEND [Liou, 2010] прогнозом на ближайшие 100 лет роста количества столкновений крупных КО (размером более 10 см) в области низких орбит (см. рис. 2.21 и 2.22).

2.3. Распределения космического мусора разных типов по различным параметрам

В настоящее время КМ разных типов распределен в ОКП крайне неравномерно. Даже в сравнительно населенных полусинхронном поясе и на ГСО средняя плотность только каталогизированных КО в 100 раз ниже, чем в низкоорбитальной области. В других высокоорбитальных областях плотность в 1000 раз ниже. Судя по данным радара «Хэйстэк» о корреляции распределений среднеразмерного и крупного КМ, можно предполагать, что средняя пространственная плотность среднеразмерного КМ, если не в той же пропорции, то значительно ниже на высоких орбитах, чем на низких. Для геостационарной области плотность КО быстро падает с удалением от ГСО. Плотность потока КО уменьшается почти в 10 раз при удалении от ГСО на 50 км и примерно в 100 раз при удалении на 500 км.

Вследствие относительной скудности собранных измерительных данных, значительной, сложной и часто непредсказуемой динамики образования и распространения различных потоков КМ любые оценки общей популяции КМ (в том числе и касающиеся распределения) не отличаются высокой достоверностью. С достаточной определенностью можно говорить только о распределениях крупного КМ, так как он в значительной степени каталогизирован и по нему накоплено много фактических данных (как в части координатной, так и некоординатной информации). Ниже приводятся гисто-

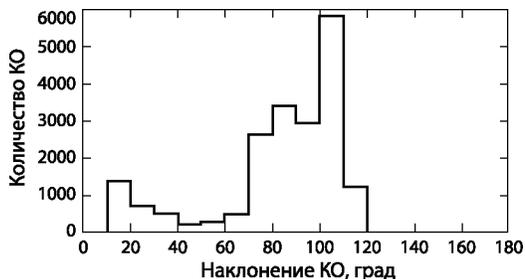


Рис. 2.10. Распределение КО по наклонениям

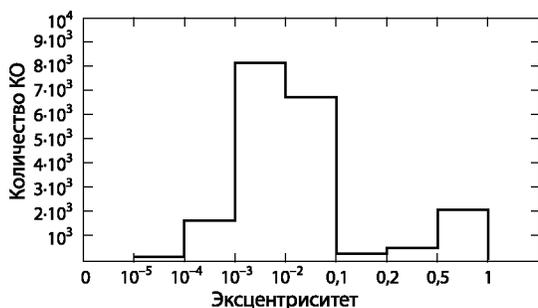


Рис. 2.11. Распределение КО по эксцентриситету

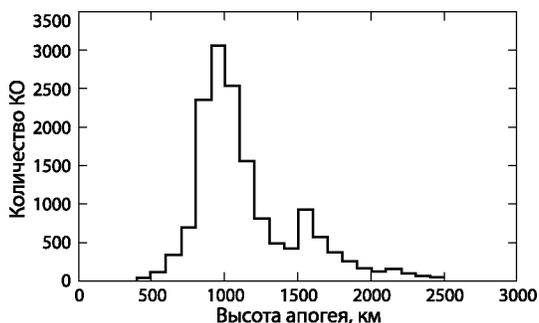


Рис. 2.12. Распределение КО по высоте апогея (в диапазоне высот 100...3000 км)

Интересно сравнить, как изменяются распределения КО со временем. Довольно полное и подробное сравнение распределений каталогизированных КО по различным орбитальным параметрам за относительно протяженный период времени и сравнительный анализ каталогов КО СККП России и США дается в статьях [Dicky et al., 2000, 2003].

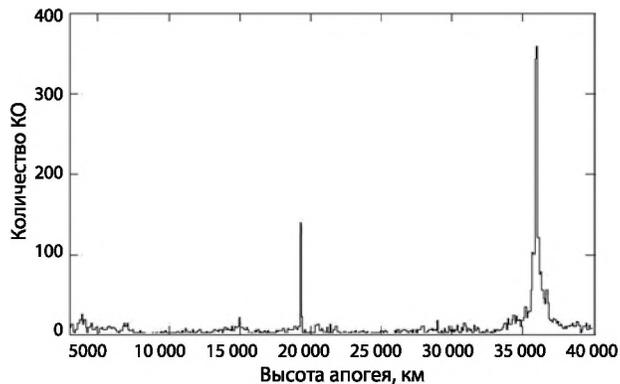


Рис. 2.13. Распределение КО по высоте апогея в диапазоне высот 3000...40 000 км

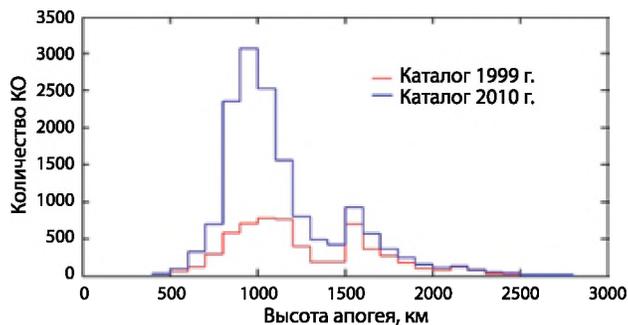


Рис. 2.14. Сравнение распределений каталогизированных КО в диапазоне высот 100...3000 км по высоте апогея орбиты

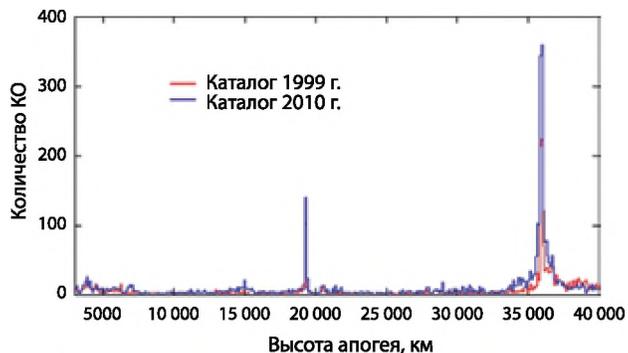


Рис. 2.15. Сравнение распределений каталогизированных КО в диапазоне высот 3000...40 000 км по высоте апогея орбиты

Здесь приведем обновленные сравнительные данные для каталогов КО за 1999 и 2010 гг. Гистограммы на рис. 2.14–2.16 наглядно иллюстрируют изменение распределений КО по высотам и наклонениям орбит за 11 лет. Виден значительный прогресс засоренности ОКП. Кривые распределений 2010 г. практически абсолютно мажорируют кривые распределений 1999 г. Исключение составляют лишь незначительные участки на рис. 2.15 (для орбит в диапазоне 3000...40 000 км).

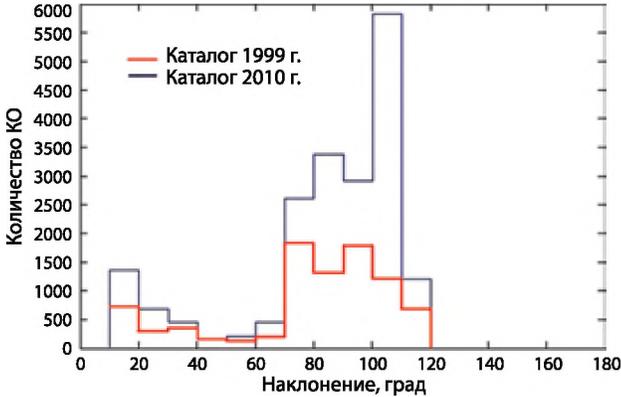


Рис. 2.16. Сравнение распределений каталогизированных КО по наклонению

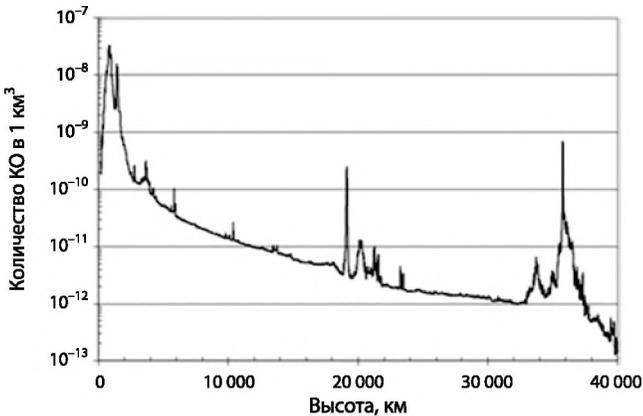


Рис. 2.17. Распределение по высотам пространственной плотности каталогизированных КО (данные Аэрокосмической корпорации США)

Распределение по высотам пространственной плотности каталогизированных КО приведено на рис. 2.17 [Ailor, 2008].

На рис. 2.18 [Rossi, 2005] показаны распределения КМ по высотам орбит для трех категорий размеров КО: крупные КО (более 10 см), среднеразмерный

КМ (1...10 см), мелкий (от 0,1...1 см). Эти распределения из двух различных источников довольно хорошо согласуются между собой, особенно в области высот ниже 25 000 км.

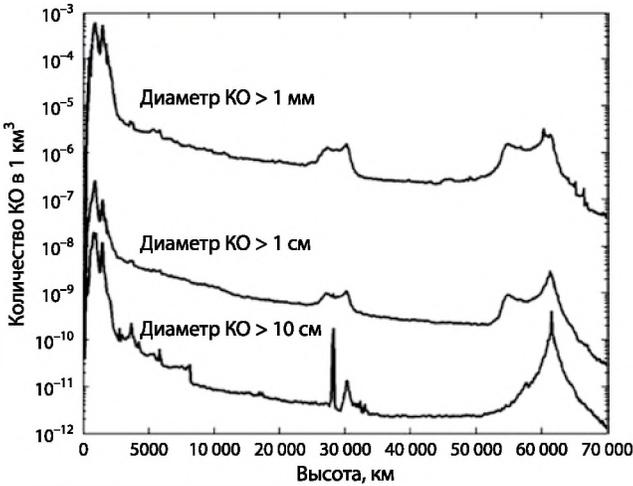


Рис. 2.18. Распределения пространственной плотности КМ различных размеров по высотам

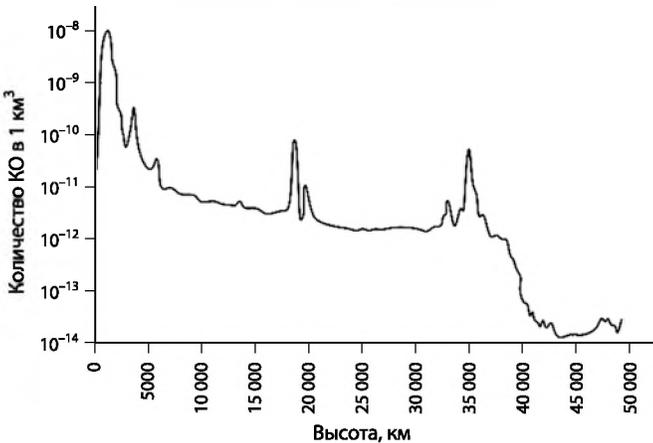


Рис. 2.19. Распределение по высотам пространственной плотности каталогизированных КО (данные корпорации Kaman Sciences)

Есть еще одна кривая (третий источник) для аналогичного распределения [Orbital..., 1995], предоставленная корпорацией Kaman Sciences (рис. 2.19). Она по своему характеру ближе к кривой из Аэрокосмической корпорации США (см. рис. 2.17).

При анализе распределений по высотам КМ различных размеров, представленных на рис. 2.18, первое, что бросается в глаза — это явная корреляция распределений всех трех категорий КМ. Эту корреляцию можно объяснить, по крайней мере, следующими двумя причинами.

Первая — мелкий КМ образуется, как правило, в результате разрушения крупных КО, и поэтому сохраняет в некоторой степени и, по крайней мере, в первое время после разрушения орбитальные параметры «родительских» КО.

Вторая — нижнее (базовое) распределение построено на основе каталогизированных регулярно наблюдаемых КО, т.е. наиболее достоверно. Два верхних распределения (для более мелких КО) рассчитаны с помощью моделей, использующих первое как исходное, опорное и, конечно же, сильно повлиявшее на моделирование двух других распределений. Кроме того, были учтены выборочные эпизодические наблюдения мелкого КМ с недостаточной представительностью. Таким образом, верхние два распределения получены с помощью аппарата модельной экстраполяции, причем под влиянием целого ряда допущений, обычно заменяющих недостающую реальную измерительную информацию. Эти допущения, естественно, выбирались с оглядкой на единственную достоверную информацию, представленную базовой, нижней кривой. Это второй возможный источник корреляции.

Однако несмотря на корреляцию, два верхних распределения имеют значительно более размытые (по сравнению с нижним) экстремумы. Это, скорее всего, объясняется тем, что после разрушений крупных КО (а больше разрушений происходит в районе максимумов, т.е. уплотнений популяции КМ) орбиты образовавшихся мелких фрагментов вследствие большого разброса начальных векторов скоростей имеют также большой разброс параметров, часто сильно отличающихся от параметров «материнской» орбиты. Мажорирующий тороид, охватывающий орбиты фрагментов, со временем будет расширяться (см. рис. 3.33). Соответственно, со временем станут еще больше расплываться и области максимумов распределений.

Анализ распределений КМ по различным орбитальным параметрам приводит к следующим выводам.

Крупный КМ достаточно хорошо описан в каталогах КО обеих СККП и в архивах результатов независимых от СККП наблюдений, поэтому о его распределениях можно судить с наибольшей достоверностью. Общая картина пространственного распределения крупного КМ наглядно и с высокой достоверностью характеризуется рис. 2.4–2.6, представляющими собой временные срезы реального каталога в разных ракурсах.

Из рис. 2.12 и 2.13 следует, что явная концентрация КМ наблюдается на высотах ниже 2000 км, на 20 000 км и в геостационарном кольце. Причем ниже 2000 км распределение очень неравномерное: явные максимумы плотности наблюдаются на высотах 900...1000 и 1400...1500 км.

Значительной плотностью засоренности характеризуются также высоты 700...900, 1000...1200 и 1500...1600 км. Что касается состава КМ, то на

этих высотах обращаются в основном осколки разрушений, между 2000 и 18 000 км — сопутствующий выводу и функционированию КМ, а выше — отработавшие КА, РН и их крупные фрагменты.

Из рис. 2.10 видно, что большинство орбит, кроме ГСО, имеют сравнительно большие наклонения. Различие в наклонениях орбит приводит к асимметричному распределению КО по широте. Например, орбиты с низкими наклонениями как бы «оттягивают» на себя КО из довольно переполненных высокоширотных областей.

Строго полярных орбит мало, поэтому над полюсами Земли плотность КО низка. Некоторое повышение плотности КО наблюдается на наклонениях 63...65°. Эту нишу заполняют ВЭО аппаратов типа «Молния» и сопутствующий им КМ. Полусинхронные орбиты поделены между Россией и США следующим образом: орбиты американских КА имеют наклонение 55°, а российских — 65°.

Самая переполненная орбита — ГСО. Для сохранения выделенной КА долго-ты точки его стояния (если он функционирующий) осуществляются периодические коррекции орбиты, которые поддерживают значение наклонения орбиты близким к нулю. Если этого не делать, то случится то же, что с отработавшими (пассивными) КА, не переведенными на орбиту захоронения, фрагментами их разрушения или сопутствующим КМ. Орбитальная плоскость таких КО под воздействием несферичности Земли и возмущений от Луны и Солнца будет совершать колебания относительно плоскости Лапласа (наклоненной к экватору на 7,3°) с амплитудой около 15° и периодом 53 г. [Сочилина, 1984а, б].

Кроме того, ввиду эллиптичности земного экватора пассивные КО на ГСО подвержены дрейфу вдоль орбиты и колебаниям относительно ближайшей стабильной точки (75° в.д. или 105° з.д.) с периодом 2 г. Под действием всех этих факторов КМ в геостационарном кольце имеет значительный разброс наклонений орбит ($\pm 15^\circ$ и более из-за разброса начальных скоростей осколков разрушения) и долгот пересечения их с экваториальной плоскостью.

Популяция среднеразмерного КМ изучена гораздо хуже, чем крупного (каталогизированного). Вообще говоря, доля некаталогизированных КО возрастает с увеличением высоты даже в низкоорбитальной области. Оценки характеристик среднеразмерного КМ получены модельной экстраполяцией сравнительно небольшого объема измерений его представителей на низких высотах и сравнительно высоких наклонениях преимущественно наземными СН в режимах выборочного зондирования.

Экстраполяция — достаточно широко распространенный прием получения значений характеристик КМ в недоступной измерениям области. Но она оправдана лишь в случаях когда:

- с высокой надежностью выяснены истинные закономерности и связи между значениями характеристик в области с достаточным объемом их измерений и в интересующей области, слишком бедной измерениями (если они вообще есть);

- модель, с помощью которой осуществляется экстраполяция, хорошо и своевременно откалибрована (т. е. с учетом возможной динамики этих закономерностей и связей).

В первом приближении можно допустить, что среднеразмерный КМ находится на тех же орбитах, что и породившие его крупные КО в результате их разрушения (включая деградацию). Но среднеразмерный КМ, порожденный разными категориями крупных КО, имеет разные начальные характеристики и ведет себя по-разному. Взрыв баков РН с остатками топлива может породить множество осколков с большим разбросом начальных векторов скоростей, поэтому дальнейшая динамика параметров их орбит будет сильно отличаться от таковой для КМ, возникающего в результате «возрастной» деградации поверхности КО, или продуктов работы ТРД.

Происхождение среднеразмерного КМ — самый сложный вопрос. О нем можно только догадываться по косвенным признакам. Даже эпизодические выборочные измерения этой категории КМ показывают, что его количество гораздо значительнее количества крупных КО, и оно не может быть исчерпано только сопутствующими миссиям объектами и фрагментами известных взрывов и столкновений. Остается предполагать, что большинство такого КМ — это продукты незарегистрированных разрушений крупных КО.

Динамика характеристик популяции среднеразмерного КМ отличается еще из-за различного действия возмущающих сил на КО с разными размерами, массой и формой поверхности. Среднеразмерный КМ обычно характеризуется большим отношением площади поперечного сечения к массе и, следовательно, больше подвержен воздействию атмосферного торможения.

Большое количество среднеразмерного КМ образуется в результате катастрофических разрушений с огромным разбросом начальных скоростей мелких осколков (гораздо большим, чем у крупных обломков). Поэтому они выходят на орбиты с большим разбросом высот, наклонов и эксцентриситетов [Johnson, 1985].

Самую полную измерительную информацию о среднеразмерном КМ на сегодняшний день дают кампании наблюдений наземными средствами и, прежде всего, с помощью РЛС «Хэйстэк» и ХЭКС.

На рис. 2.20 показано распределение по высотам обнаруженного в одной из кампаний (продолжительностью 547,6 ч) радаром «Хэйстэк» (в вертикальном парковом режиме) КМ размером 1...10 см в сравнении с распределением каталогизированных (более 10 см) КО (данные НАСА) [Orbital..., 1995; Stansbery et al., 1994].

Бросается в глаза подобие этих двух распределений, но есть между ними и различия. Объем популяции КМ, обнаруженного «Хэйстэком», ниже 1000 км с падением высоты уменьшается быстрее, чем количество каталогизированных КО, а в области 900...1000 км наблюдается явный пик в популяции КМ, обнаруженного «Хэйстэком», и такого пика нет (даже наоборот, имеется небольшой провал) в популяции крупных (каталогизированных) КО.

Первое различие вполне согласуется с предположением большей подверженности среднеразмерных КО торможению в атмосфере, а пик в области 900...1000 км еще раз указывает на то, что источником образования частиц размером 1...10 см в этой области высот являются скорее всего незарегистрированные разрушения крупных КО. Этим же можно объяснить и небольшой провал в этой области в распределении крупных КО.

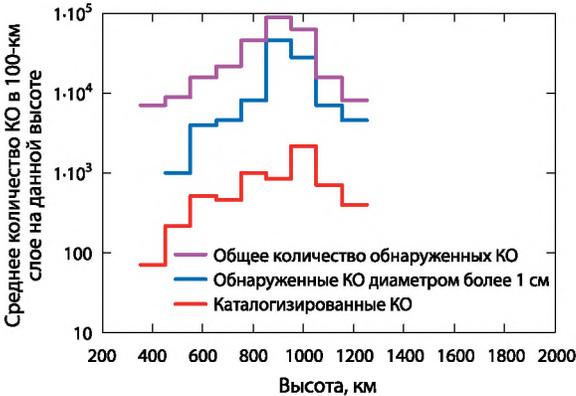


Рис. 2.20. Распределения по высоте КО, обнаруженных радаром «Хэйстэк» в 547,6-часовом сеансе в парковом режиме при угле места 90° , и каталогизированных КО (данные НАСА)

Поскольку «Хэйстэк» позволяет оценивать также наклонение и эксцентриситет, его измерения свидетельствуют о том, что среднеразмерный КМ чаще, чем крупные КО, обнаруживается на орбитах с меньшими наклонениями и большим эксцентриситетом. Кроме того, большое число КО, обнаруженных на высоте 900...1000 км, движутся по почти круговым орбитам с наклонениями $\sim 65^\circ$ [Stansbery et al., 1994].

После тщательного анализа результатов наблюдений американские эксперты пришли к выводу, что большое количество КО, обнаруженных на высотах 900...1000 км и имеющих наклонения орбит $60...70^\circ$, говорит о наличии мощного источника образования среднеразмерного КМ в этой области. Если бы источником был взрыв или столкновение крупных КО, то разброс параметров орбит КМ был бы гораздо шире, чем наблюдаемый, хотя в этой популяции могут быть и продукты неизвестных взрывов. Поляриметрические наблюдения «Хэйстэка» показывают, что частицы КМ из этой популяции имеют относительно гладкие и близкие к сферической поверхности, а не изрезанные, которые были бы типичны для продуктов взрывного разрушения. Результаты проведенного очень тщательно анализа орбитальных и физических характеристик этой популяции указывают на то, что принадлежащие ей объекты могут быть десятками и сотнями тысяч капель диаметром 0,6...2,0 см натрий-калиевого охладителя, вытекающего из нефункционирующего реактора российского КА системы морской космической разведки океанов RORSAT [Kessler et al., 1995; Stansbery et al., 1995].

Известно гораздо меньше наблюдений, свидетельствующих о возможных источниках других концентраций КМ, не предсказанных моделями, таких, например, как концентрация КМ, обнаруженная «Хэйстэком» на наклонениях 25...30°. Это другой район, в котором наблюдалось очень мало разрушений [Kessler, 1993].

В ОКП существуют весьма многочисленные популяции мелкого КМ (размером <1 см и <1 мм). Об их наличии известно от возвращаемых на Землю КА (LDEF, PALAPA, Solar Max и др.) и, в значительно меньшей степени, ввиду их количественной ограниченности, от активных бортовых датчиков (например, установленных на борту «Шаттл», ОС «Салют», «Мир», КА LDEF, EURECA). Но все эти данные пришли с высот менее 600 км. Можно только предполагать, что на больших высотах из-за малого влияния атмосферы плотность частиц размером менее 1 мм должна увеличиваться с ростом высоты.

Образование мелких техногенных частиц, так же как и среднеразмерных, связано либо с выводом и функционированием КА (оксид алюминия и т.п.), либо с разрушениями крупных КО (взрывы, столкновения, старение поверхности). Продукты выхлопа ТРД имеют приблизительно сферическую форму и диаметр в среднем 10 мкм. Возмущающие силы действуют на мелкие частицы еще интенсивнее. В частности, из-за, как правило, большего отношения площади поверхности к массе у мелкого КМ он существенно подвержен воздействию давления солнечной радиации и сопротивления атмосферы. Анализ показывает, что менее 5 % оксида алюминия остается на орбитах больше одного года [Muller, Kessler, 1985], тогда как более крупные продукты разрушений могут оставаться на орбитах годами.

Продукты разрушений охватывают все диапазоны размеров (крупный, среднеразмерный, мелкий) и характеризуются значительным разнообразием форм. Различным видам разрушений свойственно разное количественное соотношение образующихся крупных, мелких и среднеразмерных осколков (см., например, рис. 2.1, где сравнивается выход фрагментов различных размеров в результате взрыва и сверхскоростного столкновения КО). Предполагается, что мелкие осколки в момент образования характеризуются весьма широким диапазоном векторов начальных скоростей (более широким, чем крупные и среднеразмерные обломки) и, соответственно, столь же широким диапазоном начальных и, следовательно, эволюционирующих орбит.

В работе [Orbital..., 1995] сделан краткий обзор результатов экспериментов с LDEF. Подробный отчет о результатах обследования поверхности этого КА содержится в выпущенном НАСА трехтомнике [LDEF..., 1993]. Измерения, полученные от активных датчиков с борта LDEF в первый период его полета (1984 — 1990 гг.), впервые указали на высокодинамичную природу популяции мелкого КМ. Это было подтверждено также экспериментом с КА HITEN [Munzenmayer et al., 1993]. Эксперимент с космической пылью [Mulholland et al., 1991] был единственным в программе полета LDEF, в котором измерялось время удара. И это оказалось весьма плодотворным: эксперимент показал, что большинство ударов было связано со скоплениями КМ. Этого, конечно, не могла бы показать миссия с пассивными датчиками.

Эксперимент продемонстрировал, что именно регистрация времени ударов открывает возможность отследить динамику популяции среднеразмерного и мелкого КМ. Если бы на пути этих потоков КМ оказались бы СН, работающие в парковом режиме, они отметили бы увеличение интенсивности потока КМ на 3...5 порядков в течение нескольких минут. В процессе полета LDEF эти скопления КМ обнаруживались снова и снова приблизительно в одной и той же точке орбиты, которая медленно перемещалась с характерной скоростью прецессии орбиты. Это позволило вычислить параметры орбит скоплений КМ.

Открытое в этом эксперименте существование таких скоплений указывает на то, что в предыдущем, пассивном эксперименте с LDEF измеренный им сильно усредненный за шесть лет полета интегральный поток КМ на самом деле мог быть очень зависимым от времени, особенно для мелкого КМ, из которого эти скопления преимущественно состояли.

Результаты экспериментов с LDEF заставили задуматься над возможными источниками образования обнаруженных роев КМ. Выдвигалось предположение, что они состоят из оксида алюминия — продукта работы ТРД. Однако такие частицы быстро сходят с орбиты, т.е. не могут существовать несколько месяцев, как те, которые зарегистрировал LDEF. Дональд Кесслер предположил, что отработавшая ступень РН могла медленно испускать остатки пылевидных частиц и тем самым сформировать долго живущие скопления [Kessler, 1993].

Другим возможным источником могли быть кусочки краски, эродировавшие под действием атомарного кислорода с поверхности КО на ВЭО. Уже в другой своей работе Д. Кесслер показал [Kessler, 1990], что для образования такого скопления КМ, какой наблюдался LDEF, требуется расход менее 1 г краски в год с поверхности КА или РН. Высказывалось также предположение, что наблюдавшиеся рои — это продукты незарегистрированных разрушений. В публикации [Potter, 1993] было показано, что малые частицы, образовавшиеся в результате сверхскоростных столкновений среднеразмерных и крупных КО, могут создавать скопления КМ с распределением размеров, аналогичных тому, который был у обнаруженных LDEF.

Все это очень интересно, но объективный вывод неутешительный: *объем измерений малоразмерных частиц (много меньше 1 см), который к тому же удалось получить только на низких высотах, настолько незначителен, что нет оснований делать какие-либо выводы относительно распределения мелкого мусора по высотам. Кроме того, на самых низких орбитах вследствие кратковременного орбитального существования КО в этой области среда очень динамична и претерпевает существенные изменения в самый короткий период времени. Таким образом, для объективного описания малоразмерной популяции КМ в настоящее время недостаточен не только объем необходимых измерений, но и частота их обновления.*

Знания о популяциях мелкого и среднеразмерного КМ составлены, главным образом, путем экстраполяции с использованием незначительного объема измерений и далеко несовершенных моделей. Улучшить модели помогло бы выяснение источников образования мелкого и среднеразмерного КМ.

2.4. Прогноз развития процесса засорения околоземного космического пространства

Специалистов всего мира, причастных к изучению и освоению космоса, беспокоит не только текущее состояние ОКП, но и то, что ожидает в близком и далеком будущем. Сейчас плотность КМ ежегодно увеличивается в среднем на 4...5 %. Если вникнуть в результаты исследований современного состояния засоренности близкого космоса, и без всяких моделей становится очевидным, что в будущем нельзя ожидать ничего обнадеживающего.

Вдумайтесь в следующий факт. С начала космической эры (это более 50 лет) было осуществлено более 4700 запусков ИСЗ, и только десять из них породили одну треть каталога КО. Из этой десятки шесть приходятся на последние 10 лет. И это несмотря на постоянные призывы ученых ограничить дальнейшее засорение космоса.

С 1960 г. число каталогизированных КО возрастало почти линейно со средним темпом 220 объектов в год. Так продолжалось до 2007 и 2009 гг., когда произошли два драматических события — испытание китайского АСАТа на высоте 850 км и столкновение КА «Иридиум-33» и «Космос-2251», в результате которых каталог КО пополнился сразу 5000 новых объектов. Об этом подробно будет говориться в подразд. 3.2.

Без очищающего действия атмосферы рост популяции КМ был бы еще более впечатляющим. Баланс между противоположными по результату процессами образования нового КМ и «поглощения» его атмосферой определяет масштабы и распределение будущей популяции КМ. Этот баланс сильно меняется с высотой орбит. На высотах менее 500 км не стоит ожидать быстрого роста количества КО, а на пиках 11-летних солнечных циклов убыль каталогизированных КО превышает их прирост. На больших высотах и некоторых ВЭО попавшие туда КО могут оставаться там десятки, тысячи и даже миллионы лет, и практически наблюдается только приток КМ.

В США, России, ЕКА, Японии еще с 1980-х гг. начали разрабатывать модели для предсказания изменения состояния засоренности околоземного космоса. Эти модели постоянно совершенствуются, и, хотя все они построены при множестве различных допущений (у каждой свои), в общем, выполняют схожие операции для предсказания состава и распределения в ОКП будущих популяций. Для каждого высотного диапазона рассчитывается начальная популяция на основе измерений или моделей текущей популяции. Затем орбиты начальной популяции прогнозируются с использованием детерминированных или статистических методов. При этом некоторые КО удаляются из каждой высотной популяции, другие вводятся в нее (как результат действия возмущающих сил).

Как дополнительная возможность изменения состава популяции используется прогноз запуска новых ИСЗ, возможных взрывов и столкновений КО. Если по прогнозу происходит столкновение или взрыв, включается другая модель — соответственно, столкновения или взрыва — с целью оценки последствий. Затем вся процедура повторяется, причем выходные данные первой

100 итерации используются как начальные для второй (т.е. на следующий интервал времени).

Эти модели полезны для прогноза популяции крупного и, в меньшей степени, среднеразмерного КМ. Что касается мелкого, то из-за скудности реальных сведений о его количестве и распределении в пространстве чрезвычайно трудно оценить его текущую популяцию и, тем более, будущую. Тем не менее, с определенной уверенностью можно утверждать,

- что количество мелких КО, образующихся в результате разрушений, будет увеличиваться с ростом числа столкновений, поскольку в результате последних образуется огромное количество мелких осколков, что показано и теоретически, и в лабораторных тестах [Potter, 1993];
- количество очень малых частиц на орбитах (таких как мельчайшие фрагменты разрушений, продукты работы ТРД, возрастной деградации поверхностей КО) может быстро и заметно изменяться под сильным влиянием возмущающих сил, так что их популяция в любой момент времени будет очень сильно зависеть от состава, распределения и фактуры КМ, произведенного за самые последние годы, может быть даже 1...2 г.

На рис. 2.21 [Liou, 2010] показан полученный с помощью модели LEGEND прогноз техногенной засоренности ОКП на ближайшие 100 лет для нескольких сценариев освоения космоса.

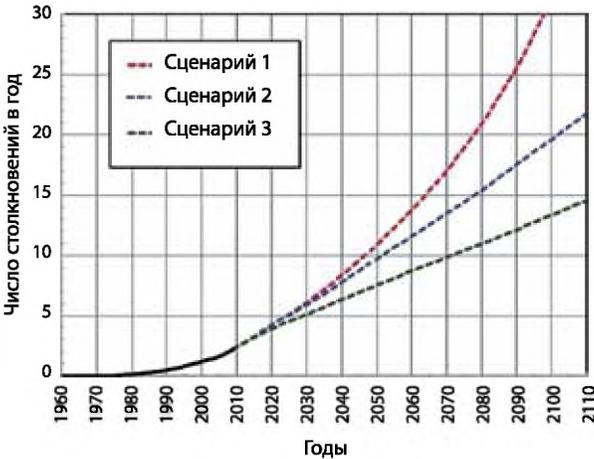


Рис. 2.21. Прогноз роста числа столкновений крупных НОКО (более 10 см), усредненный по 100 прогонам модели НАСА LEGEND

Сценарий 1 предсказывает резкое увеличение частоты столкновений в случае, если не предпринимать никаких мер по предотвращению засорения ОКП. Второй сценарий демонстрирует рост числа столкновений при условии, что 90 % отработавших КА будут принудительно удаляться с рабочих орбит. Третий сценарий показывает асимптотически линейный рост числа столкновений при условии полного отказа от дальнейших запусков ИСЗ.

Нелинейный отрезок кривой до 2010 г. — дань накопленному влиянию запусков в предшествующий период. Третий сценарий показывает, что, если даже человечество сейчас полностью откажется от космической деятельности, ОКП продолжит засоряться вследствие столкновений крупных КО с КМ, причем количество КМ будет расти, по крайней мере, в ближайшие 100 лет.

Интересно сравнить представленные на рис. 2.22 результаты работы той же модели LEGEND (также усредненные по 100 прогонам) для трех других сценариев [Liou, 2011a], в которых регулярные запуски продолжатся, но вместе с тем будут предприниматься довольно жесткие меры по сдерживанию дальнейшего засорения ОКП. Сценарий 4 — при регулярных запусках 90 % отработавших КА штатно уводятся на орбиты захоронения. Сценарий 5 — кроме мер, предусмотренных сценарием 4, начиная с 2020 г., ежегодно по два крупных «мертвых» КА принудительно удаляются с орбит. Сценарий 6 — от пятого отличается только тем, что не два, а пять объектов принудительно ежегодно уводятся с орбит. При построении этих кривых учитывались все столкновения, а три оставшиеся (сценарии 7, 8, 9, соответственно) отражают (при тех же условиях) только катастрофические столкновения (на 1 г массы приходится 40 Дж энергии).

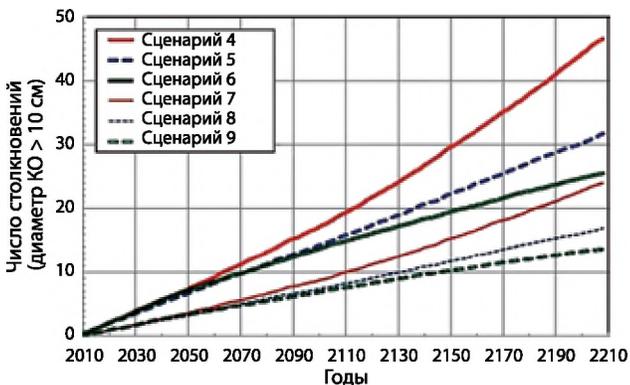


Рис. 2.22. Прогноз числа катастрофических столкновений на 200 лет для различных сценариев продолжения освоения космоса

Итак, даже при самом бережном режиме заботы о космосе (принудительно ежегодно удаляются пять крупных КО) на интервале прогноза произойдет 14 катастрофических столкновений. Причем при всех сценариях число столкновений будет только возрастать.

Более поздние расчеты [Liou, 2012], проведенные с помощью модели LEGEND, показали, что даже при практически поголовном удалении отработавших КА с рабочих орбит (95 %) и соблюдении 25-летнего срока существования их на орбитах захоронения в течение следующих 200 лет ожидается 26 катастрофических (влекущих полное разрушение подвергнувшегося удару КА) и 19 некатастрофических (приводящих лишь к некоторым повреждениям КА и образованию небольшого числа осколков) столкновений.

Модель SPDA [Назаренко, 2010] дает следующие результаты при прогнозировании состояния засоренности ОКП и изменения числа столкновений на 200 лет. Сценарий 1 — полное прекращение запусков новых ИСЗ и исключение возможности взрывов в космосе (рис. 2.23). В этом случае модель предсказывает через 200 лет снижение количества КО размером более 20 см в два раза, но число столкновений в год будет монотонно расти на протяжении этих 200 лет, хотя и с небольшим замедлением за счет диссипативного эффекта у нижней границы области низких орбит. Число же столкновений объектов размером 10...20 см будет увеличиваться еще круче. Именно за счет возрастания числа столкновений будет расти и количество более мелких КО, в частности, количество КО размером 1...2,5 см за 200 лет увеличится почти в пять раз.

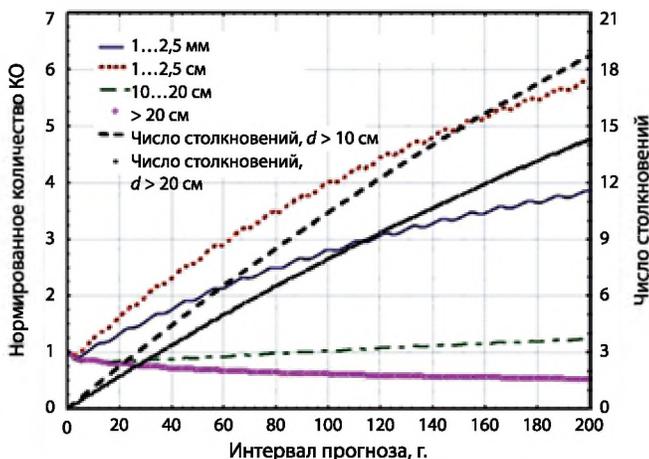


Рис. 2.23. Изменение числа КО и количества столкновений для сценария 1

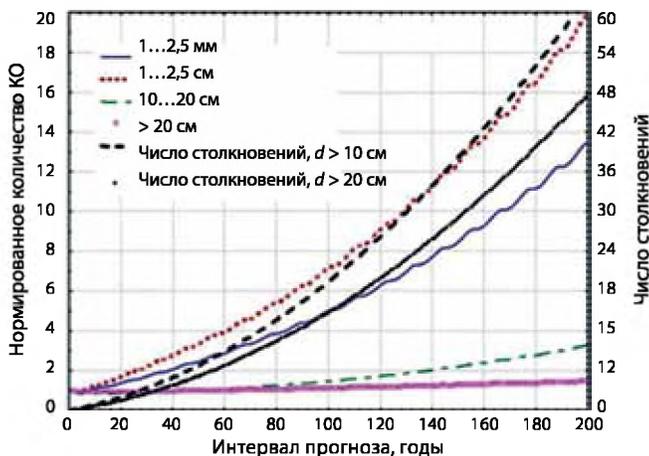


Рис. 2.24. Изменение количества КО и числа столкновений для сценария 2

Сценарий 2 — запуски новых ИСЗ продолжают с прежней интенсивностью, взрывы в космосе исключаются. Для этого случая модель SPDA дает следующие результаты (рис. 2.24): рост количества крупных КО (>20 см) продолжится, и через 200 лет их будет в полтора раза больше, чем сейчас. Ежегодное число столкновений представлено уже экспоненциальной функцией (т.е. растет с ускорением). Через 200 лет количество крупных объектов будет почти в 3,5 раза больше, чем для первого сценария, КО размером 10...20 см — увеличится более, чем в 3 раза, мелких КО (<2,5 см) — почти в 20 раз [Назаренко, 2010].

Экспоненциальный характер роста числа столкновений крупных КО и общего количества мелких КО при весьма умеренном росте количества крупных (каталогизированных) КО — это уже признак каскадного эффекта.

Итак, анализ результатов работы многих моделей техногенного засорения ОКП подсказывает следующий неутешительный вывод. Если бы единственными добавками к популяции КМ в будущем были запускаемые новые КА и выводящие их на орбиты РН (остающиеся на орбитах по завершении своих миссий), сопутствующий миссиям КМ, продукты деградации поверхности КО и фрагменты взрывов (но не столкновений), общая популяция КМ продолжила бы в будущем свой приблизительно линейный рост. Введение мер по снижению числа взрывов КА и РН и ограничение количества высвобождаемого в полете сопутствующего космическим миссиям мусора может привести к замедлению темпа роста популяции. Но все же он продолжится, оставаясь линейным. Уплотнение графика запусков ИСЗ приведет к ускорению темпа роста популяции. Столкновения же КО, если они продолжатся (а они, без сомнения, продолжатся), потенциально опасны значительным, причем экспоненциальным ростом популяции КМ в будущем.

Раздел 3. ПОСЛЕДСТВИЯ ЗАСОРЕННОСТИ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА ДЛЯ ЧЕЛОВЕЧЕСТВА

Несмотря на то, что некоторые аспекты драматических последствий техногенной засоренности ОКП начали проявляться уже на довольно ранних этапах освоения космоса, у широких кругов общества, включая ученых, осознание этой опасности возникло с большим запозданием. И трудно сказать, в чем больший драматизм (по крайней мере, психологический) — в самих последствиях техногенного засорения космоса или в запоздалой реакции на них общества. Действительно, ведь своевременная организация противодействия пагубному процессу могла бы предотвратить современное практически необратимое состояние засоренности околоземной среды.

3.1. Различные виды последствий техногенного засорения околоземного космического пространства

Ущерб для экологии Земли и ОКП. Прежде всего, нужно помнить, что появление техногенного мусора в ОКП — это принципиальное экологическое изменение околоземной среды, нарушение ее первозданной чистоты, которое неумолимо прогрессирует. Вследствие накопления мелкой фракции КМ (весьма многочисленной) снижается прозрачность околоземной среды, что давно уже заметили астрономы-наблюдатели, столкнувшись с создаваемыми КМ помехами астрономическим наблюдениям, особенно с длительными экспозициями [Interagency Report..., 1995; Orbital..., 1995; Report..., 1989].

Неуклонно нарастающая засоренность ОКП постепенно, но все больше и больше нарушает сложившийся за миллионы (если не миллиарды) лет баланс свето- и теплообмена Земли с внешней средой. *Это явление можно считать первым, причем зловец устремленным в будущее, последствием техногенного засорения ОКП.*

Следует также помнить, что попадающие на поверхность Земли при запусках КА компоненты топлива, например, гептил (горючее жидкостных реактивных двигателей), являются сильнейшим канцерогеном. При неудачных запусках, процент которых до сих пор довольно высок, разливы гептила бывают катастрофическими.

Падение КО и их обломков на Землю. Наиболее популяризированное средствами массовой информации последствие засорения ОКП, также име-

ющее непосредственное отношение к экологии Земли, — падение на Землю фрагментов КО после вхождения в плотные слои атмосферы. Ежегодно на Землю падает несколько десятков тонн КМ, например в 2007 г. — приблизительно 70 т. Наиболее крупные КО — верхние ступени РН в 2011 г. сходили с орбит в среднем один раз в неделю, а поверхности Земли достигает в среднем не менее двух крупных объектов в год (<http://www.rbcdaily.ru/2009/03/31/cnews/408370>; Controlling..., 2012).

Такие события случались многократно и вызывали мощный международный резонанс. Достаточно вспомнить такие прогремевшие в свое время случаи, как падение на Землю обломков ИСЗ «Космос-954» с радиоактивными материалами на борту в 1978 г., американской космической лаборатории «Скайлэб» в 1979 г., ИСЗ «Космос-1402» (с бортовым ядерным реактором) в 1983 г., орбитального комплекса «Салют-7» — «Космос-1686» в 1991 г., транспортного корабля «Прогресс М-17» в 1994 г., ИСЗ «Космос-398» в 1995 г., китайской спускаемой капсулы FSW 1-5 и российского межпланетного корабля «Марс-96» в 1996 г., наконец, наделавшее много шума падение (точнее, «затопление», что, кстати, оказалось очень дорогим удовольствием, а по многим мнениям и вовсе неоправданной мерой) огромной орбитальной станции «Мир» в марте 2001 г.

Одним из последних событий этого ряда была трагедия запущенного 16 января 2003 г. американского шаттла «Колумбия», случившаяся 1 февраля за 16 минут до предполагаемой посадки. Первоначально была выдвинута версия причины гибели корабля — отклейка теплозащитных плиток с носка левого крыла вследствие удара оторвавшейся при старте от топливного бака пенопластовой плитки.

Однако, по сообщению Associated Press [vip.lenta.ru 06.02.2003, 05:22:39], в НАСА в дальнейшем отказались от этого предположения. Руководитель программы «Шаттл» Рон Диттмор (Ron Dittmore) официально заявил прессе: «Члены комиссии тщательно изучили видеозапись столкновения «Шаттл» с осколком изоляции (массой около 1,1 кг), после чего пришли к выводу, что это происшествие не могло послужить причиной катастрофы корабля. Даже удвоив при расчетах скорость объектов во время удара, инженеры пришли к выводу, что обломок не мог нанести „Колумбии“ сколько-нибудь серьезных повреждений». Диттмор добавил, что «...теперь специалисты предполагают, что произошло еще какое-то событие, ставшее роковым для космического челнока».

Со своей стороны, добавим, что, если бы повреждение от удара пенопласта было действительно серьезным, это проявилось бы при наборе «Колумбией» высоты, во всяком случае, датчики сигнализировали бы перегрев.

Что же это за событие, по мнению авторитетной комиссии? Возможна следующая версия. За 17 дней полета в космосе «Шаттл» мог претерпеть столкновение с КМ. Причем толкование этой причины может быть и не банальное: космический обломок (не обязательно крупный) мог повредить теплообшивку задолго до возвращения корабля на Землю. Тогда это была лишь потенциальная опасность, которая проявилась только при входе «Шаттл» в плотные слои атмосферы, когда в этом ослабленном месте начала резко повышаться

106 температура, а для катастрофы достаточно одного оголенного места на поверхности корабля.

Одним из первых в истории космической деятельности опаснейшим прецедентом стало падение на Землю ИСЗ морской космической разведки и целеуказания «Космос-954» серии РОРСАТ с бортовым реактором, запущенного на низкую орбиту 18 сентября 1977 г. Бортовая энергетическая установка предназначалась для электропитания мощного радара, ориентированного на Землю. Высота орбиты регулярно корректировалась (в сторону повышения) для продления активного существования ИСЗ. И, как обычно делалось для спутников этой серии, когда топливо для таких коррекций почти закончилось, было решено отправить реактор на более высокую орбиту захоронения со временем существования 300...1000 лет.

Радиоактивное топливо в реакторе имело период полураспада 70 лет. Однако реактор не отделился, и эта операция не удалась. КА вместе с реактором, содержащим 30 кг обогащенного урана, 24 января 1978 г. вошел в плотные слои атмосферы. Радиоактивные обломки были разбросаны на огромной (протяженностью 800 км), к счастью малонаселенной, территории Канады в районе Великих озер. Радиоактивные бериллиевые контейнеры были обнаружены поисковой командой Канады. Очистка территории от радиоактивного загрязнения обошлась Канаде в 14 млн дол. Вступила в силу Конвенция об ответственности 1972 г., и Канада требовала возмещения ущерба в сумме 6 млн дол., СССР заплатил 3 млн дол.

Вскоре после этой драматической истории внимание общественности сосредоточилось на падении американской «летающей лаборатории» «Скайлэб», которая прекратила существование над Австралией 11 мая 1979 г. Опять-таки к счастью, область падения обломков оказалась малонаселенной.

Время и место падения в обоих случаях точно предсказать не удалось [Анц-Медор, Поттер, 1991; *Cosmos...*, 1978; Portree, Loftus, 1999].

На рис. 3.1–3.7 [Ailor, 2008] показаны достигшие поверхности Земли фрагменты сошедших с орбиты КО, найденные в самых различных частях света.



Рис. 3.1. Обнаруженные в Таиланде в 2005 г. обломки топливных баков



Рис. 3.2. Фрагмент 3-й ступени РН «Дельта» (60 кг, Аргентина, 2004 г.), которая вывела на орбиту американский GPS «Навстар-35». Это титановый кожух твердотопливного двигателя STAR-48В [Rocket..., 2004]



Рис. 3.3. Фрагмент 3-й ступени РН «Дельта» (56 кг, Саудовская Аравия, 2001 г.)



Рис. 3.4. Главный титановый кожух твердотопливного двигателя верхней ступени РН «Дельта» (240 км от Эль-Рияда, 70 кг) [PAM-D Debris..., 2001]



Рис. 3.5. Обломки 2-й ступени РН «Дельта» (окрестности Кейптауна, 2000 г.)



Рис. 3.6. Баллон для сжатого газа от ступени РН «Зенит-3», найденный в штате Колорадо в марте 2011 г.



Рис. 3.7. Найденный в Австралии кожух твердотопливного двигателя третьей ступени РН «Дельта-2»

Иногда можно слышать увещевание: поскольку три четверти земной поверхности составляет вода, вероятность того, что КО упадет в океан, равна 0,75. Однако распределения суши и водной поверхности неоднородны и сильно зависят от широты. Соответственно, от широты зависят вероятность падения КО на сушу (или в океан), плотность населения, площадь полезных или пустынных земель и т.д. Вопрос не так прост, как кажется на первый взгляд. Интересное исследование на эту тему провел Марк Мэтни [Matney, 2012].

С учетом огромных размеров поверхности Мирового океана и наличия множества пустынных областей на суше, такая представительная экспозиция обнаруженных обломков КО на Земле весьма наглядно говорит о том, что падение крупных фрагментов на Землю не такая уж редкость. В будущем частота таких падений и их опасность для людей только возрастет.

В январе 2011 г. после успешного испытания новой российской РН «Зенит-3», предназначенной для вывода нового поколения метеорологических КА на ГСО, две ее ступени остались на орбитах: одна на недолговечной низкой парковой, вторая — на высокоэллиптической. Нижняя 9-тонная ступень вошла в атмосферу на высоте 80 км над Лос-Анджелесом 19 марта. На последнем витке траектория обломков прошла над штатами Юта и Колорадо. В графстве Мофат 22 марта сотрудники шерифа обнаружили металлическую сферу диаметром 30 дюймов с маркировкой на русском языке (бак из системы сжатия), внешний вид которой показан на рис. 3.6 [Russian Launch..., 2011].

Вблизи деревушки Арапурус в бразильском штате Маранхао 22 февраля 2012 г. упал сферический топливный бак французской РН «Ариан-4», повредив несколько деревьев. Это часть третьей ступени РН диаметром 1 м [French..., 2012].

В Австралии в 2008 г. при перегоне скота был найден кожух от твердотопливного реактивного двигателя третьей ступени РН «Дельта-2», использованной в июне 1990 г. для вывода индийского ИСЗ INSAT-1D на геостационарную орбиту (см. рис. 3.7). Перед входом в плотные слои атмосферы орбита третьей ступени имела параметры $135 (H_p) \times 39\,750 (H_a)$ км [Eighteen-Year-Old..., 2008].

Широкий резонанс в обществе вызвало падение на Землю обломков орбитального комплекса «Салют-7» – «Космос-1686» в 1991 г. Этому событию даже был посвящен специальный научный семинар в Центре управления полетами ЕКА в Дармштадте в апреле 1991 г. Орбитальная станция «Салют-7» была запущена 19 апреля 1982 г. На ее борту работали, сменяя друг друга, в общей сложности более 20 космонавтов. В феврале 1985 г. с 20-тонной ОС был потерян радиоконтакт, и она стала неуправляемой. В июне того же года В. Джанибеков и В. Савиных на корабле «Союз Т-13» осуществили рискованную ручную стыковку с медленно вращающейся станцией. Огромную информационную помощь при этом им оказала Российская СККП, определяя координаты станции и координируя проведение операции. Космонавтам удалось стабилизировать станцию, сориентировать солнечные панели в сторону Солнца и зарядить батареи. По сути, они реанимировали казавшуюся безнадежно погибшей станцию.

В октябре 1985 г. со станцией был состыкован 18-тонный ИСЗ «Космос-1686», образовав орбитальный комплекс. В августе 1986 г. с помощью двигателей

обоих аппаратов ОК был поднят на высоту 490 км с перспективой его длительного функционирования. Однако изменение солнечной активности (в данном случае непредсказуемое возрастание) с соответствующим влиянием на атмосферу (вызвавшим ее «взбухание» и торможение ОК) внесло свои коррективы в планы конструкторов. Падение 43-тонной конструкции произошло 7 февраля 1991 г. Правительство Аргентины сообщило ООН, что фрагменты ОК найдены на ее территории [Clark, 1988; Flury, 1991; Orly König Lopez, 1995].

Из последствий этого типа наиболее опасно падение на Землю радиоактивных материалов (например, фрагментов бортовых энергетических реакторов). К 1995 г. на орбитах было 55 КА с радиоактивными материалами на борту [Orbital..., 1995].

Про последствия падения ИСЗ «Космос-954» было сказано ранее. «Космос-1402» с радиоактивными материалами упал в Атлантический океан.

Опасность подобных событий не только в самих фактах падений, но и в том, что район и время падения предсказываются неточно. Внезапность самого последнего этапа — контакта с Землей — не оставляет шансов для людей и имущества, находящихся точно в этом месте. Виной тому, главным образом, неопределенность упреждающего расчета параметров атмосферного торможения падающей массы.

Тем не менее, СККП США выпускает официальные предупреждения о предстоящих входах всех КО в плотные слои атмосферы и угрозе падения их обломков на Землю. Эти прогнозы, известные как «Слежение за падающими КО» (TIP), выпускаются ежедневно, начиная за 4 дня до события, и несколько раз в последние сутки существования КО на орбите [Johnson, 2008a].

Чаще всего поверхности Земли достигают топливные баки РН (титановые или из нержавеющей стали). Ввиду их значительной массы и большого объема они представляют серьезную опасность для людей и их собственности. Если же в них сохранились остатки топлива (часто ядовитые), то при падении они могут взорваться, загрязняя большие площади. В последнее время рассматриваются возможности предотвращения их падения на Землю с использованием специальной идеологии на этапе проектирования [Kelley, Johnson, 2011].

Но падение обломков КО на Землю — это далеко не самая большая неприятность для человечества. Хотя сейчас трудно себе представить последствия падения крупного обломка, например, на АЭС. А вероятность этого вовсе не так уж близка к нулю.

Опасность столкновений в космосе и их конструктивные последствия.

Создание космической техники, как и вся космическая деятельность, очень затратно. Поэтому нарастание угрозы действующим КА со стороны КМ должно настораживать не только конструкторов, операторов и отвечающих за космическую деятельность госчиновников, но и всех налогоплательщиков, т. е. все население страны, использующей космическую технику.

Характеристики потока КМ сильно варьируют с изменением высоты и, в меньшей степени, наклона. Поэтому и риск столкновения КА и, в принципе,

КО с элементами КМ существенно зависит от параметров орбиты самого КА (КО), его размеров, конфигурации и ориентации. Вероятность столкновения прямо пропорциональна площади поперечного сечения КО, перпендикулярного потоку КМ, и времени экспозиции этого сечения потоку. Ежедневно происходят сотни опасных сближений (ближе, чем на 1 км) между каталогизированными КО [Accidental..., 2005]. Это уже показатель опасности столкновения, причем вполне определенный, так как каталогизированные КО — самая определенная популяция КМ, о которой известно практически все, в отличие от любой другой популяции.

Но вероятность столкновения — это только половина угрозы. Один и тот же кусок КМ может разрушить один тип КА, а другому нанести сравнительно небольшое повреждение.

Так что одной из задач конструктора космической техники является определение степени опасности со стороны КМ для конструируемого КА с учетом всех существенных факторов. Точность предсказания правдоподобного ущерба КА за время его космической миссии зависит от правильности оценки потока КМ на пути следования КА и адекватности используемой модели определения ущерба данной конструкции со стороны КМ в случае столкновения. Другая задача — выбор конструкции КА, минимизирующей такой ущерб.

В связи с этим следует иметь в виду, что в некоторых орбитальных областях (особенно на больших высотах) поток КМ не может быть определен с достаточно высокой точностью из-за скудности измерительной информации при построении текущих оценок популяции КМ (прежде всего мелкого и средне-размерного). Точность предсказания ущерба тоже весьма неопределенная. Поскольку оба подлежащие учету фактора содержат значительные неопределенности, то и результирующее предсказание риска для данной конструкции КА со стороны КМ при выполнении им программы полета тоже отличается значительной неопределенностью.

Чтобы правильнее оценить опасность столкновения или взрыва в космосе, нужно иметь перед глазами пример шрапнели. Одно дело, если летит один снаряд диаметром, например полметра. И совсем другое дело, когда этот снаряд разрывается на тысячу мелких осколков, которые постепенно охватывают все больший объем пространства, катастрофически увеличивая вероятность столкновений с другими КО. То, что они более мелкие, чем исходный объект, — слабое утешение, так как решающим обстоятельством является космическая скорость осколков.

Коль скоро столкновение уже произошло, ущерб, причиняемый ударом КМ, зависит от размеров, массы и относительной скорости соударяющихся КО, их материала и конфигурации, угла, под которым КМ ударяется в КА, и, конечно же, от степени уязвимости места (компонента) КА, на которое пришелся удар.

Орбитальная область, в которой произошло столкновение, тоже влияет на масштаб ущерба, так как от нее зависят средняя и предельная относительные скорости столкновений. Это важно учитывать как при выборе орбиты планируемой миссии (программы полета), так и конфигурации и защитного покрытия

КА. На низких, практически круговых орбитах относительная скорость возможных столкновений изменяется от почти нулевой (для КО, движущегося «вдогон» цели по той же орбите) до более, чем 15 км/с (при столкновении лоб в лоб). Столкновение ВЭКО в окрестности перигея может происходить и при больших скоростях.

Доля высокоскоростных столкновений возрастает для объектов с высокими наклонениями. На полусинхронных круговых орбитах орбитальная скорость составляет около 3,9 км/с, так что теоретически максимальная скорость столкновений в этой области составляет около 7,8 км/с. На ГСО орбитальная скорость движения равна приблизительно 3 км/с. Но ввиду того, что КА и РН на ГСО движутся в одном направлении и имеют малую разницу в наклонениях орбит, средняя относительная скорость столкновений в этой области равна 0,5 км/с. Это много меньше, чем в низкоорбитальной области, но все же сравнимо со скоростью пули.

В результате столкновения КА с элементом КМ может произойти полное или частичное его разрушение. Удар может просто вывести его из строя, не разрушив; нарушить функционирование одного или нескольких компонент КА; нанести внешние повреждения поверхности КА с образованием мелких осколков, не нарушив его функционирования в целом. Современные оценки показывают [McKnight, 1993], что полное разрушение происходит в случае, если отношение кинетической энергии атакующего объекта к массе атакуемого превышает 40 Дж/г. Отдельные части КА отличаются различной степенью уязвимости по отношению к ударам КМ. Например, небольшая болванка, даже на небольшой относительной скорости ударившаяся в солнечную панель, скорее всего, разрушит только ее, но не весь КА, хотя и может нарушить его стабилизацию (по крайней мере, временно).

Разрушение КА опасно не только его потерей, но и образованием иногда очень большого количества обломков как крупных, так и мелких. Особенно опасно разрушение КА, несущего на борту радиоактивные материалы. Уже в конце 1990-х гг. таких КА в ОКП было около 60. При высокоэнергетическом столкновении с КМ они могут разрушиться. При наблюдениях с Земли высвободившиеся радиоактивные фрагменты никак себя не проявляют (только действующие реакторы имеют обнаружимый уровень излучения). Но они могут войти в атмосферу раньше, чем этого требуют условия безопасности с учетом периода полураспада, достигнуть поверхности Земли (как это уже неоднократно случалось) со всеми вытекающими отсюда последствиями.

В работе [Orbital..., 1995] приводится следующий пример, рассчитанный с помощью модели разрушения. В результате столкновения КА массой 420 кг и КО массой 500 г при относительной скорости 13 км/с образуется от 50 до 100 обломков массой более 0,5 кг — достаточной, чтобы вызвать последующие катастрофические разрушения. Количество образующихся более мелких осколков рассчитать гораздо труднее. Однако известно, что общее количество осколков будет возрастать с уменьшением их размеров (число сантиметровых может исчисляться миллионами). Эти фрагменты будут отделяться от материнского КО с большим разбросом скоростей: чем мельче осколки, тем больше разброс начальных скоростей и, следовательно, тем больший диапазон результирующих орбит. Вектор скорости отделения

фрагмента в момент столкновения — наиболее трудно предсказуемый параметр для модели разрушения. На рис. 3.8 [Johnson, 1985] показано распределение максимальных начальных скоростей образующихся осколков в зависимости от их размеров.

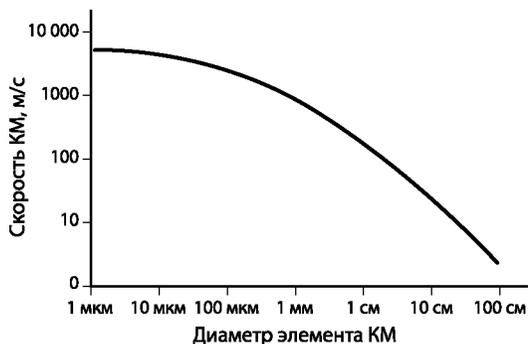


Рис. 3.8. Зависимость максимальной скорости отделения осколков от их размера (относительная скорость столкновения 3,5 км/с)

Столкновение НОКО со среднеразмерным КМ может привести к значительным разрушительным последствиям. В низкоорбитальной области элемент КМ, по массе составляющий всего 0,1 % от массы КА, может разнести его на множество фрагментов. На больших высотах, где относительные скорости столкновений заметно меньше, КА для полного разрушения потребуются столкнуться со значительно более крупным КО. На ГСО только самые крупные элементы среднеразмерного КМ могут причинить КА ощутимый ущерб.

В зависимости от многочисленных и разнообразных условий удара и конфигурации КА повреждения могут быть в виде кратеров, сколов, пробоин, трещин, царапин. Даже если ударивший в КА объект не проникнет сквозь оболочку, обратная ударная волна может вызвать сколы на внутренней стенке в месте удара и серьезные повреждения внутреннего оснащения КА.

Механический момент от удара может привести к импульсному повреждению типа скручивания или изгибания структурных компонент и передаче энергии ударной волны через различные структуры и компоненты аппарата. Результат воздействия КМ на КА сильно зависит от его конструкции и степени защиты, но некоторые компоненты очень трудно защитить эффективно (например, тросы, штанги, оптику, солнечные панели).

О нарастании угрозы столкновений свидетельствуют не только неуклонно возрастающая расчетная вероятность на основе реальных наблюдений и моделей и динамика каталога КО (см. рис. 2.3), но, главное, участвовавшие регистрируемые факты столкновений, которые еще 10–15 лет назад были большой редкостью. Широкая общественность знакома обычно только с теми фактами, которые наделали много шума в прессе. Кроме публичных событий, существует множество прошедших незаметно, но внесших свой вклад в формирование картины нарастания опасности столкновений в космосе.

Достаточно вспомнить следы и пробоины от ударов довольно крупных КО, регулярно обнаруживаемые космонавтами на МКС и экипажем «Шаттл» при осмотре солнечных панелей и прочей внешней оснастки станции, космического телескопа «Хаббл» и иных КА.

На рис. 3.9 (и некоторых далее) показаны пробоины и серьезные повреждения, полученные облучением различными КА в результате атак КМ.

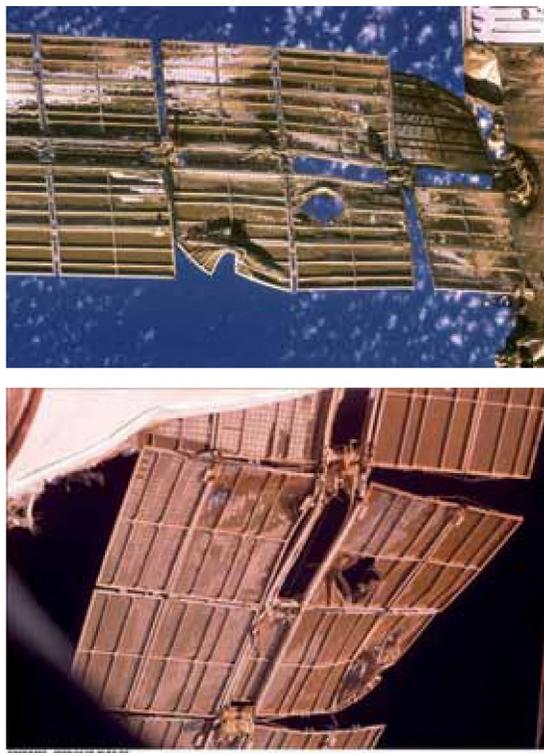
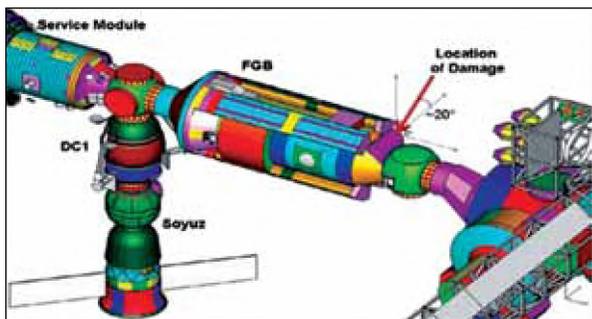


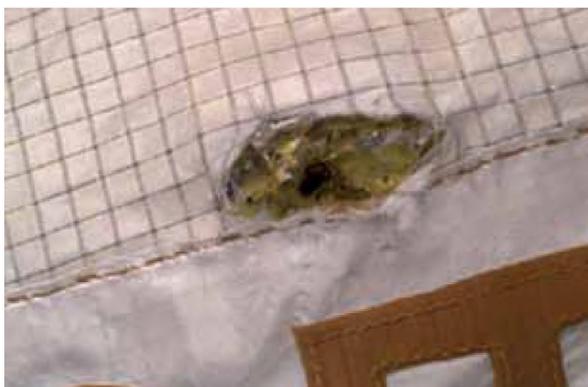
Рис. 3.9. Сильные повреждения солнечных панелей модуля «Спектр» ОС «Мир», полученные в июне 1997 г.

В июне 2007 г. во время специального осмотра № 19 экипаж МКС доложил об обнаружении повреждения от удара КМ на блоке радиатора термозащитного покрытия российского модуля «Заря», охарактеризовав его на первый взгляд как похожее на «пулевое отверстие» (рис. 3.10). Последующий лабораторный анализ показал, что подобное повреждение мог нанести КО размером 0,2...0,3 см, атаковавший модуль почти вскользь (~70° от нормали к поверхности покрытия) на скорости менее 6 км/с [Christiansen et al., 2007].

Две команды «Шаттл» миссий STS-122 и STS-123 при внешнем осмотре МКС обнаружили целый ряд повреждений от ударов КМ [Hyde et al., 2008] (рис. 3.11).



а



б

Рис. 3.10. Положение российского модуля «Заря» в структуре МКС, локализация повреждения термозащитного покрытия (а); разрыв внешнего слоя (размером 6,7×3,3 см), отверстие в нижних слоях — 1×0,85 см (б)

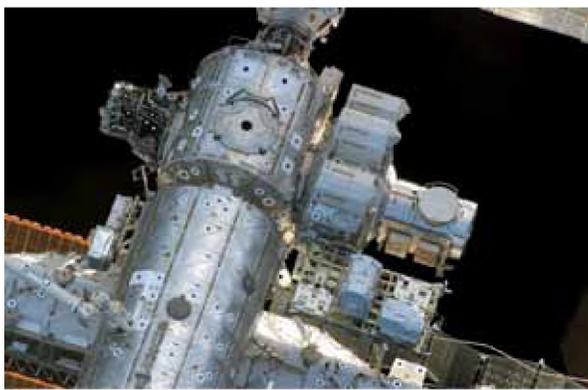


Рис. 3.11. Инспектированная командами «Шаттл» миссий STS-122 и STS-123 поверхность МКС

116 Одно из повреждений на алюминиевом D-образном поручне (рукоятке) до-
вольно сильное. Это кратер диаметром около 5 мм. Кроме того, на противо-
положной стороне от ударной волны образовался скол. Все это хорошо вид-
но на рис. 3.12 [Hyde et al., 2008].

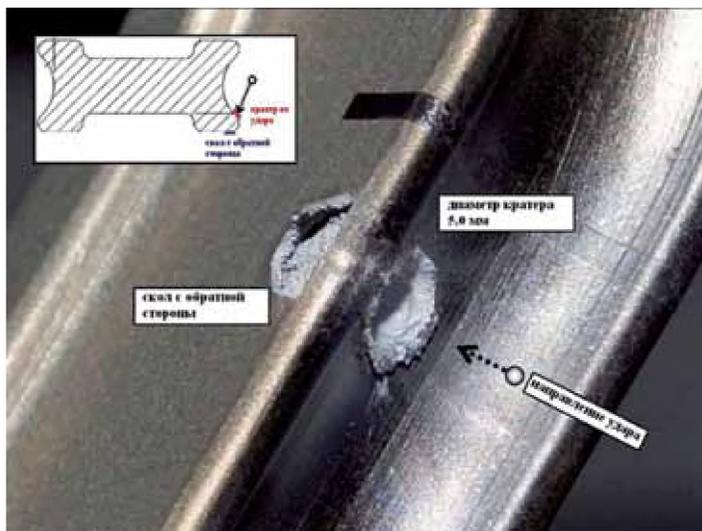


Рис. 3.12. Одно из повреждений МКС на поручне D

В апреле 2010 г. экипажем «Шаттл» (миссия STS-131) были доставлены для ла-
бораторного анализа на Землю две защитные алюминиевые панели переход-
ного шлюза МКС после почти девяти лет пребывания в космосе. Размер каж-
дой панели — 1,3×0,84 м, толщина — 0,02 м. На них обнаружено 58 кратеров
от ударов КМ (24 на одной и 34 на другой) размером 0,3 мм и более. Самый
большой кратер имеет размер 1,8 мм. В них обнаружены частицы силикаглас-
са и тефлона. Возможно, это были вторичные удары осколков от солнечных
панелей, поврежденных КМ.

Раздел 3. В последнее время особое внимание уделяется защите не только непосред-
ственно МКС, но и средств доставки на нее космонавтов. Так, по требованию
НАСА на бытовом отсеке КК «Союз ТМА-04М», стартовавшего 15 мая 2012 г.
к МКС с новой командой, смонтировали дополнительную защиту от метеоро-
идов и КМ, повышающую прочность брони отсека при нахождении в составе
МКС. Такую же защиту устанавливают на грузовом корабле «Прогресс М-15М»
[Красильников, 2012].

В 1990 г. с помощью шаттла «Дискавери» (миссия STS-31) был выведен на ор-
биту телескоп «Хаббл» (рис. 3.13), предназначенный для внеатмосферного
исследования вселенной, в частности, наблюдения электромагнитного из-
лучения, для которого земная атмосфера непрозрачна, прежде всего, в ин-
фракрасном диапазоне волн. Конструкция телескопа довольно защищен-
ная. По расчетам Института космических телескопов, ее столкновения с КМ

размером 5 мм и более будут происходить 1 раз в 17 лет, а с более мелким, конечно, гораздо чаще. При этом 40 % конструкции, включая солнечные батареи, скорее всего, получат лишь незначительные повреждения [Portree, Loftus, 1999].

В течение длительного функционирования телескопа он многократно подвергался ударам КМ. Естественно, к нему периодически направлялись команды специалистов для осмотра и проведения ремонтных работ.

Бригада космонавтов, прибывшая на межорбитальном корабле для осмотра и ремонта телескопа «Хаббл» через семь лет его полета, успела насчитать всего 511 следов от ударов частиц КМ размером 0,1...5 см и оценить некоторые повреждения. На рис. 3.14 представлена гистограмма распределения числа ударов КМ в обшивку и внешнее оснащение телескопа по размерам столкнувшихся с ним частиц КМ [Ailor, 2008]. Из нее видно, что чаще всего случались столкновения с КМ размером 0,1...1 см. Общий вывод из рассмотрения гистограммы: чем крупнее частицы КМ, тем реже столкновения с ними. Однако не следует думать, что столкновения с частицами мельче 1 мм происходили так же редко, как может показаться из гистограммы. Просто следы от более мелкого мусора не вошли в выборку, по которой она строилась. Жесткий регламент работы команды в космосе не позволил ее расширить в сторону более мелких следов ударов.



Рис. 3.13. Телескоп «Хаббл» космического базирования

В мае 2009 г. командой астронавтов шаттла «Атлантис» миссии STS-125 с телескопа был демонтирован и возвращен на Землю радиатор (размером 2,2×0,8 м) второй (по спецификации) широкоугольной камеры. Он был экспонирован в космосе с 1993 г. и ввиду относительно большой площади поверхности и значительного времени экспозиции может служить уникальным

интегральным детектором ударов микрометеоров и КМ в области высот 560...620 км. Послеполетный анализ его поверхности с помощью цифрового микроскопа выявил 685 кратеров от ударов частиц размером 300 мкм и крупнее [Liou and the team, 2010]. Расположение радиатора на космическом телескопе показано на рис. 3.15 и 3.16 [ММОД..., 2009]. На рис. 3.16 красными кружками помечены повреждения, обнаруженные еще в инспекционной миссии 2002 г., зелеными — новые кратеры, выявленные в 2009 г. командой «Атлантиса».

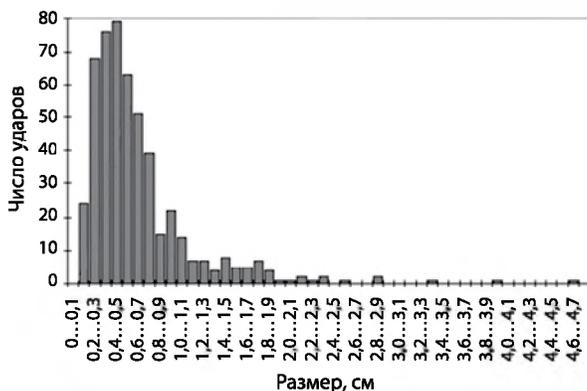


Рис. 3.14. Распределение числа ударов элементов КМ в оборудовании космического телескопа «Хаббл» по размерам за 7 лет полета



Рис. 3.15. В центре — радиатор второй камеры, возвращенный на Землю. Снимок сделан из грузового люка шаттла «Атлантис», пристыкованного к HST

После первых 10 лет работы телескопа «Хаббл» во время ремонтной миссии «Шаттл» STS-61 в одной из двух его антенных тарелок обнаружили дыру размером около 2 см от удара КМ. Тарелка представляет собой сотовую конструкцию толщиной 1 см из композитных материалов, покрытую графитно-эпоксидными лицевыми листами.

Во время миссии «Шаттл» STS-103 в 1999 г. был проведен осмотр поверхности HST с фотографированием отдельных участков. Астронавт Скотт Келли сделал 99 снимков специальной камерой через иллюминатор из кабины корабля. Впоследствии исследователи выбрали для подробного анализа 571 след от ударов КМ и микрометеороидов. Наибольшее отверстие имело размер 2...3 мм, а большинство пробоин — 1...2 мм. Вокруг каждой пробоины образовалась вмятина вдвое большего диаметра [New Report..., 2002; Survey..., 2002].

Примеры таких повреждений показаны на рис. 3.17. Наибольшая плотность ударов на обследованной в этой миссии поверхности HST составила 45 ударов на квадратный метр. Это кумулятивный результат за 10 лет полета HST.

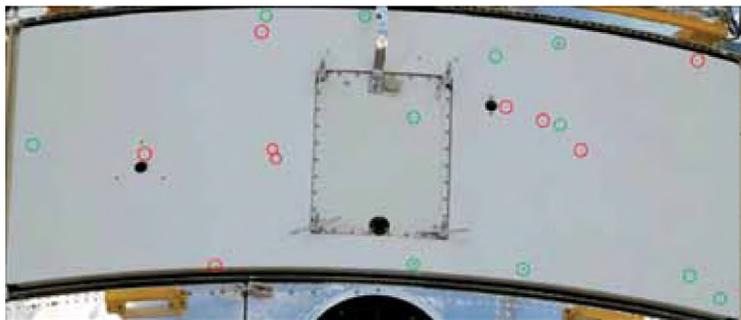


Рис. 3.16. Крупный план радиатора



Рис. 3.17. Пробоины от ударов мелких частиц на поверхности HST, выявленные с помощью снимков Скотта Келли и измеренные в лаборатории НАСА

То, что удалось вернуть с HST (и не только с него), обычно тщательно исследуется в наземных лабораториях [Anz-Meador, 2011; Klinkrad, Stokes, 2006; Opiela et al., 2010].

В результате взрыва или столкновения образуется во много раз больше осколков, чем при любом другом событии в космосе. Они занимают все более расширяющийся спектр орбит, которые постепенно группируются в тороидальное облако, трансформирующееся тем стремительнее, чем больше разброс начальных векторов скоростей фрагментов. Все это можно видеть на примере разрушения китайского КА «Фенгюн-1С» (см. рис. 3.33).

Характерная особенность проблемы засорения ОКП — постоянное увеличение вероятности столкновений КО и катастрофичность столкновения даже с КО небольших размеров (из-за гигантских относительных скоростей КО во время столкновения). Например, алюминиевый шарик массой 1 г, движущийся со скоростью 10 км/с, несет такую же разрушительную силу, что и 160-килограммовый сейф, летящий со скоростью 100 км/ч [Interagency Report..., 1995; Report., 1989].

Высокая вероятность столкновения функционирующих КА с элементами КМ вынуждает конструкторов прибегать к весьма дорогостоящей защите — бронированию оболочки КА — и выводить в космос значительно большую массу, чем необходимо для выполнения основной задачи КА. При этом дополнительная масса сама, в конце концов, становится вкладом в популяцию КМ. Но бронирование может спасти только от столкновения с мелким КМ (менее 1 см). Что же касается крупного, то здесь никакая броня не поможет.

На сегодняшний день известны многочисленные факты столкновений в космосе. Некоторые из них привели к уничтожению дорогостоящих действующих КА, например французского CERISE, американского «Иридиум-33».

Бронировать приходится не только КА, но и такие наземные объекты, как атомные станции, с учетом возможности падения на них крупных космических обломков.

Вероятность столкновения в космосе — очень растяжимое понятие: оно имеет смысл лишь при задании эпохи, интервала времени, размеров и формы КО, параметров их орбит и т.д. Например, вероятность столкновения КО диаметром 10 м с каталогизированным КО (т.е. размером более 10 см) на высотах 800...1000 км в течение 1997 г. составляла 0,0004, а в течение 2000 г. — уже 0,01. На высоте 400 км эта вероятность в пять раз меньше.

Вероятность столкновения с КМ сильно меняется с изменением высоты. На рис. 3.18 [Orbital..., 1995] показано изменение потока каталогизированного КМ в области низких орбит в зависимости от высоты. При этом не учитывался некаталогизированный КМ, а наблюдения «Хэйстэка» показали, что распределение КО размером порядка 1 см аналогично распределению крупного КМ в значительной части области низких орбит (см. рис. 2.20). Например, на типичной для «Шаттл» и МКС высоте 300 км поток как крупного, так и средне-размерного КМ в 50 раз меньше, чем на высоте 1000 км. Причем на этих высотах вероятность столкновения изменяется более чем в два раза, в зависимости от уровня солнечной активности.

В значительно меньшей степени, чем от высоты, вероятность столкновений зависит от наклона орбит. Демпфирует эту зависимость тот факт, что две круговые орбиты с одинаковыми высотами пересекаются дважды за виток независимо от их наклонов. Более детальный анализ зависимости вероятности столкновения от наклона [Kessler, 1981b] указывает на то, что она возрастает до своего максимального значения для объектов, движущихся по орбитам с комплементарными наклонами. Например, КО на орбите с наклоном 80° имеет большую вероятность столкнуться с объектами на ССО с наклонами 100° из-за большого количества таких КО. Аналогично, КО

с наклоном орбиты 100° имеет наибольший шанс столкнуться с КО на орбите с наклоном 80° . Так как очень мало орбит с наклоном более 120° , то КО с наклоном менее 60° свойственна меньшая вероятность столкновения.

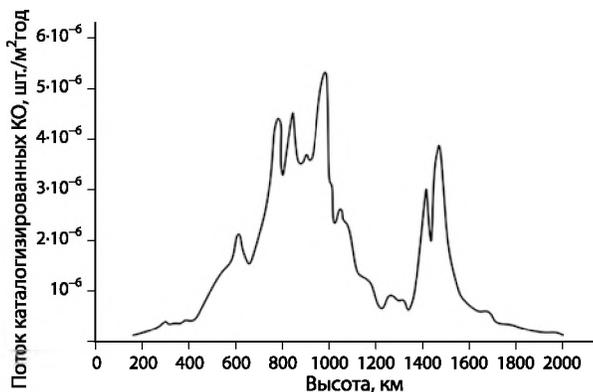


Рис. 3.18. Распределение потока НОКО по высоте (по данным Kaman Sciences Corporation)

Вероятность столкновения КО, движущихся по ВЭО, сильно изменяется вдоль их траектории. ВЭКО типа «Молния» почти не встречают потоков КО на своем пути, и лишь на короткое время погружаются в своем перигее в густо населенную область низких орбит. Они никогда не пересекают ГСО, а из-за значительных изменений высоты перигея все больше погружаются в область низких орбит, что сравнительно быстро приближает время завершения их орбитального существования.

Космические объекты на переходных эллиптических орбитах (ГТО) периодически «ныряют» как в область низких орбит (в районе перигея на каждом витке), так и в область ГСО (в районе апогея, когда прецессия орбиты заставляет их проходить через ГСО). Последнее происходит гораздо реже, и это хорошо, так как они проходят через ГСО на скорости около 2 км/с, что много больше типичной скорости столкновений на ГСО.

Чтобы убедиться, что вероятность столкновений крупных КО прогрессивно растет, необязательно ее рассчитывать. Достаточно взглянуть на рост числа столкновений каталогизированных КО, представленный на рис 2.21 сплошной черной кривой (до 2011 г.). График построен на основе не расчетных, а уже свершившихся событий.

Как следствие реальности и опасности столкновений и увеличения их частоты, действующим КА все чаще приходится прибегать к маневрам уклонения от столкновений. Например, в 2009 г. только КА, контролируемым НАСА, пришлось совершить девять маневров [Avoiding..., 2010]:

27 января TDRS-3 — уклонение от РН «Протон»;
22 марта МКС — уклонение от обломков РН «CZ-4»;

- 23 апреля «Cloudsat» — уклонение от обломков КА «Космос-2251»;
- 11 мая EO-1 — уклонение от обломков РН «Зенит»;
- 17 июля МКС — уклонение от обломков РН «Протон»;
- 10 сентября «Спейс Шаттл» — уклонение от КМ с МКС;
- 29 сентября «Parasol» (Франция) — уклонение от обломков КА «Фенгюн-1С»;
- 25 ноября «Aqua» — уклонение от обломков КА «Фенгюн-1С»;
- 11 декабря «Landsat-7» — уклонение от «Формсат-3D».

Последствия техногенного засорения ОКП ярко проявились при функционировании запущенной в ноябре 1998 г. МКС, которая в 2010 г. отпраздновала 10-летие непрерывного полета в пилотируемом режиме (рис. 3.19–21).

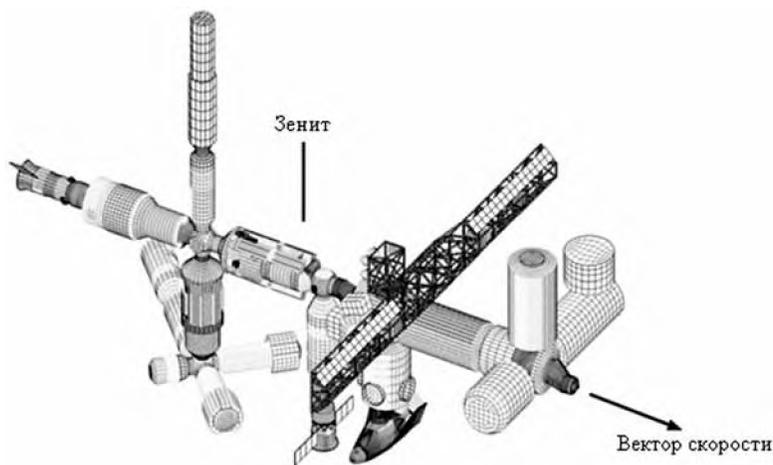


Рис. 3.19. Последняя (предстартовая) конфигурация МКС (без солнечных панелей): всего 90 000 элементов; группы элементов образуют модули; модули формируют полную сборку МКС и определяют геометрию ее поверхности [Lear, Christiansen, 1999]



Рис. 3.20. Международная космическая станция



Рис. 3.21. Автор (в центре) на борту МКС в Хьюстоне, 1997 г.

Проектные параметры МКС были следующими: общая наружная площадь поверхности 5000 м^2 , рабочая высота полета 400 км , наклонение орбиты $51,6^\circ$. К настоящему времени они существенно изменились. Критические узлы защищены с наибольшей вероятностью от КМ размером $\leq 1,4 \text{ см}$, который составляет $99,8 \%$ от всей популяции КМ. Еще в 1995 г. по расчетам следовало ожидать удара КМ диаметром 1 см один раз в 71 г . Наибольшая вероятность — удар КМ размером с песчинку. Такие удары вызывают деградацию чувствительных поверхностей.

Если опасность КМ со временем усилится, предусмотрено дополнительное бронирование МКС во время ее функционирования. К 2012 г. масса МКС составляла более 410 т (при начальной 20 т), размах (ширина) более 100 м . В течение первых 12 лет МКС приходилось делать в среднем по одному маневру уклонения в год. А в последние 12 месяцев (апрель 2011 – апрель 2012 г.) — четыре маневра и еще могли быть совершены два дополнительных, если бы предупреждения были своевременными. В то же время, в 2011 г. 500 каталогизированных КО (не говоря уже о более мелких опасных) пересекли область на высоте МКС, тогда как в 2009 и 2010 гг. только по $300 \dots 400$ в год [Increase..., 2012].

К примеру, только в 2008 г. было зафиксировано 246 опасных сближений МКС с элементами КМ, в том числе 41 — в так называемой «красной зоне» (крайне опасных, т. е. когда вероятность столкновения оценивается выше $0,0001$).

Свой первый маневр ухода от столкновения с КМ станция совершила 26 октября 1999 г. В ожидавшемся сближении МКС с отработавшей верхней ступенью РН «Пегас» вероятность столкновения составляла $0,003$, что намного выше «красного» предела. Для ухода от столкновения нужно было «поднять» МКС, увеличив ее скорость на 1 м/с . Совместными взаимно координируемыми

действиями московского и хьюстонского ЦУПов удалось переориентировать станцию. Включением двигателя пристыкованного российского модуля «Заря» на 5 с за 18 ч до максимального сближения ее орбита была изменена. В результате вместо рассчитанного промаха в 1 км оба КО прошли один мимо другого на безопасном расстоянии 140 км [ISS Performs..., 2000].

МКС вынуждена совершать маневры ухода от столкновений с КМ в среднем пока один раз в год. Целесообразность современной стратегии реагирования на опасные сближения рассмотрена в разд. 5.

После взрыва ИСЗ «Космос-2421» в марте 2008 г. орбиты некоторых его осколков стали пересекать траекторию МКС [The Multiple..., 2008]. Один из фрагментов 27 августа должен был пролететь в непосредственной близости от станции (расчетный промах — 1,6 км, вероятность столкновения 1/72). В полном соответствии с бортовой инструкцией пришлось совершать маневр уклонения от столкновения. В это время к МКС был пристыкован европейский автоматический межорбитальный модуль «Жюль Верн». С его помощью и был совершен маневр уклонения [ISS Maneuvers..., 2008].

МКС опять была вынуждена «уходить» от столкновения с крупным обломком американского ИСЗ UARS 26 октября 2010 г. За 10 дней до его входа в атмосферу Объединенный центр космических операций Стратегического командования США (JSpOC) и ЦУП НАСА рассчитали, что 26 октября этот обломок недопустимо близко пройдет около МКС (может столкнуться с ней с вероятностью выше «красного порога»). За два часа до предельного сближения, после подтверждения превышения предельного риска столкновения, был осуществлен небольшой маневр скоростью +0,4 м/с, выполненный с помощью двигателя транспортного корабля «Прогресс М-07М», в то время пристыкованного к кормовому порту российского модуля МКС «Звезда» [International..., 2011b].

Уже в пятый раз за последние 2,5 г. 20 апреля 2011 г. МКС совершила очередной маневр ухода от столкновения. На этот раз виновником оказался обломок размером 15...20 см от ИСЗ «Космос-2251», образовавшийся в результате его столкновения с американским КА «Иридиум-33». После того, как за несколько часов до сближения расчетная вероятность его столкновения с МКС превысила «красный порог», был совершен маневр уклонения с помощью европейского автоматического межорбитального модуля ATV-2, изменившего скорость движения станции на 0,5 м/с. Это был 12-й маневр уклонения МКС, проведенный с октября 1999 г. До 2008 г. все маневры имели целью уход от столкновения с целыми КА и ступенями РН. Последние пять маневров — уклонение от столкновений с фрагментами разрушений [International..., 2011a].

До сих пор МКС удавалось уходить от столкновений, совершая маневр уклонения. Но в дальнейшем в связи с учащением опасных сближений с КМ на это может не хватить энергетического ресурса станции. Кроме того, невозможно предсказать сближение с малоразмерными, некatalogизированными КО, которые так же крайне опасны для МКС. Уже неоднократно экипажу МКС объявлялась аварийная готовность к экстренной эвакуации ввиду возможного столкновения с КМ.

Так, 12 марта 2009 г. космонавты вынуждены были (в полном соответствии с бортовой инструкцией) временно переселиться со станции в эвакуационный корабль «Союз ТМА-13» и были готовы к быстрой расстыковке с МКС и возвращению на Землю. Причина была в том, что сопутствующая миссии американской 3-й ступени РН «Дельта-2» болванка размером 13 см, двигавшаяся по орбите 145×4230 км, должна была пролететь в крайне опасной близости от станции, находившейся на почти круговой орбите на высоте 355 км. По инструкции, если вероятность столкновения превышает 0,0001, обычно осуществляется маневр уклонения от столкновения. Но в данном конкретном случае быстро меняющаяся орбита болванки (из-за очень низкого перигея) приводила к большому запаздыванию оценки степени опасности и не оставляла времени на организацию маневра. При всем этом МКС считается самым защищенным КК из когда-либо созданных.

В конце июня 2011 г. расчетная вероятность столкновения с другим некatalogизированным, но наблюдаемым обломком оказалась равной 0,003 (расчетный промах 725 м). Из-за быстрого изменения параметров эллиптической орбиты обломка было недостаточно времени на расчет и осуществление маневра ухода. По тревоге с Земли 28 июня команда МКС переместилась в пристыкованные тогда два транспортных корабля «Союз», которые в случае столкновения должны были отстыковаться и вернуть экипаж на Землю. К счастью, обломок пролетел мимо, не задев МКС (точнее, на расстоянии 335 м), и команда вернулась на борт станции [International..., 2011a].

Обломок российского военного спутника связи «Космос-2251» 24 марта 2012 г. пролетел близко от МКС. Накануне из-за угрозы столкновения было принято решение об эвакуации экипажа, так как времени для осуществления маневра уклонения было недостаточно. Космонавтов эвакуировали на «Союзы» уже в третий раз в истории МКС.

Американские баллистики 3 октября 2012 г. сообщили, что обломок японского спутника может опасно сблизиться с МКС и, возможно, потребуются маневр уклонения. Позднее уточнение расчетов сняло такую необходимость. Однако через 4 дня было объявлено о новом опасном сближении МКС теперь уже с обломком разгонного блока ДМ-5 (с помощью которого в 2002 г. был выведен на орбиту российский разведывательный спутник «Аракс»), что также могло потребовать маневра уклонения. Обломок пролетел мимо, но драматизм ситуации состоял в том, что в день его максимального сближения с МКС (04:34 МСК 8 октября 2012 г.) был запланирован старт с помощью РН Falcon 9 с мыса Канаверал первого частного космического корабля Dragon для полета к МКС. В случае маневра МКС пришлось бы изменить время стыковки Dragon со станцией. К счастью, миссия Dragon прошла успешно [Космический..., 2012].

МКС провела 1 ноября 2012 г. внеплановую коррекцию высоты своей орбиты для предотвращения столкновения с обломком американского спутника «Иридий-33» (международный номер 1997-051JA) с площадью поперечного сечения ~0,01 м². Этот обломок уже повторно оказался на пути МКС и опять в «красной зоне». Для маневра МКС использовался двигатель космического корабля «Прогресс М-16М», придавший станции импульс менее 0,5 м/с [Another Debris..., 2013].

126 НАСА обнаружило 16 ноября 2012 г. неидентифицированный КО, движущийся навстречу МКС. Российский Центр управления полетами запланировал маневр на 19:16 МСК. Но после уточнения параметров КМ и его сближения с МКС было решено не проводить маневра, так как по новой оценке уровень угрозы был снижен (Интерфакс-АВН: <http://www.interfax.ru/news.asp?id=276306>).

Спустя десятилетие после запуска МКС специалистами отмечалось, что она пока что выдержала испытание временем и космическим мусором. Из первоначально 20-тонной конструкции МКС превратилась в 400-тонного гиганта со всеми вытекающими отсюда последствиями. Естественно, ввиду нынешних ее размеров она стала более уязвимой мишенью для КМ. Вероятность столкновений — это функция размера КА, высоты орбиты и времени существования. Следовательно, она велика для МКС.

Конечно же, поверхность МКС никогда не была обследована полностью. Тем не менее, в результате проведенных осмотров уже зарегистрирован большой объем повреждений от сверхскоростных ударов КМ. Кроме обычных и типичных следов ударов на больших по площади солнечных панелях, обнаружено множество кратеров, царапин, эрозий на иллюминаторах, поручнях, термопокрытиях, радиаторах, стыковочных портах и т. д.

Международная космическая станция не только мишень для КМ, но и его источник. За время своего существования МКС породила множество сопутствующего КМ (в том числе и крупного), из которого около 70 фрагментов были каталогизированы. Это потерянные камеры, стаканы, сумка с инструментами, а также намеренно выброшенные за ненадобностью оборудование, инструменты, старые комплекты и другие предметы — в среднем 10 объектов в год. Это не считая более мелкого КМ. К счастью, весь этот мусор продолжал существовать на орбитах не более 15 месяцев [Aksenov et al., 2010; Johnson, 2009].

Американские «Шаттл», находясь на орбите, по команде НАСА совершали до 2008 г., по крайней мере, восемь раз маневр уклонения от столкновения [Ailor, 2008]. Причем еще в конце ноября 1991 г., когда на угрозы со стороны КМ мало кто обращал внимание, «Шаттл» миссии STS-44 настолько приблизился к опасному коридору полета советской отработавшей ступени РН, что вынужден был совершить маневр уклонения, запустив сразу два маневровых двигателя на 7 с.

Шаттлы неоднократно подвергались ударам частиц размером более 1 мм. В первых 33 полетах они получали повреждения черепичного покрытия снизу. Несколько термозащитных иллюминаторов пришлось заменить из-за повреждений. В 1983 г. во время миссии «Шаттл» STS-7 удар всего лишь кусочка краски размером 0,2 мм при относительной скорости 3...6 км/с привел к образованию кратера размером 4 мм в иллюминаторе корабля, и его также пришлось заменить (рис. 3.22).

При осмотре иллюминатора № 6 миссии STS-50 был обнаружен кратер диаметром 1 мм от удара частицы размером 100...150 мкм (рис. 3.23). Химический и спектральный анализ показал, что этот след был оставлен продуктом работы твердотопливного двигателя состава Al_2O_3 [Jackson, Bernhard, 1997].

В июне 1999 г. шаттл «Дискавери» (миссия STS-96) осуществлял первую стыковку с МКС. Послелетная инспекция выявила множество повреждений, 64 из которых были исследованы очень тщательно специальными методами. Размер кратеров колебался от 0,125 до 4,0 мм. На иллюминаторе командного отсека было выявлено 50 повреждений. Материал КМ, вызвавшего эти повреждения, включал кусочки краски (50 %), алюминий (40 %) и нержавеющую сталь (10 %). На панелях радиатора и гибком изоляционном поверхностном слое было обнаружено 12 следов от ударов КМ и метеороидов. В кратерах было выявлено присутствие частиц краски и алюминия [Kerr, 2000].

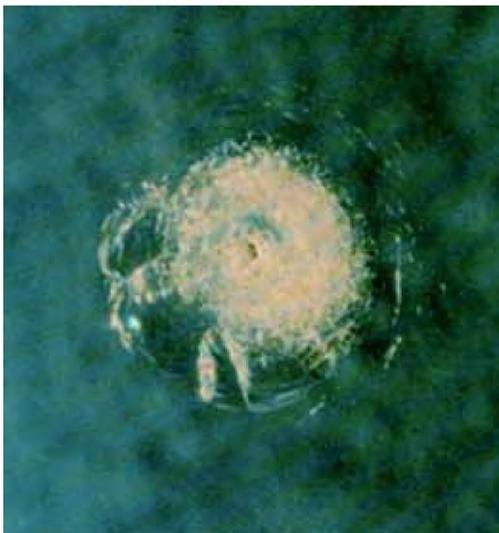


Рис. 3.22. Кратер размером 4 мм от удара кусочка краски (0,2 мм) в иллюминатор шаттла «Дискавери»



Рис. 3.23. Кратер на иллюминаторе «Шаттл» (миссия STS-50) от удара частицы, выброшенной из сопла ТРД

128 После полета «Шаттл» следующей миссии STS-97 на иллюминаторе кабины экипажа, кроме мелких, оказалось довольно сильное повреждение от удара частицы из нержавеющей стали (рис. 3.24).

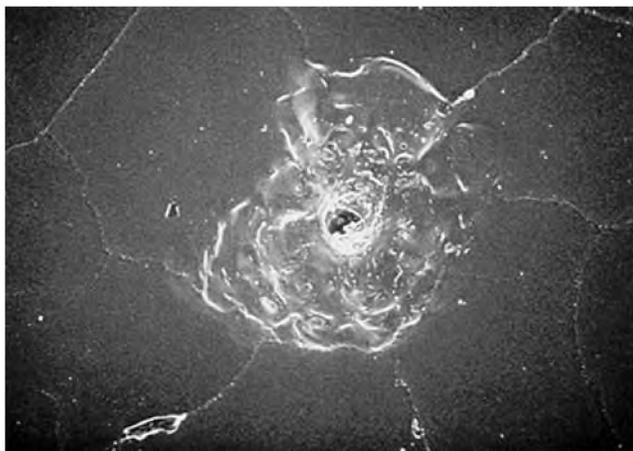


Рис. 3.24. Повреждение на иллюминаторе кабины «Шаттл» (миссия STS-97) от удара частицы из нержавеющей стали [ISS Space..., 2001]



Рис. 3.25. Пробоина и трещина на панели радиатора «Шаттл» миссии STS-115

Послеполетное обследование шаттла «Дискавери» (миссия STS-114) выявило 41 след от ударов микрометеороидов или КМ. На лобовые иллюминаторы модуля экипажа пришлось 14 ударов. Поврежденными оказались пять окон из восьми. Самый крупный кратер обнаружен на окне № 4, его размер — 6,6×5,8 мм. Он был вызван ударом частицы диаметром 0,22 мм. Окно пришлось заменить.

Радиаторы дверей отсека полезного груза выдержали 19 ударов КМ. Один из ударов вызвал перфорацию диаметром 0,61 мм в лицевом щите. Размер частицы, виновной в этом, оценен в 0,4 мм (предел материала щита составляет 0,5 мм). На внешнем покрытии двери обнаружено повреждение размером 5,8×4,5 мм [Hyde et al., 2006].

После возвращения из полета «Шаттл» STS-115 в 2007 г. в Космическом центре Кеннеди при обследовании правого борта была обнаружена крупная пробоина на 4-й панели радиатора двери грузового отсека [Hyde et al., 2007]. Диаметр пробоины 2,74 мм. Рядом с ней оказалась трещина длиной 6,8 мм (рис. 3.25). Надо отметить, что после каждого возвращения «Шаттл» НАСА проводило тщательный лабораторный анализ повреждений, полученных от ударов КМ [Hyde et al., 2010].

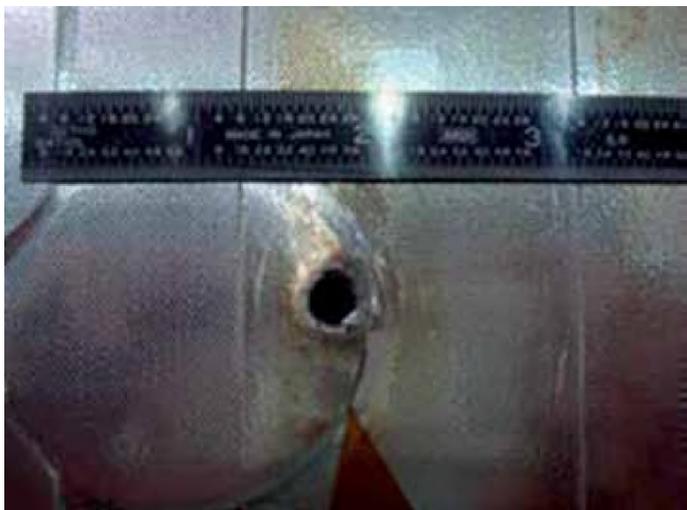


Рис. 3.26. Повреждение панели радиатора шаттла «Эндевор» миссии STS-118 к МКС

В августе 2007 г. во время полета шаттла «Эндевор» миссии STS-118 к МКС были пробиты насквозь задняя левосторонняя панель радиатора системы охлаждения и лежащее под ней термозащитное покрытие. Толщина панели радиатора 12,7 мм. Размер входного отверстия от удара — 7,4×5,3 мм (рис. 3.26). Ударившийся КО разрушился при ударе, и его осколки нанесли множественные повреждения вокруг основного отверстия. Пробившие панель частицы повредили затем и термозащитное одеяло (рис. 3.27). Послеполетный анализ показал, что столкнувшийся с шаттлом элемент КМ состоял из титанового сплава со следами цинка и имел размер 1,5...2 мм [Lear et al., 2008].

В ноябре 2008 г. во время полета шаттла «Эндевор» миссии STS-126 к МКС от удара частицы КМ на иллюминаторе образовался кратер размером 12,4×10,3 мм глубиной 0,63 мм. Это был наибольший кратер из всех, обнаруженных на иллюминаторах «Шаттл» (рис. 3.28) [Herrin et al., 2009].



Рис. 3.27. Повреждения термозащитного одеяла под панелью радиатора

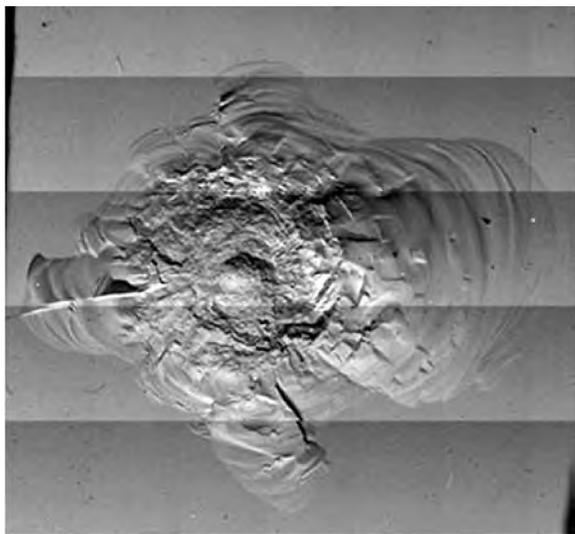


Рис. 3.28. Крупный кратер на иллюминаторе шаттла «Эндевор» миссии STS-126

В результате послеполетной инспекции шаттла «Дискавери» миссии STS-128 было обнаружено 14 следов ударов на иллюминаторах кабины команды, 16 на переднем срезе крыла и носовой поверхности и 21 на панели радиаторов контура охлаждения. Среди них был кратер, представляющий особый интерес. Хотя он был и не самым крупным, но оказался в стратегически важной точке — прямо на алюминиевой защитной пластине, непосредственно прикрывающей трубу контура охлаждения электронного оборудования. Если бы не эта пластина, была бы пробита труба и произошла утечка фреона. В этом случае по полетным правилам «Шаттл» должен был бы приземлиться

в течение 24 ч. Иными словами, миссия была бы сорвана. Кстати, последующее моделирование подтвердило, что без защитной пластины контур охлаждения был бы пробит [Christiansen et al., 1993; Orbital..., 2010] (рис. 3.29, см. рис. 3.22). Подробно история повреждений поверхности «Шаттл» с 1992 по 2000 гг. изложена в статье [Hyde et al., 2000].

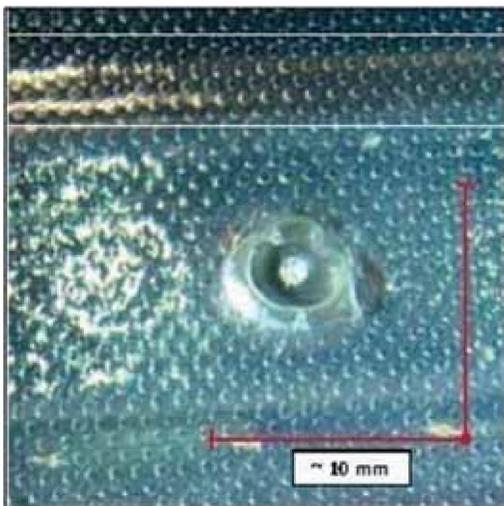


Рис. 3.29. Кратер от удара КМ в защитную пластину контура охлаждения (шаттл «Дискавери», миссия STS-128)

Есть и военные аспекты последствий техногенной засоренности ОКП. Во-первых, в результате столкновений с КМ КА военного назначения уже несут ощутимый ущерб, как это было, например, с очень дорогим экспериментальным КА Минобороны Франции CERISE в 1996 г. Довольно часто происходят сбои в работе военных КА, причины которых операторы затрудняются объяснить. В конце концов, большинство экспертов склоняется к версии столкновения с КМ (многие такие столкновения не регистрируются).

Во-вторых, незарегистрированное (недоказанное, «неофициальное») столкновение военного КА с элементом КМ, приведшее к внезапному прекращению его функционирования или к выходу из строя хотя бы части его аппаратуры, может быть воспринято государством-владельцем как нападение со стороны другого государства и спровоцировать военный конфликт. *А это уже серьезное военно-политическое последствие.*

В-третьих, можно сформулировать и обобщенное системное последствие военного характера. *С военной точки зрения, популяция КМ представляет собой мощную неуправляемую орбитальную группировку, которая уже сейчас представляет значительную опасность для функционирования не только отечественных и иностранных КА, но и наземных объектов военного назначения.* Известны случаи, когда элементами КМ был нанесен непоправимый ущерб КА военного назначения различных государств.

Самое первое разрушение, причиной которого стал взрыв на орбите, произошло 29 июня 1961 г. [Johnson, 2011]. Верхняя ступень американской РН «Эйблстар» взорвалась примерно через час после того, как вывела на орбиту КА «Транзит-4А» вместе с двумя другими научными спутниками «Инджун-1» и «Солрад-3», с образованием приблизительно 300 обломков. Вся официальная орбитальная популяция в то время составляла всего 54 КО. Тогда еще не существовало Систем ККП, обнаружение и сопровождение КО осуществлялось эпизодически отдельными СН или операторами нескольких действующих КА. Это событие явилось зародышем главного механизма последующего стремительного засорения космического пространства.

На сегодняшний день официально зарегистрировано более 200 разрушений КО. С 1984 г. НАСА регулярно публикует «Историю разрушений КО на орбитах», которую можно найти в формате Adobe PDF на веб-сайте программного подразделения НАСА по проблемам техногенного засорения космического пространства (<http://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov/library/SatelliteFragHistory/fraghistory.html>).

К 1995 г. уже было известно о 120 взрывах на орбитах (серьезных столкновений КО тогда еще не было зарегистрировано), которые привели к образованию более 8000 каталогизированных (т.е. крупных) фрагментов. К 2006 г. их было зафиксировано уже 190, а к 2011 г. — более 200. (Кстати, в 2011 г. исполнилось 50 лет со времени первого зарегистрированного взрыва техногенного КО.) Одних только зарегистрированных преднамеренных взрывов КА и верхних ступеней РН с 1964 г. произошло 56 и 2, соответственно [Johnson, 2010]. На самом деле их (и взрывов, и фрагментов) было гораздо больше.

До разрушений КА «Фенгюн-1С», «Иридиум-33» и «Космос-2251» фрагменты разрушений КО составляли около 40 % от объема всего каталога КО. После дефрагментации этих спутников доля фрагментов в каталоге подскочила до 57 % и продолжает расти в результате обнаружения все новых и новых осколков. Только драматические разрушения КА и РН 2007–2009 гг. добавили в ОКП (и в каталог КО) более 5000 крупных КО (размером более 10 см). А из некаталогизированных, но сопровождаемых СККП США КО размером более 1 см подавляющее большинство (приблизительно 95 %) составляют осколки от разрушений КО. Исследования показывают, что такая же доля приходится на фрагменты разрушений и среди всей совокупности КО размером более 1 см (т.е. не только среди сопровождаемых СККП). Более 4 % всех космических миссий в той или иной степени сопровождались разрушениями КА или РН [Satellite..., 2002].

Остановимся только на официально зарегистрированных, самых ярких и имевших серьезные последствия событиях такого рода.

С 1963 по 1982 г. СССР провел 23 испытания противоспутникового оружия, из которых семь завершились успешным перехватом. В результате образовалось 736 каталогизированных осколков, из которых до сих пор на орбитах остаются более 30 % [History..., 2004; Johnson et al., 2007; Russia Building..., 2009; Space Security..., 2008; Zak, 2008].

С 1964 г. произошла целая серия катастроф КА, имевших радионуклеиды на борту, которые в результате достигли земной поверхности.

Закончился аварией РН запуск американского КА Transit VBN-3 в апреле 1964 г. После разрушения аппарата на высоте 80 км около 100 г плутония было рассеяно в атмосфере.

Для сравнения заметим, что в мае 1968 г. во время неудачного запуска американского экспериментального метеоспутника Nimbus В два плутониевых генератора упали в Атлантический океан. Однако их достали со дна и использовали повторно на следующем аппарате этой серии.

В феврале 1969 г. в результате аварии РН «Протон-К» при попытке запуска первого советского лунохода «Е-8» радиоизотопный генератор на полонии-210 упал в районе полигона Байконур. Как рассказывает бывший сотрудник НПО им. С. А. Лавочкина В.П. Долгополов, генератор нашли солдаты и обогревались им в казарме.

В апреле 1970 г. при возвращении модуля «Aquarius» лунной экспедиции Apollo-13 контейнеры с плутонием упали в Тихий океан восточнее Новой Зеландии.

В январе 1978 г. потерпел аварию советский спутник морской космической разведки серии РОРСАТ «Космос-954» с бортовой ядерной энергетической установкой, что привело к радиоактивному загрязнению обширного района на севере Канады. Об этом подробно было рассказано в подразд. 3.1.

Подобная катастрофа произошла в феврале 1983 г. со спутником той же серии «Космос-1402». Но на этот раз остатки активной зоны реактора упали не на Землю, а в Атлантический океан.

США начали разрабатывать обитаемую космическую лабораторию «Скайлэб» в 1973 г. Это была весьма массивная конструкция массой 77 т, длиной 24,6 м, с максимальным диаметром 6,6 м и внутренним объемом 352,4 м³. Лаборатория была запущена 14 мая 1973 г. для проведения технологических, астрофизических, биолого-медицинских исследований, а также для наблюдения земной поверхности. С мая 1973 г. по февраль 1974 г. на борту станции работали три экспедиции. Полная стоимость программы «Скайлэб» составила 3 млрд дол. в ценах того времени. Центр управления полетами 11 июля 1979 г. сориентировал ОС для входа в атмосферу с точкой затопления в 1300 км южнее Кейптауна. Но ошибка в расчетах в пределах 4 % и непредусмотренное более медленное разрушение станции привели к смещению точки падения. Часть обломков упала и была обнаружена в Австралии. С тех пор австралийское руководство очень болезненно реагирует на падение космических обломков на его территорию («Новости космонавтики». 1996 г. № 22, 23) [Portree, Loftus, 1999].

Советский военный навигационный ИСЗ «Космос-1275» массой 700 кг вскоре после запуска неожиданно взорвался в июле 1981 г. на высоте 977 км. Взрыв породил более 300 каталогизированных фрагментов и множество мелких. Характер распределения осколков и их скоростей указывал на столкновение

134 с КМ как наиболее вероятную причину [McKnight, 1987; Potter, 1993] (официальная версия — взрыв аккумуляторной батареи).

В июне 1983 г. шаттл «Челленджер» (миссия STS-7) столкнулся с кусочком обогащенной титаном краски размером 0,2 мм при относительной скорости 5 км/с. В результате на иллюминаторе образовался кратер диаметром 4 мм. Команда «Шаттл» заметила повреждение во время полета и сразу же сообщила в ЦУП.

Третья ступень РН «Ариан V-16» 13 ноября 1986 г. взорвалась над восточной Африкой и образовала облако осколков, которое тут же зарегистрировал американский радар в Турции. В феврале 1987 г. было каталогизировано 465 фрагментов этого взрыва. Они образовали вокруг Земли кольцо шириной 30°, наклоненное к экватору под 98,7°, с диапазоном высот 500...1400 км. Кольцо расширилось на 10° в месяц. К этому времени уже стало очевидным, что данный взрыв РН «Ариан V-16» оказался самым крупным по количеству осколков разрушения в предшествующей истории взрывов. Несколько позднее директор Центра астрофизических исследований в Колорадо Роберт Калп заявил, что в результате этого взрыва образовалось более 500 каталогизированных фрагментов и 5000 более мелких осколков, способных причинить существенный ущерб действующим КА [Johnson, 1989; Portree, Loftus, 1999].

Но этот рекорд продержался недолго. Спустя несколько месяцев взрыв советского КА «Космос-1813» породил 850 каталогизированных обломков.

В мае 1991 г. произошел взрыв второй ступени американской РН «Дельта-2910» (выведшей в свое время на орбиту КА Nimbus-6) с образованием 237 каталогизированных обломков.

На почти геосинхронной орбите 21 февраля 1992 г. взорвалась ступень американской РН «Титан IIIС Транстэйдж», образовав облако из более чем 500 осколков размером более 2 см [Hanada, Matney, 2002].

В июне 1996 г. взорвался вспомогательный разгонный блок (топливо — гидразин) американской РН «Пегас». В результате образовалось 713 крупных осколков. С помощью радаров «Хэйстэк» и «Голдстоун» удалось зафиксировать еще порядка 300 000 осколков размером более 4 мм [Johnson, 1998]. С 1961 по 2006 г. это был один из самых крупных по осколкам взрывов в космосе. Блок имел сухую массу всего 97 кг, и образование такого большого количества наблюдаемых СККП США осколков явилось некой загадкой, поскольку шло вразрез с предсказаниями всех имевшихся моделей разрушений. Положительным следствием этого события было решение OSC существенно переработать проект вспомогательного гидразинного разгонного блока РН «Пегас», чтобы исключить повторение подобных взрывов.

Самым знаковым событием 1996 г. в космосе было столкновение 24 июля очень дорогого французского (британской конструкции) военного экспериментального микроспутника (масса 50 кг) радиоэлектронной разведки с фрагментом РН ЕКА «Ариан». Это было первым официально зарегистрированным столкновением двух каталогизированных КО. Фрагмент пере-

бил 6-метровую штангу с гравитационным датчиком, после чего нормальное функционирование КА стало невозможным. Столкновение произошло на высоте примерно 660 км при относительной скорости 14,8 км/с (около 50 000 км/ч) [Johnson, 1996]. Происшествие не закончилось международным скандалом только потому, что оба КО имели французское происхождение.

С помощью трехступенчатой РН «Протон-К» 16 ноября 1996 г. был запущен КА «Марс-96» с разгонным блоком. Если бы все пошло по программе, автоматическая межпланетная станция (таков был статус «Марс-96») должна была выйти на гелиоцентрическую орбиту с большой полуосью 185,759 млн км, эксцентриситетом 0,2, наклонением 2,11°, периодом 505 суток. Продолжительность полета к Марсу составила бы 300 суток. Но включение разгонного блока 17 ноября прошло нештатно, перевод КА на ВЭО выполнен не был. КА и разгонный блок разделились и остались на низких орбитах. По данным российской СККП, КА «Марс-96» сошел с орбиты 17 ноября, разгонный блок — на сутки позже. Его обломки упали в южной части Тихого океана южнее Новой Зеландии. А вот с местом падения КА существует большая неопределенность. По данным разных расчетных групп, вход аппарата в атмосферу произошел либо над Тихим океаном, либо над Южной Америкой (Чили, Французская Гвиана), либо над Атлантикой. Вторая ступень РН упала в Горном Алтае и при этом убила корову [Россия..., 1996 г.] (<http://lfvn.astronomer.ru/forum/index.php?action=printpage;topic=65.0>).

В средствах массовой информации широко освещалось столкновение орбитальной станции «Мир» с КК «Прогресс М-34» 25 июня 1997 г. ОС получила при этом значительные повреждения, и возникла определенная угроза безопасности ее экипажа. Удар пришелся и на солнечные батареи модуля «Спектр», в которых при визуальном осмотре была найдена большая дыра. Сформировались и фрагменты, один из которых был вскоре обнаружен СККП США. Однако оставалось неясным, принадлежали ли они ОС «Мир» или КК «Прогресс М-34» [Three..., 1997].

Российский «Космос-2313» массой 3 т выполнил маневр завершения миссии 22–23 апреля 1997 г. и пребывал в состоянии естественного погружения в атмосферу, как вдруг 26 июня на высоте 285 км было зафиксировано его разрушение. Вскоре было обнаружено 90 фрагментов, большинство которых сгорело в атмосфере к 30 июня [Portree, Loftus, 1999; Three..., 1997].

Российский разведывательный спутник «Космос-2343» массой 6,5 т завершил свою четырехмесячную миссию, и 16 сентября 1997 г. был осуществлен его самоподрыв на высоте 230 км над Камчаткой. Три из пяти предыдущих ИСЗ этой серии («Космос-2101, -2163 и -2225») были подорваны приблизительно в том же районе. В течение 48 ч СККП США удалось каталогизировать 32 фрагмента КА «Космос-2343». Некоторые из них имели апогей орбиты около 900 км, что указывает на скорость отделения при взрыве порядка 200 м/с. Часть обломков вскоре сгорела. СККП США все же каталогизировала 180 фрагментов. Была проведена оценка угрозы с их стороны для ОС «Мир». Расчет и моделирование показали, что ни один из опасных фрагментов не попал в «брус» размером 4×10×4 км с центром в ОС «Мир», хотя некоторые обломки пролетели на расстоянии 20 км от станции [Johnson, 1997].

В феврале 1998 г. в течение одной недели взорвались подряд три верхних ступени РН. Почти полуторатонная третья ступень РН «Циклон», летавшая в космосе около 10 лет, взорвалась 15 февраля и образовала более 80 фрагментов. 17 февраля пришел черед взорваться девятилетней третьей (верхней) ступени РН «Ариан-4» массой 1200 кг (эту серию тогда не пассивировали). Наконец, 21 февраля произошел взрыв верхней ступени японской РН COMETS H-II, которая так и не смогла выйти на заданную программой переходную ВЭО. Причина — неполадки в работе двигателя [Three..., 1998].

Самым первым взрывом 2000 г. был мощный взрыв 1000-килограммовой третьей ступени китайской РН «Великий поход-4» («Лонг Марч-4», CZ-4). Он породил 300 крупных обломков, которые были каталогизированы [The First..., 2000]. Один из обломков от этого взрыва через пять лет, т.е. в январе 2005 г. столкнулся с последней ступенью американской РН «Тор-2А» [Accidental..., 2005]. (Итак, имеем типичный пример каскада.) Корпус РН (верхняя часть последней ступени «Тора») был сравнительно небольшим: в поперечном сечении 1 м^2 (рис. 3.30, 3.31). Фрагмент китайской РН был и того меньше — $0,06 \text{ м}^2$.

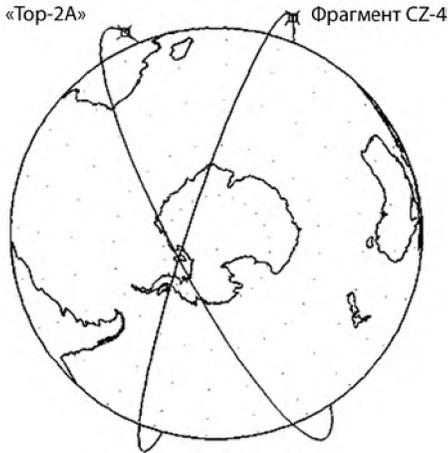


Рис. 3.30. Случайное столкновение двух КО произошло в южном полушарии на высоте 885 км

По аэродинамическим причинам в перигее орбит происходили взрывы российских КА серий «Молния-3» и «Око» в 2000 и 2001 гг.

После 15 лет исторического полета и плодотворного функционирования 23 марта 2001 г. 135-тонная российская ОС «Мир» была успешно затоплена в Тихом океане.

Российский КА «Космос-2367» массой 3 т 21 ноября 2001 г. испытал значительное разрушение всего на 30 км выше орбиты МКС с образованием 200 крупных обломков, которые были каталогизированы, и еще более 100 мелких, наблюдавшихся специальными средствами. При этом 40 % фрагментов оказались на орбитах, пересекавших орбиту МКС. НАСА пришлось

оценивать риски не только для МКС, но и для предстоящего через несколько дней полета «Шаттл» миссии STS-108. Также учитывалось, что «Шаттл» не так хорошо защищен от мелких осколков, как МКС. К счастью, на этот раз все обошлось. Тогда это был уже 20-й КА данной серии, испытавший разрушение.

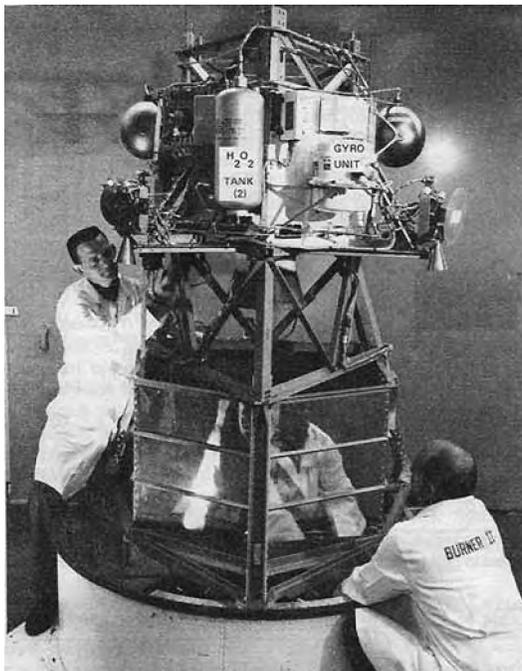


Рис. 3.31. На стенде верхняя часть последней ступени РН «Тор-2А», участвовавшая в столкновении

Спустя две недели в окрестности перигея своей орбиты взорвалась «Молния 3-35», образовав более 20 обломков.

Четвертая ступень индийского PSLV взорвалась 19 декабря с образованием более 300 обломков. Это было первое официально зарегистрированное разрушение индийского КО. Причина взрыва неизвестна, но по предположению — это остатки топлива в баках или сжатый газ. Всего в 2001 г. было зафиксировано девять разрушений КО [Two Major..., 2002].

Регулярно происходили взрывы двигателей осадки топлива с российских РН серии «Протон». Уже к 2001 г. насчитывалось 25 таких взрывов.

В 2002 г. ряд СН зафиксировал неожиданное изменение орбиты недействующего 30-летнего ИСЗ «Космос-539» и отделение от него фрагмента размером 20...50 см, который был каталогизирован. Отделение произошло со скоростью 19 м/с. Наиболее правдоподобное объяснение — столкновение ИСЗ с небольшим КО [A New Collision..., 2002].

В феврале 2002 г. наблюдалось разрушение верхней ступени РН «Ариан-4» на ВЭО 250×26 550 км с образованием, по крайней мере, девяти фрагментов. Это было шестое известное разрушение третьей ступени РН «Ариан-4» [Second..., 2002].

В 2003 г. наблюдалось шесть разрушений. В трех случаях взорвались двигатели осадки топлива ДМ СОЗ РН «Протон». В результате столкновения с КМ отделились фрагменты космического телескопа «Хаббл», французского КА SARA (по-видимому, фрагмент его антенны) и американского КА NOAA [Satellite..., 2004].

Известен факт внезапной разгерметизации 10 августа 2003 г. приборного контейнера на КА «Космос-2392» в результате пробоя радиатора посторонним неустановленным предметом.

В феврале 2004 г. произошло разрушение российского «Космос-2383». Обнаружено 50 фрагментов, из которых 13 было каталогизировано. Многие из обломков пересекли орбиту МКС, что вызвало серьезное беспокойство у операторов [Fragmentation..., 2004].

Первое значительное разрушение 2006 г. случилось 4 мая. Неожиданно взорвалась после 20 лет космического полета третья ступень советской РН «Циклон» (сухая масса 1360 кг), много лет пребывавшая в «дремлющем» состоянии. Образовалось более 50 фрагментов (размером более 5 см), из которых 49 было официально каталогизировано. Примерно через месяц (точнее, 10 июня) взорвался после 17 лет полета двигатель осадки топлива 4-й ступени (разгонного блока) РН «Протон». Взрыв породил более 70 обломков. Это было 34-е событие такого рода с 1988 г. В обоих случаях наиболее вероятной причиной взрыва явились остатки топлива в баках.

В феврале произошло менее заметное событие — разрушение старейшего (пятого по счету) ИСЗ «Авангард-3», соединенного с третьей ступенью РН, общей массой всего 45 кг. От него отделился только один фрагмент. Главными возможными причинами разрушения были признаны возрастная деградация материала поверхности сборки и удар мелкого метеороида или частицы КМ [First Satellite..., 2006].

3. Серьезная авария на российском телекоммуникационном КА «Экспресс-АМ11» была зафиксирована 29 марта 2006 г. в точке стояния 96,5° в.д. на геостационарной орбите. В результате в 17 субъектах Федерации с 15 млн жителей прекратилась трансляция общероссийских и коммерческих телепрограмм, частично нарушилась междугородная телефонная и мобильная связь и доступ в Интернет. Аппарат был создан в Научно-производственном объединении прикладной механики (НПО ПМ) им. М.Ф. Решетнева совместно с французской компанией Alcatel и введен в эксплуатацию 1 июля 2004 г. Ожидалось, что «Экспресс-АМ11» без проблем проработает на орбите, как минимум, 12 лет. Скоростипажная авария новейшего спутника связи — случай уникальный, хотя и не единственный. Из НПО ПМ пришло следующее сообщение: «Телеметрическая информация свидетельствует о том, что в результате внезапного внешнего воздействия произошла мгновенная разгерметизация жидкостного контура системы терморегули-

рования, приведшая к резкому выбросу теплоносителя. Это привело к возникновению значительного возмущающего момента и, как следствие, потере ориентации и вращению космического аппарата». В пользу версии столкновения с КМ, помимо характера развития аварии, говорили еще и другие обстоятельства и баллистические расчеты. Атаковать «Экспресс» могли фрагменты, сопровождающие КА «Радуга» или «Горизонт» [Копик, Лисов, ..., 2006; Кто сбил..., 2006].

Всплеск взрывов наблюдался во второй половине 2006 г. (с 1993 г. ничего подобного не было). После 64 дней функционирования 17 ноября взорвался с образованием множества фрагментов, из которых 28 были сразу каталогизированы, российский ИСЗ наблюдения поверхности Земли «Космос-2423» (восьмой из этой серии). Это была нормальная короткая штатная программа полета. Но особенностью спутников этой серии было то, что они взрывались в конце своей миссии, т.е. этот взрыв был ожидаем, чего не скажешь про взрыв второй ступени американской РН «Дельта-IV». После успешного вывода полезного груза на 850-километровую ССО и разделения вторая ступень совершала программный управляемый вход в атмосферу, но в процессе вдруг было обнаружено множество фрагментов, выброшенных в направлении, обратном движению ступени, из которых каталогизировано 60. Природа взрыва непонятна. Также неожиданным был взрыв второй ступени РН «Дельта-II» после 17-летнего пассивного полета, причем в конце своего функционирования она была пассивирована, т.е. на борту не осталось энергии для провокации взрыва. Единственным естественным объяснением двух последних событий пока остается столкновение с КМ.

В 2006 г. было еще несколько взрывов, в том числе разрушение второй ступени японской РН Н-2А. Ранее в августе и сентябре того же года произошли взрывы такой же второй ступени, вспомогательного двигателя РН «Протон» (это был уже 35-й взрыв такого типа двигателей) и верхней ступени РН КА «Молния» [Significant..., 2007; Three..., 2006].

Верхняя ступень (разгонный блок) «Бриз-М» ракеты «Протон» взорвалась 19 февраля 2007 г. Перед этим ей не удалось вывести спутник связи «Арабсат-4А» на геостационарную орбиту, и она почти с полным баком топлива осталась на орбите 495×14 750 км с наклоном 51,5° [Four Satellite..., 2007]. После взрыва образовалось более 1000 осколков.

В 2007 г. было восемь взрывов. В результате испытания китайского кинетического противоспутникового оружия 11 января 2007 г. была атакована и взорвана мишень — метеорологический китайский ИСЗ «Фенгюн-1С» (международный номер 1999-025А) массой ~960 кг на почти круговой ССО высотой ~850 км с наклоном 98,8° (рис. 3.32). В результате кинетического удара с относительной скоростью ~9 км/с в интенсивно используемой области орбит образовалось облако осколков, из которых в течение первой недели было обнаружено более 600. К 11 июля 2007 г. было каталогизировано уже 2347 осколков, а к середине сентября 2010 г. их было в каталоге 3037, а к январю 2013 г. — 3378 [Chinese Debris..., 2010]. По данным [Fengyun-1C..., 2008, 2009; Stokely, Matney, 2008; An update..., 2013], радар «Хэйстэк» еще регистрировал более 150 000 некаталогизированных осколков от взрыва этого КА размером до 1 см.

Интересно, что реальное общее количество фрагментов разрушения КА «Фенгюнь-1С» (обнаруженных СККП США и радаром «Хэйстэк») превысило предсказанное стандартной моделью разрушения от столкновения, используемой НАСА [Stansbery et al., 2008].

Это событие расценивается специалистами как самое драматическое в истории «размножения» КМ, что наглядно демонстрируется резким скачком его количества на диаграмме рис. 2.3. Количество каталогизированного КМ, который накапливался в течение 50 лет, в одно мгновение подскочило более чем на треть, а количество фрагментов разрушений увеличилось сразу на 75 % [Detection..., 2007]. До этого момента ничего подобного за всю историю освоения космоса не наблюдалось.



Рис. 3.32. КА «Фенгюнь-1С» до разрушения

Произошедшее усугубляется еще и тем, что по оценке специалистов [Chinese Debris..., 2010; Johnson et al., 2007] основная масса образовавшихся осколков (~95 %) продолжит свое орбитальное существование в течение, по крайней мере, нескольких десятков лет, а часть из них — сотни лет [Space Security..., 2008]. К июлю 2007 г. сгорело только 13 из каталогизированных обломков, а к середине сентября 97 % всех обнаруженных и каталогизированных на этот момент обломков от взрыва все еще оставались на орбитах [Chinese Debris..., 2010].

И это все происходит в области орбит, насыщенной действующими КА, в частности, метеорологическими, океанической разведки: российские «Метеор-1», «Метеор-2», американские NOAA, DMSP, китайские той же серии «Фенгюнь» и др.

Образовавшиеся обломки представляют очень высокий риск столкновений с действующими КА. Из-за огромного их числа и большого разброса векторов начальных скоростей уже в первые 6 мес. после взрыва некоторым действующим КА пришлось совершить маневры ухода от столкновения с ними. Например, КА НАСА «Тегга», движущемуся по почти круговой орбите со средней высотой 705 км, 22 июня была дана команда на маневр ухода от 35-сантиметрового обломка КА «Фенгюнь-1С» (расчетное сближение составило 19 м). Спустя несколько дней МКС приготовилась к подобному маневру, который был отменен перед самым включением двигателя после того, как уточненное значение промаха оказалось приемлемым.

Сразу после разрушения КА «Фенгюнь-1С» орбиты образовавшихся осколков были ограничены достаточно узким диапазоном наклонов и прямых восхождений. Однако различные скорости прецессий орбит привели со време-

нем к существенному расширению этого диапазона. На рис. 3.33 показана эволюция всего пучка орбит фрагментов за шесть месяцев. Облако осколков охватило по высоте диапазон 200...4000 км [Chinese Anti-satellite..., 2007; Detection..., 2007; Liou, Johnson, 2008a, b].

С этим событием имеет смысл сравнить другое аналогичное событие — последнее испытание противоспутникового оружия АСАТ в США 21 февраля 2008 г., в результате которого ракетой SV-3 был разрушен ИСЗ USA-193 [Kaufman, White, 2008]. Эксперимент был построен в высшей степени рационально. Спутник-мишень вышел из строя сразу после вывода на околоземную орбиту. Его топливный бак остался заполненным не использованным гидразином, а тщательно проведенный анализ выживаемости показал, что он вполне может достичь поверхности Земли и такое большое количество гидразина может создать серьезные проблемы в зависимости от того, куда бак упадет.

Таким образом, кинетический удар по спутнику и его разрушение на орбите было вдвойне выгодно: с одной стороны, проводилось испытание кинетического оружия, с другой, устранялась угроза падения на Землю бака, заполненного гидразином. Спутник был разрушен 21 февраля на множество мелких осколков (360 было обнаружено и сопровождалось до их входа в атмосферу), большая часть которых упала на Землю или сгорела в атмосфере в течение одного часа после удара ракеты. К концу марта на орбитах оставалось всего несколько фрагментов, а последний сгорел летом того же года [Satellite..., 2008].

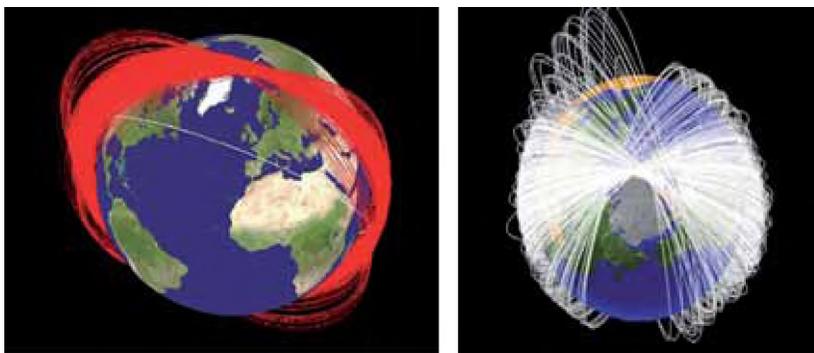


Рис. 3.33. Расплывающийся тороидальный пучок орбит осколков от разрушения ИСЗ «Фенгюн-1С» с интервалом шесть месяцев

Организаторы продемонстрировали высокую ответственность при выборе сценария испытания. Эксперимент, проводившийся на высоте 250 км (что гораздо меньше, чем в первом испытании АСАТа и, тем более, чем в китайском), был построен таким образом, что 99 % образовавшихся осколков сгорели в атмосфере в течение недели.

Здесь стоит вспомнить первое испытание АСАТ 13 сентября 1985 г. Противоспутник запустили с борта самолета F-15 и разрушили ИСЗ Solwind на орбите

545×515 км. Образовалось 285 фрагментов разрушения цели, многие из которых просуществовали более 15 лет. Некоторые из них прошли на расстоянии 1,3 км от МКС. Последний из осколков сгорел в феврале 2004 г. [Grego, 2006] (Union of Concerned Scientists, http://www.ucsusa.org/global_security/space_weapons/a-history-of-asat-rograms.html; Data compiled from the public satellite catalog, 2008).

Эти два последних примера весьма показательны: даже специалистам, заинтересованным в создании благоприятных условий для космической деятельности, потребовалось 23 г., чтобы сделать самые серьезные выводы из происходящего в ОКП.

Спустя всего месяц после разрушения китайского «Фенгюн-1С» произошло еще четыре взрыва — двух китайских КА и двух российских компонентов запуска: Beidou-2A, СBER5-1, двигатель осадки топлива 4-й ступени российской РН «Протон» и разгонный блок «Бриз-М» (рис. 3.34).



Рис. 3.34. РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М» (images.yandex.ru)

Последний взрыв заслуживает особого внимания. В феврале 2006 г. 4-я ступень РН «Протон» «Бриз-М» была использована для вывода ИСЗ «Арабсат-4А» на низкую парковую орбиту. Через 50 минут после вывода двигатель «Бриз-М» снова был включен (второе включение из четырех запланированных). Однако из-за возникшей неисправности он заглох раньше времени и отказывался включаться снова. КА, который в результате не мог быть выведен на штатную операционную орбиту, был отделен от РН, и позже была отдана команда на его управляемый вход в атмосферу. Двухтонная конструкция «Бриз-М» взорвалась 19 февраля 2007 г. и разлетелась на более чем 1000 различных с Земли обломков, находясь на орбите 495×14 705 км с наклоном 51,5°.

По счастливой случайности, этот взрыв наблюдался, по крайней мере, тремя астрономами в разных частях Австралии и был сфотографирован. На нескольких снимках ясно видно распространение облака обломков малой яркости. Причина взрыва — скорее всего остаток топлива на борту разгонного блока.

Хотя все четыре взрыва и были непреднамеренными, по крайней мере, три из них можно было предотвратить. Как рекомендовано во многих национальных и интернациональных руководствах по снижению засоренности ОКП, КА и ступени РН в конце своего активного существования должны быть пассивированы (например, путем сброса остатков топлива) [Four Satellite..., 2007].

Спутник НАСА для исследования верхней атмосферы UARS (Upper Atmosphere Research Satellite), после весьма успешного и плодотворного выполнения своей 14-летней миссии в 2005 г. был пассивирован (топливные баки опустошены и аккумуляторы разряжены) и переведен на более низкую орбиту захоронения с целью сокращения срока его существования. В течение последующих двух лет его высота постепенно снижалась, как вдруг 10 ноября 2007 г. от 5,7-тонной конструкции неожиданно для всех отделилось, по крайней мере, четыре фрагмента (с умеренной скоростью). Два из них упали на Землю в конце ноября, а остальные оставались на орбите до конца года. По мнению оператора, взорваться спутник не мог, поскольку был полностью пассивирован (если не считать мизерного количества сжатого газа в баллончике). Единственной объяснимой причиной разрушения могло быть столкновение с небольшим ненаблюдаемым элементом КМ [Two Minor..., 2008].

Через день после этого инцидента США провели первый пуск РН «Дельта-IV» в 2007 г. Предыдущий полет РН этой серии в 2006 г. закончился незапланированным разрушением второй ступени с образованием 60 фрагментов. На этот раз вторая ступень РН также произвела две дюжины обломков размером более 10 см. Как и в предыдущем случае, образование фрагментов не помешало РН успешно выполнить свою функцию — вывести полезный груз на запланированную орбиту.

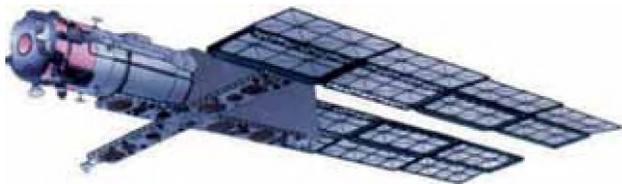


Рис. 3.35. КА «Космос-2421»

В марте 2008 г. по неизвестной причине взорвался российский «Космос-2421» (точнее, в марте – июне этот КА испытал три последовательных взрыва — 14 марта, 28 апреля и 9 июня [ISS Maneuvers..., 2008; The Multiple..., 2008]) с образованием 506 фрагментов, 90 % которых имели размеры 5...20 см. Примечательно, что взрыв произошел всего лишь в 60 км над МКС. К счастью, основная масса осколков уже сгорела в атмосфере к началу 2009 г. (рис. 3.35).

144 В течение нескольких месяцев многочисленные обломки и осколки от разрушения КА «Космос-2421» проходили близко от МКС, и каждый раз приходилось планировать маневры ухода от столкновений, которые отменялись лишь тогда, когда уточненные вероятности столкновений опускались ниже «красного» порога 0,0001. И все же один маневр пришлось совершить 27 августа при расчетной вероятности столкновения 0,014 (расчетный промах 1,6 км). Его осуществили с помощью пристыкованного в то время к МКС Европейского автоматического межорбитального модуля «Жюль Верн». За 2 ч до предполагаемого столкновения включили двигатели АММ с целью замедления движения МКС (на 1 м/с), чтобы чуть-чуть снизить среднюю высоту орбиты станции, предварительно повернув МКС на 180° относительно ее первоначальной «нормальной» ориентации.

Это был восьмой маневр за всю полетную программу МКС [ISS Crew, 2009; ISS Maneuvers..., 2008; The Multiple..., 2008] (Orbital Debris Quarterly News. 2008. V. 12. Iss. 2–4).

В начале июля 2008 г. 21-летний «Космос-1818» с законсервированным ядерным реактором на борту стал источником облака КМ, 30 элементов которого были обнаружены СККП США и еще множество небольших металлических сфер — с помощью специальных СН. Это был первый из двух однотипных спутников, испытывавших новую ядерную энергетическую установку. Причина взрыва до сих пор остается невыясненной (вполне возможно, произошло столкновение с КМ). По мнению некоторых экспертов, образовавшиеся металлические сферы могли быть каплями натрий-калиевого охладителя, который использовался как в данной, так и предыдущей версиях реактора [Kessler et al., 1997; New Debris..., 2009].

Неожиданное даже для операторов столкновение американского «Иридиума-33» (рис. 3.36) с российским «Космосом-2251» (рис. 3.37), так же как и, в свое время, столкновение французского CERISE с обломком ракеты Ariane, нанесло удар по скептикам, утверждавшим, что вероятность серьезного столкновения мала, и апеллировавшим к факту редких гарантированных регистраций столкновений. Вместе с тем, известный специалист Пулковской обсерватории А.С. Социлина, исследуя орбитальное поведение КА на ГСО, показала, что, по крайней мере, 40 из них испытали столкновение с относительно крупными КО [Sochilina et al., 1998]. Эксперты говорят, что непрогнозируемые возмущения в движении нефункционирующих геостационарных КА за последние годы участились. Это может говорить о росте числа их столкновений с фрагментами разрушений, в результате чего появляется множество новых фрагментов.

Итак, 10 февраля 2009 г. действующий КА обеспечения глобальной спутниковой связью объектов США «Иридиум-33» (всего в космической системе «Иридиум» 70 спутников, действующих на этой рабочей высоте) столкнулся с уже не функционирующим российским ИСЗ «Космос-2251» (спутник класса «Стрела-2М», диаметр 2,05 м, гравитационная штанга длиной 18 м, масса 900 кг). При запуске в 1997 г. «Иридиум-33» стоил около 50 млн дол. Представитель министерства обороны США признал ошибку в расчетах траектории американского спутника и что его столкновение с российским стало для Пентагона неожиданностью (<http://lenta.ru/news/2009/02/13/collision/>).

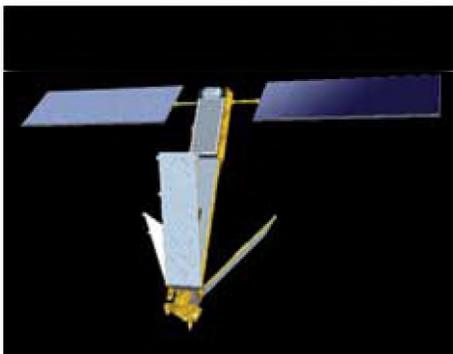


Рис. 3.36. КА «Иридиум-33»

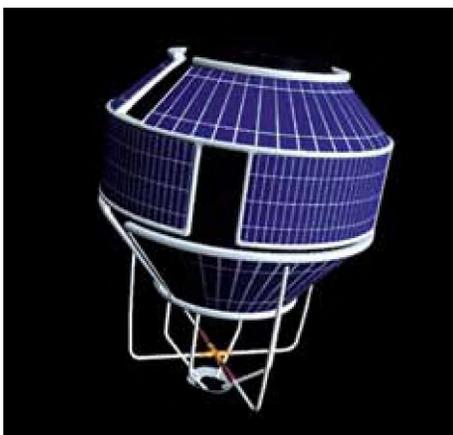


Рис. 3.37. КА «Космос-2251»

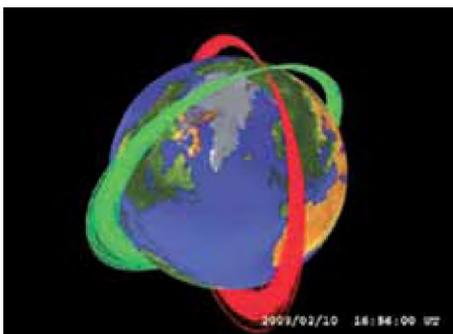


Рис. 3.38. Положение орбитальных плоскостей аппаратов «Иридиум-33» и «Космос-2251» в момент столкновения [Satellite..., 2009]

Габаритные размеры ИСЗ «Иридиум-33» оцениваются как 2×1 м, масса 560 кг. Столкновение произошло над районом крайнего севера Сибири на высоте около 790 км при относительной скорости 11,646 км/с с образованием большого числа обломков. Наклонения орбит спутников составляли 86,4 и 74,0°, соответственно. Плоскости орбит в момент столкновения пересекались почти под прямым углом (рис. 3.38).

В январе 2013 г. СККП США был зарегистрирован 2201 фрагмент обоих аппаратов. Представитель НАСА Николас Джонсон заявил, что фрагменты спутников, разлетевшиеся на высоты 500...1300 км, скорее могут представлять опасность для космического телескопа «Хаббл», который находится на высоте 565 км, чем для МКС, находящейся ниже.

Количество фрагментов, образовавшихся в результате разрушения ИСЗ «Космос-2251», более чем вдвое превысило таковое от разрушения «Иридиум-33», что приблизительно соответствует соотношению масс исходных объектов. После их столкновения объем каталога КО СККП США увеличился на 15,6 % (2347 КО), а количество некаталогизированных, но сопровождаемых СН, возросло на 6000 КО [Space Security..., 2010].

Более детальный анализ столкновения КА «Иридиум-33» и «Космос-2251» можно найти в работах [Kelso, 2009; Makarov et al., 2011; Matney, 2010; Nazarenko, 2009b, 2011; Satellite..., 2009].

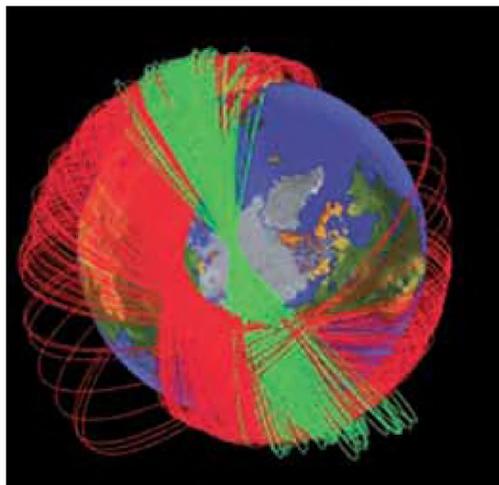


Рис. 3.39. Эволюция орбит фрагментов разрушения ИСЗ «Иридиум-33» и «Космос-2251» через шесть месяцев после столкновения

Суммарное количество мелких фрагментов (размером около 1 см) от ИСЗ «Фенгюнь-1С», «Иридиум-33» и «Космос-2251» по данным радиолокаторов «Хэйстэк» и ХЭКС составляет более 250 000, а крупных (крупнее 10 см) — более 5500 [Update..., 2010]. Только в результате этих двух катастрофических событий объем каталога КО скачком увеличился на 60 %.

В результате прецессии орбит обломков столкнувшихся аппаратов из-за значительного разброса векторов, полученных ими после столкновения импульсов, охваченные ими области вокруг Земли стали постепенно расширяться (рис. 3.39).

К 1 июля 2012 г. официально каталогизировано более 5500 фрагментов этих трех разрушений, а к январю 2013 г. — 5579, около 90 % из которых (точнее, 4897 по каталогу КО СККП США за январь 2013 г.) остаются на орбитах (не говоря уже о мелких осколках). Они составляют 36 % от всех КО, образующих популяцию LEO (до 2000 км) или пересекающих эту область. При этом продолжилось расширение областей их орбит. Как видно на рис. 3.40, орбиты обломков КА «Фенгюн-1С» и «Космос-2251» полностью окутали Землю. Расширение облака обломков «Иридиума-33» происходит медленнее. Это объясняется тем, что орбита КА была близка к полярной (наклонение 86,4°) и поэтому орбитальные плоскости его фрагментов прецессируют медленнее [Status..., 2012].

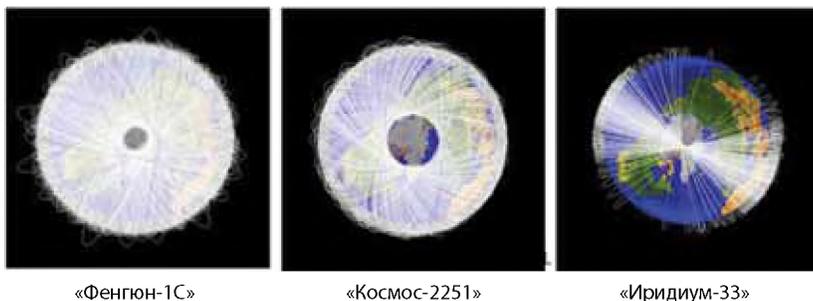


Рис. 3.40. Результат эволюции облаков обломков трех КА к 1 июля 2012 г.

Насколько серьезно было воспринято столкновение КА «Иридиум-33» и «Космос-2251» научной и административной общественностью, можно судить по тому факту, что уже в апреле 2009 г. были проведены слушания в Конгрессе США под девизом «Сохранение космической среды для гражданского и коммерческого использования». Перед Комитетом Палаты Конгресса по науке и технологиям (Подкомитет по космосу и аэронавтике) выступили генерал-лейтенант Ларри Джеймс от Стратегического командования США, Николас Джонсон — руководитель подразделения НАСА по проблемам техногенного засорения космоса, Ричард Дарбелло от Генеральной корпорации Интелсат и Скотт Пэйс от Института космической политики Университета им. Джорджа Вашингтона (рис. 3.41) [Congressional..., 2009].

В июне 2009 г. в Вене на своем ежегодном собрании Комитет ООН по мирному использованию космоса (COPUOS) заслушал ряд докладов, инициированных столкновением «Иридиума» и «Космоса». Бригадный генерал Сьюзен Хелмз (бывший астронавт) объявила, что Стратегическое командование США изыскивает возможности проведения оценки опасных сближений для большего числа действующих КА. Николас Джонсон сообщил последние данные о природе облака осколков от столкновения спутников и его возможной эволюции [United..., 2009].



Рис. 3.41. Слева направо: генерал-лейтенант Ларри Джеймс, Николас Джонсон, Ричард Дарбелло, Скотт Пэйс



Рис. 3.42. КА «Фобос-Грунт» в сборке (вверху) и в полете (<http://day.zp.ua/news/32307.html>)

Единственная польза от историй, происшедших с КА «Фенгюн-1С», «Иридиум-33» и «Космос-2251», в том, что они помогают понять процесс фрагментации крупных объектов в космосе при столкновениях и предоставляют редкую возможность для проверки и калибровки моделей фрагментации по реальным данным.

Очередные взрывы двигателей осадки топлива массой примерно 55 кг блоков DM PH «Протон», использовавшихся для вывода навигационных ИСЗ «Космос-2434–2436» в декабре 2007 г. и ИСЗ «Космос-2079–2081» в мае 1990 г., наблюдались 18 августа и 17 ноября 2011 г. соответственно. Это были 38 и 39-е события такого рода [Only a Few..., 2012].

Перигей орбиты списанного и пассивированного КА GOES-10 5 сентября 2011 г. скачком снизился на 20 км, что эксперты смогли объяснить только столкновением с небольшим фрагментом КМ [Two Derelict..., 2012].



Рис. 3.43. Спутник Марса Фобос

Российская автоматическая межпланетная станция «Фобос-Грунт» была запущена 9 ноября 2011 г. и предназначалась для доставки образцов грунта с естественного спутника Марса Фобоса на Землю (рис. 3.42, 3.43), определения физико-химических характеристик грунта, исследований происхождения спутников Марса, процессов взаимодействия его атмосферы и поверхности, взаимодействия малых тел Солнечной системы с солнечным ветром. Однако в результате нештатной ситуации не произошло расчетного срабатывания маршевой двигательной установки перелетного модуля. АМС не смогла покинуть окрестность Земли и осталась на низкой опорной орбите. После неудачных попыток оживить АМС она 15 января 2012 г. вошла в плотные слои атмосферы, а ее несгоревшие обломки упали в 21:45 МСК в Тихий океан (<http://www.interfax.ru/print.asp?sec=1448&id=226017>).

В четвертый раз за пять лет 26 февраля 2012 г. третья ступень китайской РН Long March-3 (CZ-3) взорвалась вскоре после доставки полезного груза на высокоэллиптическую геосинхронную переходную орбиту. Это произошло через два дня после успешного вывода (24 февраля) навигационного спутника Beidou-G5 на орбиту 200...36 000 км с наклоном 21°. Третья ступень массой 3 т, длиной 12,4 м и диаметром 3 м осталась на ГТО. СККП США обнаружила несколько десятков обломков, свидетельствующих о катастрофическом разрушении РН. После двух подобных взрывов Китай в 2005 г. принял решение о стравливании остатков топлива из ступеней после отделения полезного груза. Такая пассивация была осуществлена на РН серий LM2 и LM4. Введение подобной процедуры на ступенях РН серии LM3 (работающих на жидком водороде и кислороде) в 2011 г. еще не было завершено.

Верхняя ступень РН «Протон Бриз-М» взорвалась 17 октября 2012 г. аналогично тому, как это случилось в 2007 и 2010 гг. Из-за неисправности она не смогла вывести на орбиты два спутника Telkom-3 и Express-MD2 6 августа того же года. После неудачи при запуске она осталась на орбите с наклоном 49,9°, перигеем 265 км и апогеем 5015 км. Оба спутника вскоре автономно освободились от ступени. Последняя включала центральный топливный бак с 5,2 т горючего и вспомогательный бак первоначально вмещающий 14,6 т топлива. Диаметр ступени составлял 4 м, длина — 2,65 м (рис. 3.44).



Рис. 3.44. Центральный бак ступени «Бриз-М» и главный двигатель, вставляемый во вспомогательный топливный бак [New Russian..., 2012]

К 19 октября 2012 г. СККП США отслеживала более 700 обломков от разрушения ступени.

Более полный обзор событий в космосе, происшедших с самого начала космической эры, можно найти в выпускаемых НАСА сериях Chronology и Orbital Debris Quarterly News [Accidental..., 2005; Cizek, 2001; History..., 2004; Johnson et al., 2008; Krisko, 2006; Portree, Loftus, 1993, 1999 и др.].

3.3. Каскадный эффект

В ОКП идет самопроизвольный процесс повышения энтропии вследствие взрывов, столкновений, деградации поверхностей КО (под воздействием агрессивной среды).

Пока столкновения в космосе не затрагивали крупных КО и не выводили из строя дорогостоящих и выполняющих важные государственные, социальные, экономические и даже стратегические функции КА, они оставались незамеченными как в прямом, так и в переносном смысле. Но после гибели французского КА CERISE и американского «Иридиума-33», учащения маневров уклонения МКС от столкновений с КМ проблема опасности столкновений и их предотвращения стала выходить на передний план как в кабинетах менеджеров, конструкторов и исследователей космической техники, так и на страницах прессы.

Столкновения, как и взрывы, особенно опасны своими последствиями — образованием множества осколков и расширением занимаемой ими орбитальной области вследствие разброса векторов начальных скоростей образовавшихся фрагментов. И это расширение начинается сразу после разрушения взорвавшегося (или столкнувшихся) КО. Но этим дело не ограничивается. Дональд Кесслер из Джонсоновского космического Центра НАСА первым обратил внимание на то, что при достижении определенной критической плотности мусора в космосе или некоторых орбитальных областях в результате все возрастающего числа столкновений может начаться стремительно расширяющийся цепной процесс образования вторичных осколков, т.е. так называемый «каскадный эффект», или «синдром Кесслера». В этой, самой трагической фазе процесса засорения ОКП *космический мусор приобретает уже некий агрессивный характер*, которому мало что можно противопоставить. Это как пожар: легче предотвратить, чем тушить.

Впервые свою гипотезу Дональд Кесслер опубликовал в 1978 г. [Kessler, Cour-Palais, 1978]. Первые исследования каскадного эффекта были проведены в работах [Eichler, Rex, 1992; Kessler, 1991; Kessler, Cour-Palais, 1978; Potter, 1993], а одни из последних в работах [Назаренко, 2010; Kessler et al., 2010].

Вероятность столкновений в любой орбитальной области растет приблизительно пропорционально квадрату количества КО. При этом каждая орбитальная область имеет свою «критическую плотность» КО. Другими словами, в орбитальной области должно присутствовать достаточное количество объектов с большой массой для обеспечения в результате столкновений прироста фрагментов, превышающего убыль КО в результате схода с орбиты (например, под действием атмосферного торможения или принудительного снятия КО с орбит). Как только эта критическая плотность будет достигнута, образовавшиеся в результате столкновений фрагменты становятся главной причиной все возрастающей частоты новых столкновений, хотя временной масштаб событий может быть растянут здесь на десятки и сотни лет.

В 1990-х гг. уже существовали орбитальные районы, в которых пространственная плотность КМ превышала критический уровень. На рис. 3.45 показано, как изменяется с высотой критическая плотность КМ в низкоорбитальной области, зависящая от таких факторов, как сопротивление атмосферы,

152 размеры КО, распределение наклонений орбит и др. [Kesler, 1991]. Орбитальные области, в которых реальная плотность КМ превышает критическую, заштрихованы (это районы от 900 до 1000 км и около 1500 км). В них популяция КМ будет увеличиваться количественно, даже если не будет притока новых КО извне. При этом ввиду наличия синдрома Кесслера количество фрагментов от столкновений растет экспоненциально. Это видно из сравнения распределений каталогизированных КО по высоте по состоянию на 1999 и 2010 гг. (см. рис. 2.14 и 2.15).



Рис 3.45. Критическая плотность в низкоорбитальной области

Для среднеразмерного и мелкого КМ эта разница была бы еще более впечатляющей, так как в результате столкновений КО мелких осколков образуется значительно больше, чем крупных, и еще больше, чем при взрыве (см. например, рис. 2.1).

Конечно, запуски новых КО (вместе с их РН и сопутствующим КМ) и взрывные разрушения также вносят вклад в рост популяции КМ в этих орбитальных районах, тем более что они наиболее привлекательны для функционирования многих типов КА и поэтому пользуются повышенным спросом. Соответственно «оптимизация» условий возникновения каскадного процесса столкновений КО там будет поддерживаться постоянно.

В низкоорбитальных районах ОКП, в которых еще не достигнута критическая плотность КО, она может повыситься за счет фрагментов от столкновений в соседних. Ранее уже говорилось о том, что многие фрагменты, образовавшиеся в результате столкновений, отделяются с очень высокими скоростями, и их орбиты распределяются довольно широко в пространстве. За счет этого явления, а также из-за того, что фрагменты от столкновений в верхних районах низкоорбитальной области будут постепенно снижаться ввиду сопротивления атмосферы, в прилегающих районах, в которых критическая плотность еще не достигнута, реальная плотность будет повышаться. Кроме того, фрагменты от столкновений ВЭКО с НОКО будут пересекать низкоорбитальные районы на очень высоких скоростях, создавая дополнительную угрозу столкновений и провоцируя каскадный эффект.

Высокие орбитальные районы (объем которых увеличивается с ростом высоты) обычно менее засорены, чем низкие. И скорости столкновений там ниже, что обуславливает образование меньшего числа фрагментов при столкновениях. При этом осколки распространяются шире, чем на низких орбитах (см. подразд. 1.1 и рис. 1.3), что снижает вероятность новых столкновений в исходном орбитальном районе. Эти факторы не способствуют быстрому развитию каскадного эффекта на высоких орбитах.

На ГСО, в окрестности которой скорость столкновений мала и векторы скоростей КО при их сближении в большинстве случаев близки к коллинеарным, даже если столкновение случится, осколки распространятся в гораздо большем объеме, чем на более низких орбитах, и каскадного эффекта придется ждать, возможно, тысячи и десятки тысяч лет [Kessler, 1993]. Так что в отличие от низкоорбитальных областей на ГСО популяция КМ будет расти в основном за счет взрывов и продолжающихся запусков новых КА, а не из-за столкновений. И хотя геосинхронной области и, в частности, окрестности ГСО не грозит каскадный эффект (по крайней мере, в обозримом будущем) и опасность КМ довольно мала, тем не менее, она будет сохраняться и только возрастать в течение тысячелетий. КМ там будет только накапливаться.

Начало цепной ядерной реакции трудно не заметить, она развивается стремительно, в ничтожные доли секунды. С синдромом Кесслера дело обстоит иначе именно из-за масштаба времени. Оказывается, не так просто понять, начался цепной процесс или нет. Ввиду растянутого масштаба времени судить приходится и по косвенным признакам. Именно поэтому среди ученых нет единодушного мнения на этот счет. Трудность осмысления этого явления двойная: нельзя точно предсказать начало процесса и нужно уяснить временной масштаб его развития. И то, и другое сильно зависит от многочисленных исходных неопределенностей. Последние доставляют большие неприятности при моделировании соответствующих процессов, снижая достоверность результатов.

Многие независимые модели будущей популяции КМ подтверждают, что каскадные столкновения уже происходят на околоземных орбитах [Назаренко, 2010; Kessler, 1991; Kessler, Cour-Palais, 1978; Kessler et al., 1993, 2010; Potter, 1993; Rex, Eichler, 1993; Rossi et al., 1993; Su, 1993; Talent, 1992 и др.]. Они в своей основе имеют различные методологии и отличаются одна от другой ключевыми исходными данными и параметрами, такими как начальная популяция, количество и распределение осколков, образующихся при взрыве и столкновении, и т.д. Однако их прогнозы дают схожие результаты. Все они предсказывают «более чем линейный» (скажем прямо, экспоненциальный) рост популяции КМ в области низких орбит на следующее столетие.

Еще в 1993 г. Э. Поттер [Potter, 1993] привел свидетельства уже начавшегося каскадного процесса в некоторых областях орбит, в частности, на высотах 900...1000 км. Результаты наблюдений, анализа, расчета и моделирования указывают на значительный рост частоты столкновений в этом диапазоне высот. На рис. 3.46 в логарифмическом масштабе дано сравнение числа столкновений в год с частицами размером 0,1...1 см в 1990 и 2020 гг.

По мнению некоторых экспертов [Назаренко, 2010], каскадный эффект уже начался для малоразмерной и не только фракции КМ [Potter, 1993]. Для

крупных КО этот процесс, по мнению ряда ученых, еще явно не наблюдается, но конструкторы уже давно вынуждены бронировать КА. Достаточно взглянуть на возвращенные на Землю экспонированные в космосе поверхности, посмотреть историю зарегистрированных столкновений (а последние характеризуют лишь долю реальных столкновений), результаты прогнозирования засоренности на сотню лет вперед, и эти опасения становятся убедительными. Практически в каждом номере периодического (ежеквартального) журнала НАСА "Orbital Debris Quarterly News" публикуются сообщения об очередных столкновениях в космосе.

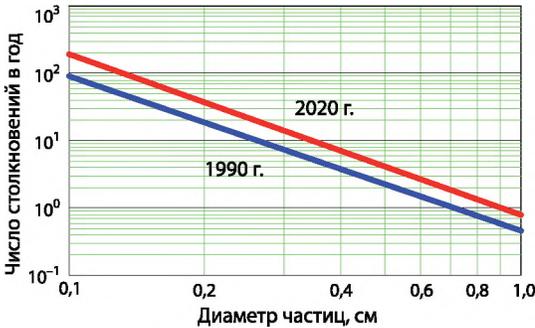


Рис. 3.46. Частота столкновений с частицами различных размеров на высотах 900...1000 км

Каскадный процесс столкновений не обязательно будет охватывать полностью все ОКП. Орбитальная область, в которой он начнется, должна отвечать следующим требованиям:

- достаточно высокая плотность КО;
- не очень сильные атмосферные возмущения;
- достаточно высокие скорости столкновений.

Смысл второго требования — количество выбывающих из данной области КО не должно снижать плотности потока КМ в ней.

Перечисленные условия обеспечивают весьма значительное число высокоэнергетических столкновений — основу быстрого развития каскадного процесса.

Коль скоро каскадный процесс столкновений начался, его нельзя остановить снижением частоты запусков новых КА и даже их прекращением, поскольку он самодостаточен и поддерживает сам себя. Если в данную орбитальную область, в которой начался цепной процесс столкновений, прекратить приток новых масс извне, число столкновений, в конце концов, начнет снижаться, но не ранее, чем через сотни и тысячи лет, так как большинство крупных КО будет продолжать разрушаться на мелкие обломки и осколки. Эти последние послужат причиной дальнейших, вторичных столкновений. В этом есть аналогия с обычной ядерной цепной реакцией. Из-за резко возросшего количества вторичных КО вероятность столкновений действующих КА с КМ может оказаться очень высокой.

После начала каскадного процесса при достижении некоторой критической плотности засоренности ОКП его развитие поддерживается тремя главными факторами: большим количеством образующихся при столкновении КО осколков (из-за высокой энергии столкновений даже при небольшой массе одного из участвующих в нем КО); высокой скоростью КО, которая не только квадратически усиливает энергию столкновений, но и позволяет КО за короткое время «пронизывать» гигантские области космоса, тем самым увеличивая шансы столкновения; орбитальной замкнутостью КМ в ОКП, из-за которой продукты разрушения (т.е. «размножившийся» КМ) в основной своей массе остаются в ОКП, увеличивая вероятность дальнейших столкновений.



Рис. 3.47. Патриарху исследований техногенной засоренности ОКП, «автору» каскадного эффекта Дональду Кесслеру вручают награду имени Джерома Ледерера «Пионер космической безопасности» 2008 г. Международной ассоциации оценки достижений в области космической безопасности [Don Kessler..., 2009]

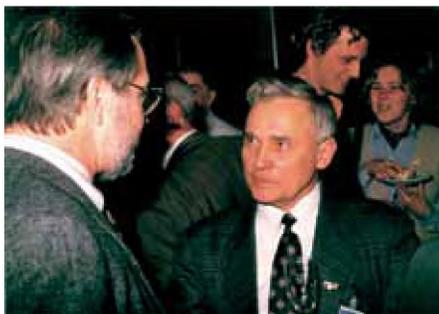


Рис. 3.48. Автор беседует с создателем теории каскадного эффекта Дональдом Кесслером

Некоторые продукты разрушения из-за большого разброса начальных орбитальных параметров могут покинуть окрестность Земли, но эта возможность нарушает замкнутость ОКП лишь теоретически и не может считаться определяющей в рассматриваемом процессе. Тем более, что пока эти частицы будут избавляться от земного притяжения, они по пути смогут успеть столкнуться с КМ или действующими КА.

156 Итак, главной потенциальной опасностью со стороны КМ представляется перспектива развития каскадного эффекта, который приведет к практической невозможности использования ОКП в научных, исследовательских, хозяйственных, коммерческих, военных и других целях. При этом может сильно пострадать экологическая обстановка на Земле. А, возможно, это уже не перспектива, а реальность, и катастрофические столкновения действующих КА CERISE в 1996 г. и «Иридиума-33» с «Космосом-2251» в 2009 г. сигнализируют о начале «синдрома Кесслера» [Liou, 2011a] (рис. 3.47, 3.48).

3.4. Столкновения с мелким космическим мусором

Для корректной оценки роли мелкого КМ в воздействии среды на КО нужно прежде всего избавиться от порочного убеждения, что крупные КО представляют действительно серьезную угрозу для действующих КА, а мелкий КМ их только поцарапает. Во-первых, если крупный КО способен полностью разрушить КА, то мелкий КМ может вывести из строя его некоторые важные внешние устройства, узлы и блоки. Во-вторых, мелкая частица при столкновении с КА с относительной скоростью 14...15 км/с и более может нанести ему ущерб более ощутимый, чем крупный осколок, столкнувшийся с КА при малой относительной скорости. В-третьих, у КА есть крайне уязвимые места, как, например, оптические поверхности, солнечные панели и т.п., для которых нежелательна встреча даже с очень мелким КМ, так как и легкая царапина обернется для них ощутимым повреждением. В-четвертых, крупный КМ без проблем отслеживается с помощью наземных СН, что позволяет легко и своевременно рассчитать и осуществить маневр уклонения КА от столкновения с ним.

Результат удара сантиметровой алюминиевой сферы в 0,5-сантиметровую оболочку КА на скорости 10 км/с — типичный пример повреждения от КМ. По данным американских исследователей [Orbital..., 1995], такой удар может полностью расплавить или, по крайней мере, частично испарить саму ударившую частицу и сделать пробоину в стенке КА с входным отверстием диаметром 3,3 см и выходным — 2,7 см. Сила удара, вызванная расширяющимся расплавом частицы КМ и материала стенки, распространяясь на компоненты КА, расположенные в 2,5 см позади пробитой стенки, может превысить допустимую нагрузку для большинства материалов структур КА. В 15 см позади стенки она будет все еще близка к нагрузке, допустимой для обычно используемых алюминиевых сплавов.

Удары мелкого КМ в хрупких материалах могут создавать трещины, распространяющиеся далеко за пределы кратеров и пробоин (см. рис. 3.24) [Hyde et al., 2007]. Они могут приводить к локальным образованиям плазмы, которая может вызывать разряды и другие нарушения в электронном оборудовании, солнечных панелях, и т.д. Повреждения от ударов КМ зачастую сочетаются с другими видами воздействий внешней агрессивной среды (атомарный кислород, ультрафиолетовое излучение) и вызывают в итоге большие повреждения, чем сумма индивидуальных повреждений от каждого фактора в отдельности — супераддитивная функция композиции.

И очень мелкие частицы способны вызвать серьезные повреждения. Например, частица диаметром 0,75 мм, ударяющаяся в 0,5-сантиметровое алюминиевое внешнее покрытие двигателя ориентации солнечных панелей, приведет к образованию осколков внутренней стенки покрытия и повредит двигатель. Частица диаметром 1 мм на относительной скорости 10 км/с может пробить радиатор с тонкостенными трубами охлаждения (какие используются в космических реакторах). Если в контуре охлаждения не предусмотрено автоматическое перекрытие или «отсечка» пробитых труб радиатора, может произойти утечка охладителя.

Даже если удары мелкого КМ не вызывают серьезных структурных повреждений, создаваемые ими сколы, кратеры, пробоины, царапины, мелкие трещины приводят к постепенной деградации поверхности КА, ослабляя ее и делая более уязвимой для воздействия агрессивной внешней среды.

Не удивительно, что основное внимание исследователей воздействия КМ на КА обращено именно на мелкий КМ. Этим объясняется и большой объем соответствующих публикаций. Мелкие частицы сталкиваются с подобными себе и крупными гораздо чаще, чем крупные КО между собой. При этом генерируются обширные потоки мелких частиц, часть которых покидает окрестности Земли, но большинство после недолговременной концентрации в области столкновения остается на долго живущих ВЭО. Это подтверждается и измерениями с LDEF. Например, тыльная поверхность этого КА испытала столкновения с малоразмерным КМ, следы которых можно объяснить только высокой эллиптической орбит оставивших их частиц [Kessler, 1992]. Большинство из этих частиц — чешуйки отслоившейся краски и частицы оксида алюминия. В то же время, во многих кратерах на тыльной поверхности LDEF были обнаружены медь, серебро, никель, нержавеющая сталь, которые могли быть оставлены фрагментами конструкционных или электрических компонент неизвестных КА [Horz, 1992]. Эксперимент с LDEF засвидетельствовал наличие довольно интенсивных долгоживущих потоков мелкого КМ, происхождение которых можно объяснить их точечным источником — столкновением или взрывом КО [Mulholland et al., 1991].

Вероятность столкновения КА с частицами диаметром не более 1 мм в полете даже сравнительно небольшой продолжительности практически равна 1. Сомнения в этом тут же исчезают при первом взгляде на поверхность возвращенного из космоса КО. Поверхности КА Eureca, LDEF, Solar Max, PALAPA и др., возвращенных на Землю после нескольких лет пребывания в космосе, оказались испещренными множеством изъянов, оставленных частицами КМ.

К 1995 г. после 70 полетов «Шаттл» было заменено 60 иллюминаторов из-за повреждений от ударов КМ. Повреждения были вызваны ударами частиц размерами с крупинки соли, движущимися со скоростью 8...10 км/с. По данным НАСА на март 1997 г., в течение последних 16 месяцев эксплуатации «Шаттл» КМ настолько серьезно повредил их иллюминаторы, что 18 окон пришлось заменить, а каждое стоило тогда более 50 тыс. дол. Иллюминаторы «Шаттл» состоят из трех бронестекол — двух внутренних (компресс-окна), обеспечивающих нужное давление в кабине экипажа, и одного наружного, защищающего два внутренних от ударов КМ. В среднем после каждых двух полетов у шаттла приходится заменять все иллюминаторы. Это приблизительно 1 раз в год. И все это последствия столкновений с мелким КМ.

158 Наиболее уязвимыми у КА оказались солнечные панели. На некоторых аппаратах они уже через 3 мес. полета оказывались выведенными из строя. Повреждение обшивки КА, иллюминаторов, солнечных батарей, антенн, топливных и газовых баллонов, других навесных элементов если и не выводит их преждевременно из строя, то, во всяком случае, сокращает срок их службы. А это — удорожание освоения космоса, эксплуатации космической техники и космической деятельности вообще, снижение ее надежности и безопасности, а также сильная нагрузка на бюджет, т. е. на карман налогоплательщика.

Из-за трудностей обнаружения КО размером меньше 1 м на ГСО и даже регистрации самих разрушений, порождающих малые осколки, статистика и характеристики столкновений и их последствия плохо изучены. Измерительные данные об объектах на ГСО (в отличие от НОКО) получают лишь эпизодически.

Единственное, что известно наверняка, столкновения на ГСО ввиду сравнительно низких относительных скоростей в среднем менее опасны и повреждения от них гораздо менее вероятны и не так катастрофичны, как в низкоорбитальной области. Поэтому на ГСО КА защищают только от микрометеороидов, но не от техногенного КМ. Причем эти знания получены теоретически. Тем не менее, очень важно лучше понять истинное состояние среды в области ГСО, особенно характеристики потоков средне- и малоразмерного КМ, так как в этой орбитальной области работают наиболее дорогостоящие КА. ГСО — это крайне ограниченный по емкости и весьма ценный ресурс для размещения там новых аппаратов, а время существования КО на ГСО — десятки, сотни тысяч и миллионы лет [Interagency Report..., 1995].

Большим белым пятном в представлениях о мелком КМ являются источники его образования и эволюция. Характеристики популяции мелкого КМ сильно зависят от времени, и прогноз долгосрочной эволюции — крайне важный, но почти не тронутый пласт для исследований.

3.5. Возможности и средства оценки повреждений

Во-первых, осмотр и первичный анализ повреждений от ударов КМ возможен непосредственно в космосе силами космонавтов. Так было на МКС, телескопе «Хаббл», и еще ранее на советских орбитальных станциях и комплексах. Известно также множество случаев возвращения на Землю экспонированных в космосе поверхностей и самого тщательного их анализа в лабораторных условиях [LDEF..., 1993]. Очень много полезной и необходимой информации для исследований воздействия КМ и проектирования КА дают наземные лабораторные испытания материалов и техники с применением сверхскоростных ударов. В качестве вспомогательного средства используют компьютерное (аналитическое и цифровое) моделирование.

В наземных лабораториях исследуются:

- непосредственные результаты ударов КМ или его имитаций;

- воздействие ударов КМ на функциональные характеристики КА и его компонент, их надежность, живучесть;
- эффективность методов противодействия повреждениям от ударов КМ (защитные покрытия, их материалы, конструкция, компоновка);
- разрушения КО (КА, РН, крупного КМ) в результате взрывов и столкновений, образование осколков.

При этом основной метод моделирования — экспериментальный сверхскоростной удар, главная цель — выяснить, как КА или его компоненты смогут перенести столкновение в космосе с КМ. Вторая цель — уточнить влияние этих явлений на процесс засорения ОКП. Поскольку практически нереально и экономически накладно построить целый КА для последующего разрушения в лаборатории, и испытания в основном проводятся на отдельных компонентах КА и их сборках (топливные баки, связи проводов, изоляционные материалы, структурные блоки). Подробнее в работах [Christiansen, 1990; Christiansen, Ortega, 1990; Schneider, Stilp, 1993; Whitney, 1993].

В рамках сотрудничества японского университета Кюсю и подразделения НАСА по проблемам техногенного засорения космоса недавно было проведено семь уже натуральных ударных тестов, где целями служили реальные КА — микроспутники размерами от 15×15×15 до 20×20×20 см, массой до 1,5 кг. Каждая цель была полностью оборудована функциональной электроникой (включая контуры, батареи, приемники, передатчики). В двух последних тестах на спутниках были смонтированы солнечные панели и многослойное защитное покрытие корпуса. Все цели были обстреляны снарядами различных размеров и при разных скоростях ударов. Образовавшиеся фрагменты размерами до 2 мм были собраны, изучены и каталогизированы. Результаты тестов использованы для улучшения модели разрушений НАСА [Hanada, Liou, 2009; Murakami et al., 2009].

Многие аналитические теории предсказания повреждений от ударов КМ основаны, с целью упрощения вывода математических зависимостей, на предположении сферичности формы КМ. Однако реальный КМ характеризуется большим разнообразием форм. Удар несферического тела может причинить значительно большее повреждение во многих ситуациях. Например, глубина проникновения и объем кратера от удара в толстую плоскую мишень сильно зависят от длины снаряда вдоль его оси полета в момент удара [Gehring, 1970]. Плоские снаряды в виде пластинок приводят к большим повреждениям, чем сферические той же массы и при той же скорости [Boslough et al., 1993].

Экономически нереально испытывать все компоненты при всех возможных условиях ударов КМ. Поэтому критические компоненты подвергают испытаниям в номинальных условиях, а затем обращаются к компьютерному моделированию с целью распространения полученных результатов на другие компоненты и космический аппарат в целом, а также на другие условия внешней среды.

Компьютерное моделирование служит связующим звеном между результатами обследования поверхностей, реально подвергшихся воздействию КМ, и предположениями ученых, проверяя и калибруя последние. Модели также

160 позволяют экстраполировать данные, полученные в лаборатории в ограниченном диапазоне условий, на широкий их спектр, что практически невозможно воспроизвести в лаборатории.

При проверке надежности броневых покрытий также прибегают к сочетанию натуральных экспериментов и компьютерного моделирования. Сочетание сверхскоростных тестов и компьютерного моделирования показало себя довольно мощным инструментом оценки выживаемости КА и КС в условиях ударов КМ.

Ударные испытания применяют и для исследования механизма образования осколков разрушения, образующихся при сверхскоростном столкновении в космосе. Знать это очень важно для прогнозирования эволюции популяции КМ. Однако такие эксперименты очень дороги и их проведено немного. Конечно, полученные в них результаты можно экстраполировать с помощью компьютерных моделей, но со значительной степенью неопределенности ввиду ограниченности имеющихся данных.

Существует множество экспериментальных средств для моделирования и изучения ударов КМ, с помощью которых можно воспроизвести испытания с довольно крупными снарядами, разгоняемыми до больших скоростей. Однако есть определенные границы возможностей в этом направлении. Все разнообразие форм, размеров и состава КМ пока не может быть испытано во всех диапазонах скоростей. Бывают трудности с разгоном крупных снарядов до типичных скоростей столкновений в низкоорбитальной области ОКП. Эти ограничения затрудняют проектирование защитных покрытий, адекватных действительной космической среде, снижают точность предсказания ущерба от столкновения со среднеразмерными КО, добавляют неопределенность в прогнозирование будущей популяции засоренности ОКП.

При испытании броневых покрытий КА в лабораторных условиях обычно используют ударные частицы размером 0,1...1 см и массой до нескольких грамм. Однако вполне возможно провести тест и с много более крупными снарядами, разгоняемыми до типичных скоростей столкновений на высоких орбитах.

Стандартная лабораторная двухступенчатая газовая пушка на легком газе может разгонять объекты размером до 50 мм до скоростей около 8 км/с, а некоторые пушки ускоряют, правда более мелкие объекты, до 10 км/с и выше. Стандартный снаряд — сфера, но возможны и другие формы — тонкие пластинки, длинные стержни, цилиндры [Piekutovski, 1986].

Поскольку легкогазовая пушка не может разгонять снаряд до скоростей, типичных для столкновения НОКО (10...15 км/с), были созданы ультра-сверхскоростные пушки с расширенным диапазоном скоростей специально для изучения воздействия КМ на КА, способные разгонять небольшие титановые пластинки до 15,8 км/с [Chhabilidas et al., 1992]. В России существуют крупные камеры, в которых можно квазинатурно моделировать экспериментальные орбитальные взрывы и столкновения в контролируемой среде [Fortov, 1993].

Конструкторы защитных покрытий используют в работе (как вспомогательный инструмент исследований) аналитические методы, включающие уравне-

ния «баллистического предела» [Herrman, Wilbeck, 1986; Reimerdes et al., 1993; Ryan, Christiansen, 2010]. С их помощью рассчитывают размеры частицы, оставляемой данным конкретным щитом, в функции скорости и угла удара, плотность атакующей частицы, размеры щита [Christiansen, 1992]. Цель — получение номинальных оценок толщины щита и промежутков между слоями для защиты от КМ данных размеров, допустимых скоростей и углов удара. Есть аналитические модели для предсказания повреждений от ударов и их последствий, но они несколько сложнее.

К сожалению, не хватает моделей стандартизированных оценок рисков для определения вероятностей выхода из строя компонент КА вследствие удара КМ и ухудшения рабочих характеристик компонент КА. Из-за этого последствия ударов КМ для космического аппарата и его выживаемость приходится оценивать косвенно, прибегая к рискованной экстраполяции [Orbital..., 1995].

Следует иметь в виду, что диапазон возможностей разгона частиц нужной массы, размеров и формы при моделировании ударов КМ пока ограничен. Эти ограничения затрудняют проектирование броневого покрытия КА, адекватного действительной космической среде, снижают точность прогнозирования ущерба от столкновения с сантиметровыми КО, добавляют неопределенность в предсказание будущей популяции КМ.

Другим слабым звеном в конструкциях щитов от КМ часто бывает предположение, что крупный КМ состоит из алюминия, а мелкий из оксида алюминия. В реальности же некоторые КО состоят из материалов более высокой плотности. При обследовании поверхности КА LDEF, как уже говорилось ранее, обнаружены следы ударов частиц из нержавеющей стали, серебра, меди [Hörz, Bernhard, 1992]. Щит, готовый выдержать удары алюминиевого КМ, может оказаться неспособным противостоять ударам более плотных тел.

Конечно, практически нереально испытывать щиты и другие компоненты КА против ударов КМ всех возможных размеров, масс, форм, составов во всех диапазонах космических скоростей. Здесь нужно обращаться за помощью к компьютерным моделям, откалиброванным по достаточному объему экспериментальных данных, для экстраполяции на недостающие условия испытаний.

3.6. Определение степени угрозы со стороны космического мусора для космических аппаратов и выбор мер защиты

Сейчас уже нет сомнений, что при конструировании КА и разработке программы его миссии игнорирование угрозы со стороны КМ по меньшей мере безответственно. В современном проектировании КА необходимо получить количественную оценку этой угрозы. Для этого конструктор должен проанализировать конкретную среду на пути будущего КА и четко представить себе его уязвимость при движении в этой среде.

Уже создано много аналитических и экспериментальных методов и инструментов для решения этой задачи. Но, пользуясь ими, нельзя забывать о связанных с ними допущениях, ограничениях и неопределенностях.

162 Проектирование КА и его миссии состоит из целого ряда этапов. Каждый из них в определенной, иногда весьма значительной степени связан ограничениями, следующими из решений, принятых на предыдущих этапах. Чтобы избавиться от некоторых ограничений, если в этом возникает необходимость, приходится возвращаться к более ранним этапам и проводить перепроектирование, что увеличивает стоимость проекта. Чем раньше КМ вводится как учитываемый фактор в процессе проектирования, тем дешевле обойдется проект и тем более органично и гармонично будет учтена эта реальность в окончательной версии проекта.

Для каждого нового КА решение индивидуально, отлично от решений, принятых для других КА, так как количественная мера угрозы со стороны КМ, допустимого риска, конструкции и стоимости защиты КА напрямую зависит от массы, размеров, конфигурации аппарата, его рабочей орбиты, конкретных возложенных на него задач.

Проектирование КА военного назначения должно подчиняться требованиям, подчас радикально отличным от требований к проектированию наземного вооружения. Например, при проектировании космического кинетического оружия поражения КА противника необходимо учитывать следующее. В наземных условиях выстрел снарядом (или пулей) по цели имеет результатом попадание или промах. Сразу после этого снаряд или пуля, как правило, перестают существовать как таковые, т.е. уже не представляют опасности. В космосе при промахе кинетический снаряд продолжает полет с огромной космической скоростью, и, следовательно, продолжает сохранять опасность, в том числе и для стороны, осуществившей выстрел.

Общий поток КМ, который встретит на своем пути проектируемый КА, — это функция высоты и наклона его орбиты, размеров и формы аппарата, его ориентации по отношению к вектору скорости потока КМ, продолжительности миссии, текущего уровня солнечной активности. К настоящему времени создано множество моделей засоренности ОКП (и ее прогнозирования), которые могут быть использованы для оценки потока и они постоянно совершенствуются [Kessler et al., 1989, 1994; Krisko, 2009, 2010, 2011a; Sdunnus, Klinkrad, 1993; Xu et al., 2011].

Раздел 3. Как только поток КМ определен и построено распределение углов атаки его элементов, можно оценить ожидаемое число ударов по каждой компоненте КА за заданный период времени. В этом расчете учитывается взаимное расположение компонент, экранирование каждой компоненты другими. Для этого тоже существуют методики, которые использовались еще для анализа проектов ОС «Фридом», МКК «Шаттл», КА LDEF, ОК «Мир», МКС [Christiansen, 1993; Orbital..., 1995]. Конструкторы МКС определили: вероятность того, что удар КМ вызовет в течение 1 г. критическое повреждение станции, должна быть менее 0,005 [Orbital..., 1995].

Число ударов и их характеристики — это лишь исходная информация для определения ожидаемых последствий и влияния на выполнение КА своей миссии, т.е. для оценки вероятности отказов и сбоев компонент и КА в целом. При этом нужно рассматривать следующие виды последствий ударов:

- выход из строя или повреждение критических компонент КА (часто приводящие к отказу всего КА);
- повреждения после ударов высокоскоростных фрагментов;
- воздействие импульсных нагрузок от удара;
- воздействие плазмы;
- изменение влияния данного повреждения во времени;
- поверхностная деградация от ударов.

Уязвимость КА в потоке КМ может быть определена как комбинация вероятностей отказов его различных компонент вследствие ударов КМ с учетом важности (критичности) каждой компоненты и их дублирования (избыточности).

Оценка уязвимости КА является основанием для определения степени и вида защиты. В настоящее время применяют три вида защиты — пассивная, активная и операционная («стандарт» IADC). Пассивная защита — это не что иное как бронирование КА или его компонент. Активная защита предполагает использование средств наблюдения для обеспечения заблаговременного предупреждения о грозящем столкновении и последующее применение мер защиты критических компонент КА или совершение маневра уклонения от потенциального столкновения. Операционная защита предусматривает изменение дизайна КА с допущением возможности умеренной деградации или изменения его функций с целью снижения общего риска для миссии. Задача конструктора КА — найти компромисс между стоимостью реализации каждого метода и достигаемым выигрышем. Рассмотрим эти схемы защиты подробнее.

Бронирование, с одной стороны, защищает КА от ударов мелкого и, в меньшей степени, среднеразмержного КМ, с другой, удорожает конструкцию КА, его запуск и выведение аппарата в космос, уменьшает допустимую массу полезного груза. Масса брони пропорциональна размеру и массе частиц, от которых она защищает. КА с большей вероятностью подвергается ударам мелкого КМ, чем среднеразмержного и, тем более, крупного. Так что защищать броней КА от удара крупного КО не имеет смысла по двум причинам: малой вероятности столкновения с крупным КО и бессмысленности этой затеи, если столкновение все же произойдет.

Обычно принято защищать корпус КА от ударов КМ размером до 1 см и массой до 1,46 г. От более крупных частиц броня не защищает, возможно лишь уклонение от столкновений [Interagency Report..., 1995].

Сам выбор конкретного защитного покрытия — это установление компромисса между допустимым уровнем риска повреждения КА или его критических компонент, добавленной массой щита (увеличением стоимости конструкции КА и его запуска) и допустимым снижением массы полезного груза. Не следует также забывать, что добавление брони увеличивает площадь поперечного сечения КА и его массу. Это два больших минуса как с точки зрения увеличения вероятности столкновения с КМ, так и повышения засоренности космоса в перспективе.

Некоторую роль защиты КА выполняет его скелетная конструкция, которая и без того должна быть достаточно массивной и прочной, чтобы выдержать пусковые нагрузки.

В космической индустрии используются два типа щитов — монолитный и многослойный с промежутками. Достоинство первого — простота и малый объем. Многослойный щит обеспечивает лучшую защиту от высокоскоростного КМ, чем монолитный, при той же массе материала щита. Монолитный щит естественно использовать для защиты от мелкого КМ при средних и низких скоростях удара, когда энергия атакующей частицы слишком низка, чтобы сама частица разрушилась. В этом случае щит эффективен потому, что его масса достаточно велика, чтобы абсорбировать и рассеять энергию удара.

На типичных для НОКО скоростях столкновения атакующая частица обычно расплавляется или даже испаряется, а мельчайшие осколки или расплав образуют большой кратер в щите или пробивают его насквозь, в зависимости от толщины. И чтобы в таком случае монолитный щит защищал от высокоскоростного удара (перфорации), его толщина должна быть пропорциональна второй или третьей степени скорости столкновения [Swift, 1982; Cour-Palais, 1985, 1987]. При скоростях удара более 2...3 км/с многослойный щит (например, «бампер Уиппла») эффективнее монолитного. Экспериментальные и теоретические данные показывают, что при типовой скорости удара в области низких орбит «бампер Уиппла» обеспечивает защиту, эквивалентную защите монолитного, при разнице в массе в 10...20 раз [Swift, 1982].

Когда высокоскоростной снаряд ударяется в бампер многослойного щита Уиппла, их взаимодействие возбуждает обратную ударную волну, разрушающую, расплавляющую и даже испаряющую материал снаряда. Затем более мелкие и уже более медленные частицы движутся от бампера к следующему, улавливающему слою (кэтчеру) и, ударяясь в него, распределяют энергию удара (ее оставшуюся часть) по большей площади. При этом каждая мелкая частица обладает малой энергией и создает меньший момент. Поэтому кэтчер может быть более тонким, чем монолитный щит. Многослойный щит защищает не только от высокоскоростных частиц КМ, но и от медленно летящих, которые просто пробивают бампер и останвливаются более толстым кэтчером.

Толщина бампера и кэтчера выбирается с учетом самого быстрого, самого крупного и самого высокоэнергетического из ожидаемых атакующих КО, а промежутков между ними должен оптимизировать распределение энергии КО.

Разработано много усовершенствованных вариантов щита Уиппла, снижающих суммарную массу щита, для защиты КА в данной конкретной среде и уменьшающих масштабы вторичного осколкообразования при ударе — в том числе и для защиты МКС [Christiansen, 1994; Christiansen, Kerr, 1993; Cour-Palais, Crews, 1990; Lambert, 1994].

Системы активной защиты КА прежде всего включают средства наблюдения (бортовые или наземные) для предупреждения оператора о грозящем столкновении, механизмы для защиты критических компонент КА и/или двигатели для совершения маневра уклонения от столкновения. На сегодняшний день в качестве предупреждающих сенсоров используются наземные средства наблюдения, прежде всего, СККП. По их наблюдениям рассчитываются потенциальные сближения КА (обычно, пилотируемого) с каталогизирован-

ными КО. В случае превышения вероятностью столкновения допустимого уровня риска с помощью маневровых двигателей совершается маневр уклонения. Основы маневров уклонения от столкновения изложены в работе [Foster, Stansbery, 2003] и ряде документов НАСА.

Существуют и другие проекты активной защиты. Например, бортовые сенсоры обнаруживают приближение КО, после чего закрываются шторки над чувствительным компонентом КА или он разворачивается, подставляя приближающемуся объекту более защищенную сторону. Могут также выбрасываться особые свободные щиты навстречу атакующему КО, или используется оружие направленной энергии (лазер, плазма и т.п.) для отклонения или разрушения приближающегося объекта [Schall, 1993; Settecerci, Beraun, 1993].

Проблемы всех схем активной защиты начинаются с того, что все они требуют упреждающего обнаружения опасности столкновения. Из-за возможных высоких скоростей сближения атакующего КО и защищаемого КА, зачастую более 15 км/с, это упреждение должно быть весьма значительным — потенциальную опасность бывает необходимо обнаружить за сотни километров до встречи. Система защиты должна успеть среагировать: выработать сигнал предупреждения, успешно сманеврировать или развернуть КА с соблюдением динамических ограничений, выстрелить в надвигающийся КО и т.д. При этом требуется не только обнаружение, но и устойчивое слежение за КО с целью получения наиболее точной координатной информации для выработки надежного решения о том, столкнется ли приближающийся КО с защищаемым КА. В НАСА есть модель SBRAM для предварительной оценки опасности по отношению к действующим КА со стороны каких-либо разрушающихся КО на орбите (в результате взрыва или столкновения) через дни, недели, месяцы после разрушения [Krisiko et al., 2005; Matney, 1998, 2000].

Казалось бы, естественно разместить все компоненты системы активной защиты (включая сенсоры) на борту защищаемого КА. Но это только на первый взгляд. Требования к системам, способным своевременно обнаружить на достаточном расстоянии и сопровождать среднеразмерный КО, очень высоки и практически не реализуемы на борту КА с использованием современных технологий. В частности, бортовой радар должен обладать чрезвычайно высокой мощностью, оптика должна быть от десятков до сотен сантиметров в диаметре. Кроме того, сенсоры должны иметь широкие поля зрения для обнаружения набегающих КО с различных ракурсов.

Для бортовых систем весьма проблематично обеспечить все эти требования. В работе [Orbital..., 1995] приводится такой пример и соответствующий расчет. Низкоорбитальный КА массой 1 т оборудован сенсором, способным предупреждать о потенциальном столкновении КА с расстояния 100 км с точностью, при которой КА может избежать столкновения, сместившись всего на 25 м в сторону. В заданных условиях на маневр потребуется 5 с. Для этого нужен реактивный двигатель с тягой 2 кН (для сравнения, типичные реактивные двигатели для коррекции орбит имеют тягу 1 кН). Если бы 375-тонной МКС понадобился бы такой маневр, нужен был бы реактивный двигатель с тягой 750 кН (такой же, как у второй ступени РН «Ариан-4»). К тому же, ускорение в таком маневре превысило бы допустимые g -нагрузки на выносные структуры (солнечные панели и т.п.). Снизить эти нагрузки можно было бы за

166 счет увеличения расстояния обнаружения КО, но тогда придется увеличивать мощность сенсора.

Наземные средства СККП давно уже широко используются для предупреждения о сближении действующих КА с каталогизированными КО, в том числе, МКС. Имея большое число весьма совершенных средств наблюдения, рассредоточенных практически глобально, они не испытывают дефицита времени на предупреждение. Однако у них есть ограничения на размер обнаруживаемых КО и, кроме того, требуется высокая точность прогнозирования движения КО.

Наземная система предупреждения о столкновениях должна отвечать трем очевидным требованиям:

- каталог КО системы должен содержать динамически обновляемую координатную информацию о всех опасных КО, траектории которых пересекают орбиту защищаемого КА;
- система должна обеспечивать достаточно высокую точность измерительной информации, чтобы уровень ложных тревог был низким и исключал чрезмерное число неоправданных маневров ухода;
- защищаемый КА должен быть способен реагировать на предупреждение уходом от столкновения или выполнением других активных мер защиты.

Современные системы предупреждения о столкновениях, к сожалению, не отвечают этим требованиям. Существующие каталоги КО не являются полными в части содержания объектов размером менее 10...20 см и не включают большинство потенциально опасных КО. Непредсказуемость состояния верхней атмосферы и, как следствие, неточность прогнозирования будущего положения сближающихся объектов делает неизбежным большое число ненужных маневров (из-за требования значительного упреждения выдачи сигнала предупреждения об опасности). Эта неопределенность также не позволяет точно и своевременно предсказать параметры ожидаемого столкновения для большинства существующих КА для точного расчета установок на маневр. Необходимые характеристики сенсоров для активной защиты КА достигаются сложными и дорогостоящими техническими решениями. Поэтому такую защиту имеет смысл применять только для пилотируемых и очень дорогих КА.

Даже при наличии эффективной системы предупреждения многие методы активной защиты могут оказаться физически не реализуемыми. Например, схема встречного обстрела атакующего КО требует большей мощности (десятки киловатт), чем может обеспечить современное оборудование КА. Маневр уклонения при срочном предупреждении может оказаться выполнимым лишь при наличии очень мощного реактивного двигателя и весьма жесткой конструкции КА, способной выдержать резкий маневр (не говоря уже о возможных повреждениях внутреннего оборудования и измерительных приборов).

Что касается операционной защиты, то она включает избыточность и дублирование оборудования, специальную архитектуру дизайна. Большинство схем операционной защиты направлены не на снижение угрозы удара КМ,

а, скорее, на минимизацию вероятности отказа всей системы КА из-за отказа или сбоя отдельной компоненты по любой причине, не обязательно связанной с КМ. Операционно обеспечивается лишь щадящий режим снижения качества функционирования КА при нештатном или некачественном функционировании какой-либо компоненты. Например, термопокрытие проектируется таким образом, чтобы оно сначала обеспечивало более чем достаточный термоконтроль, а его нижние слои плавно снижали свои термозащитные свойства при более жестких, чем проектные, воздействиях внешней среды. Солнечные панели устанавливаются большей площади, чем нужно для снабжения КА электроэнергией. Электронное оборудование и двигательная техника обычно дублируются в 2...3 раза. Такая операционная избыточность применяется и в многоаппаратных космических системах. Например, в американской GPS (и российской ГЛОНАСС) устанавливается больше спутников на орбитах, чем это требуется в любой момент времени.

Раздел 4. ПУТИ УМЕНЬШЕНИЯ НЕГАТИВНЫХ ПОСЛЕДСТВИЙ ОТ ЗАСОРЕННОСТИ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА И СНИЖЕНИЯ САМОЙ ЗАСОРЕННОСТИ

В Комитете IADC этим вопросом занимается специальная рабочая группа WG-4, причем, в отличие от остальных трех рабочих групп, устав IADC требует представительства в ней всех стран-членов Комитета. Этим подчеркивается особый статус этой группы и вверенного ей направления исследований проблемы КМ.

На более ранних этапах засорения космоса из-за отсутствия соответствующей грамотности в обществе господствовало снисходительное, а то и пренебрежительное отношение к рассматриваемой проблеме. Отголоски этого отношения можно иногда слышать и сейчас. Поэтому одним из коренных вопросов в решении проблемы является преодоление дилетантского к ней отношения. Школьные программы и программы вузов должны включать соответствующие курсы, содержащие хотя бы минимум знаний по вопросам техногенного засорения космоса. Конструкторы космической техники и менеджеры всех звеньев, связанные с освоением космоса, должны иметь профессиональные знания в этой области, так как от их действий в значительной степени зависит «состояние здоровья» ближайшего к нам космоса и его краткосрочная и долгосрочная эволюция. Необходимо разработать и широко распространить различные руководства в помощь конструкторам и государственным чиновникам. Они должны включать информацию о текущем и прогнозируемом состоянии среды, последствиях ее засорения, методики оценки повреждений КА и его компонент от КМ, методы пассивной, активной и операционной защиты КА. Эти руководства могут также оказаться полезными учебными пособиями для студентов.

Разумеется, решать проблему засоренности ОКП можно одновременно с разных сторон, особенно, если для этого имеются конструктивные основания. Но самая первая задача по логике вещей — это расширение возможностей всех инструментов и методов мониторинга в интересах наблюдения в первую очередь более мелких фракций КМ. Крупные КО обнаруживают и наблюдают довольно сносно, хотя многие существующие СН сильно устарели.

И это понятно: первым делом нужно очень хорошо и подробно понять и информационно освоить «противника». Это *первый логический эшелон* наступления на проблему. Здесь нужны разработка и ввод новых, специализированных средств обнаружения и наблюдения элементов КМ, привлечение

существующих средств наблюдения к мониторингу засоренности ОКП. КМ имеет определенные специфические особенности, поэтому желательна специализация СН для более эффективного его обнаружения и отслеживания.

Заметно улучшить мониторинг ОКП могло бы создание более мощных и высокочастотных РЛС, однако у этой стратегии тоже есть предел. Мощная РЛС наземного базирования с рабочей частотой 30 ГГц могла бы обнаруживать частицы КМ размером 1 мм на низких орбитах. Создание и эксплуатация такой станции обойдутся очень дорого, а вот дальнейшее увеличение рабочей частоты РЛС с целью обнаружения еще более мелких частиц вообще теряет смысл, так как радиоволны короче 1 см сильно поглощаются атмосферой Земли. Правда, это ограничение не относится к СН космического базирования, но при этом финансовые трудности их бортового размещения и применения возрастают.

Многие существующие СН способны успешно обнаруживать и контролировать движение некоторых классов КМ. В этом отношении мощным резервом являются средства российской СККП и ее Центр. Кажется парадоксальным (на самом деле это закономерно и легко объяснимо), что приблизительно 95 % крупных КО и в нашем, и в американском каталогах СККП — это КМ. Иначе говоря, СККП, являясь по замыслу и назначению чисто военной системой, «обслуживает по своему профилю» лишь порядка 5 % КО. При этом она уже давно использует для своих целей также измерительную информацию многих гражданских средств наблюдения (академических, вузовских). Вполне разумно и наоборот — использовать по согласованию с МО часть информации военных радиолокационных и оптических (оптикоэлектронных) средств в интересах мониторинга засоренности ОКП (как это делается в США, Великобритании, Франции). Это не будет большой нагрузкой для соответствующих подразделений МО, что подтверждается и опытом СККП США.

Что касается прогресса в отношении изучения популяции самого мелкого КМ (это большое белое пятно на карте околоземной космической среды), наблюдение которого доступно исключительно бортовым пассивным и активным контактными датчикам (техника *in-situ*), то здесь можно рассчитывать, пожалуй, только на прорыв в повышении эффективности последних. Необходимо резкое увеличение площади чувствительной поверхности таких детекторов.

Целесообразно создание и ведение единого динамического каталога КО всех размеров, накопление измерительной унифицированной базы данных и соответствующего архива наблюдений. Такой каталог и архив должны стать одними из главных продуктов национальной и интернациональной системы мониторинга ОКП. В эту базу данных должна стекаться измерительная информация от СН со всего мира, а ее содержимое должно быть доступно всем заинтересованным сторонам (прежде всего, широким группам специалистов) пусть даже на определенных (например, коммерческих) условиях.

Каталог КО СККП сегодня содержит информацию только о крупных объектах. Для обслуживания исследований проблемы КМ нужен комплексный каталог, включающий информацию и о мелких КО. Самая мелкая фракция КМ, по видимому, должна быть представлена в каталоге статистически в терминах распределений. Без достаточно полного каталога КО, ведущегося в реальном

времени с высокой точностью орбитальных и некоординатных параметров КО, невозможно проведение полноценных исследований проблемы техногенного засорения ОКП.

Очередные кампании наблюдений и расстановку контактных датчиков на борту КА нужно планировать таким образом, чтобы как можно скорее ликвидировать значительные пробелы в знаниях среды, составе популяций КМ и их характеристиках (в том числе динамических), общей картине засоренности ОКП. Эти пробелы сильно сдерживают повышение точности и надежности используемых исследователями и конструкторами многочисленных моделей текущей и будущей засоренности ОКП и, следовательно, обоснованности принимаемых и планируемых мер по борьбе с угрозой со стороны КМ.

При обязательном продолжении кампаний наблюдения КМ необходимо тщательно архивировать данные измерений, полученные во всех предыдущих кампаниях. Ценность архива пропорциональна продолжительности охватываемого им временного периода. Чем он протяженнее, тем больше анализ соответствующей информации может открыть закономерностей в динамике общей популяции КМ и ее частных категорий, и тем достовернее будут результаты анализа.

Второй эшелон наступления на проблему — это работа с конструкторами космической техники и менеджерами всех уровней. Только профессионализм в этой области позволит им до конца осознать угрозу со стороны КМ их собственному делу. Правда, наступление в этом направлении поможет получить лишь паллиативное решение — обуздать дальнейшее засорение космоса.

И все же, в первую очередь нужно сосредоточить усилия на сокращении источников порождения нового КМ. Без этого придется принимать меры по снижению опасности удара более мощным бронированием КА, усложнением (и, естественно, удорожанием) различных видов защиты. Между тем вероятность функциональных отказов все равно будет возрастать, и очищение космоса путем активного увода крупных КО в ближайшем будущем окажется еще более неэкономичным и не будет давать нужного эффекта.

Третий логический и самый сложный вопрос — это поиск путей реального снижения засоренности ОКП. Нельзя сказать, что эта задача не имеет решения. Есть только один способ, кстати, физически осуществимый — прекратить всю космическую деятельность на несколько миллионов лет. За это время ОКП, хотя и очень медленно, очистится само.

Возможные (как реальные, так и пока фантастические) методы снижения и прекращения роста будущей популяции КМ можно разделить на две категории:

- методы, снижающие краткосрочную опасность засорения ОКП;
- методы, позволяющие уменьшить эту опасность и в дальней перспективе.

Методы первой категории не направлены на снижение общей массы КМ в ОКП, т.е. не уменьшают суммарную кинетическую энергию КМ на околоземных орбитах. А именно она является источником долгосрочной опасности столкновений в ОКП [Kessler, Loftus, 1994]. Они не решают пробле-

му коренным образом, хотя и полезны в краткосрочной перспективе. Фундаментальное же решение требует уменьшения общей массы КО на орбитах. Методы первой категории помогут лишь замедлить рост опасности КМ и то только в ближайшем будущем. Гораздо важнее затормозить рост числа столкновений, прежде всего, в низкоорбитальной области. Этой цели служат технологии снятия с орбит крупных КО и перевода на орбиты захоронения крупных НОКО и КО с эллиптических орбит, пересекающих низкоорбитальную область. Но это дорогостоящие операции (особенно снятие с высоких орбит). Дешевле просто ускорить сход с орбиты — кстати, тоже эффективная мера очищения космоса. И эти последние — методы второй категории.

Рассмотрим конкретные методы обеих категорий.

Сокращение высвобождения КМ, сопутствующего запуску и функционированию КА. В подразд. 2.2 дана характеристика этого типа КМ. Он составляет порядка 10 % от количества каталогизированных КО. Существует также значительная популяция некаталогизированного КМ этого типа. Причем большинство его находится в наиболее «населенных» аппаратами орбитальных районах. Прекращение выброса в космос такого мусора реализуется довольно легко и дешево без негативного влияния на оперативные свойства КА, хотя достигнутый эффект от этого будет не так уж велик. Некоторая часть сопутствующего мусора (например, выбрасываемого из пилотируемых КК) оказывается на низких высотах и быстро сгорает в атмосфере. Но в этой области находятся ценные действующие КА, поэтому рассматриваемые методы будут полезны.

Сокращение продуктов выхлопа твердотопливных двигателей. Это не очень эффективный метод, поскольку мельчайшие частицы топлива вследствие мощного действия на них возмущающих сил имеют короткое время существования на орбитах (менее 5 % их остаются на орбитах более года [Orbital..., 1995]). Нужно либо отказываться от использования ТРД, либо радикально менять тип топлива.

Пассивация КА и РН. Цель — сохранение целостности КА и РН и, как следствие, сокращение осколкообразования от взрывов. Так как при взрыве образуется значительное количество крупных и среднеразмерных фрагментов с потенциально длительным временем орбитального существования, то сокращение числа взрывов даст существенный эффект в смысле сдерживания будущего роста популяции КМ. Единой рекомендации по предотвращению случайных взрывов нет. Но существует системный подход, называемый пассивацией КА, который предполагает следующие процедуры:

- определение всех потенциальных источников запасенной энергии, остающейся к концу функционирования КА;
- для каждого такого источника разрабатывается безопасный метод рассеивания запасенной энергии;
- активация этих методов в конце функционального существования КА.

Для устранения условий взрыва РН топливо либо выжигается, либо просто стравливается после отделения ступени от КА путем продувки баков или испарением.

Хотя конструкторы и избегают применять краску и другие материалы покрытий, быстро деградирующие во время полета КА, они не требуют, чтобы покрытие оставалось прочным как в ходе, так и после окончания миссии КА. В виду этого, недорогой мерой борьбы с образованием КМ вследствие деградации поверхности КО стало бы обучение конструкторов КА и РН в области процессов поверхностной деградации в открытом космосе и известным превентивным методам противодействия этим процессам и их последствиям.

Уменьшение осколкообразования вследствие столкновений. В принципе, прямой путь к достижению этой цели — сокращение числа столкновений с помощью маневров уклонения или удаления КО, грозящих столкновениями, из переполненных орбитальных областей.

Ранее уже говорилось, что любые меры ограничения количества КО без сокращения общей массы КМ (и, следовательно, кинетической энергии в ОКП) недостаточны для уменьшения долгосрочной угрозы столкновений. Если даже удастся создать самые совершенные системы предупреждения о грозящем столкновении, их нельзя использовать для предотвращения столкновений неуправляемых КО, потому что они не способны маневрировать. Что касается удаления КО из густонаселенных орбитальных областей, то это достигается следующими способами:

- принудительный ввод КА в атмосферу путем применения замедляющих полет приемов, или сокращение орбитального существования КА (ускорение естественного схода с орбиты);
- перевод КА на орбиту захоронения в конце активного полета;
- активное удаление КМ с орбит.

Принудительный ввод в атмосферу КА и РН и сокращение длительности существования КО. Это уже радикальные подходы второй категории. Возможные методы принудительного снятия с орбиты КА или ускорение его естественного схода с нее предполагают включение двигателя в обратном направлении (если, конечно, на борту осталось топливо), использование естественных возмущающих сил и приемы усиления торможения в атмосфере. Для этого могут использоваться специальные небольшие реактивные двигатели или выжигание остатков топлива в основных двигателях, а также изменение геометрии поверхности КА.

Чтобы иметь возможность выполнять такого типа маневры, традиционные проекты КА и РН могут нуждаться в соответствующих модификациях. Некоторые КА и РН не имеют собственных систем ориентации и коррекции орбит. Кроме них, могут понадобиться более мощные системы энергоснабжения и значительно более сложные командные системы для длительного сохранения работоспособности и возможности выполнения маневров торможения. И, конечно же, потребуется большее количество топлива (со всеми вытекающими отсюда конструктивными последствиями). В руководящих документах НАСА по снижению опасности со стороны КМ предлагается ограничивать время существования КО, пересекающих низкоорбитальную область, 25-ю годами. Но на всякие константы такого рода нужно иметь глубокое и убедительное обоснование.

Атмосферное торможение имеет сильнейшее влияние на продолжительность существования НОКО, и его имеет смысл использовать с целью ускорения погружения КО в плотные слои атмосферы. Время существования КО на эллиптической орбите можно изменять даже более резко, чем на круговой в зависимости от начальной высоты перигея. РН, запущенная на GTO с низким перигеем, гораздо быстрее сходит с орбиты, чем запущенная на орбиту с высоким перигеем. Это подсказывает эффективный и дешевый способ сокращения времени существования КО на ВЭО.

Слабые гравитационные возмущения влияют на время существования КО на GTO с высотой перигея меньше 300 км, а выбор ориентации орбиты по отношению к Солнцу и Луне может заставить лунно-солнечные возмущения работать на снижение перигея. На рис. 4.1 показано, как время существования РН изменяется в зависимости от угла между плоскостью начальной орбиты переходной ступени и Солнцем [Loftus et al., 1992]. Это очевидно подсказывает очень дешевый способ ускорения схода с орбиты некоторых КА, но для других может потребоваться существенная коррекция программ запуска, полета, функционирования и согласования с прочими требованиями миссии.

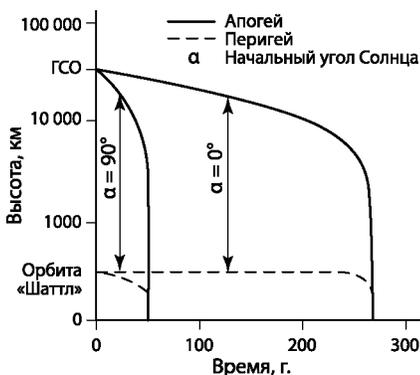


Рис. 4.1. Время существования переходной ступени вывода КА на GCO с борта «Шаттл»

На низких орбитах можно использовать аэродинамические приспособления для усиления торможения в атмосфере, например установку всевозможных насадок или изменение геометрии поверхности с целью увеличения площади поверхности. Это могут быть надувные баллоны, а чтобы они не сдувались после перфорации мелким мусором, есть способы придания им жесткости после заполнения газом.

Перевод КА и РН на орбиты захоронения в конце их активного существования. Описанные способы принудительного снятия КО с орбит и сокращения времени их существования сравнительно дешевы для НОКО или КО на эллиптических орбитах с низким перигеем. Но с ростом высоты орбиты стоимость метода неприемлемо возрастает. Есть более универсальный метод «разредить» переполненные рабочие орбиты — перевод выработавших ресурс КА на орбиты захоронения, где они уже не представляют большой

174 угрозы для действующих КА. Такие орбиты должны отстоять достаточно далеко от рабочих, чтобы естественные возмущения не вернули их вскоре назад в рабочую область. Орбиты захоронения достаточно подробно описаны в подразд. 1.1. Здесь подчеркнем лишь, что перевод КО на орбиты захоронения хоть и полезен, но не является радикальным способом борьбы с засорением космоса, так как не уменьшает общей кинетической энергии в ОКП. Этот способ снижает риск столкновений в исходном районе, но повышает его в районе захоронения. А если произойдет разрушение КА в районе захоронения, то осколки могут достигнуть и его прежней рабочей орбиты. При рассмотрении возможности перевода КА или РН на орбиту захоронения как способа снижения опасности столкновения для действующих КА нужно сопоставлять его с другими возможными способами по стоимости и эффективности. Конечно же, в перенаселенной низкоорбитальной области, где трудно найти место для орбиты захоронения, обычно более подходят методы радикального удаления КО с орбиты, тем более, что они в этой области не так дорого обходятся. Но для ГСО и области полусуточных орбит это вполне оправданная мера.

Методы активного удаления КМ с орбит. Эта идея возникла почти 30 лет назад [Liou, Johnson, 2007b; Orbital..., 1985]. Однако из-за большой технической сложности и чрезвычайно высокой стоимости подобных проектов их не относили к разряду практически реализуемых.

Удаление с орбит крупных КО требует высокочрезвычайно затратного создания специальной космической транспортной техники при сравнительно малой значительности снижения риска столкновений в результате такой операции. В работе [Petro, Ashley, 1989] дается оптимистическая оценка стоимости реализации такого подхода — более 15 млн дол. на каждый КО в нижней орбитальной области, не считая затрат на разработку маневровых систем.

Но драматические события 2007, 2009 гг. (разрушения КА «Фенгюн-1С», «Иридиум-33», «Космос-2251») и последние модельные исследования, подтвердившие явную нестабильность популяции КМ в низкоорбитальной области (ниже 2000 км), дали новый продуктивный импульс для дискуссий на эту тему. Президент США Б. Обама заявил в 2010 г., что национальная космическая политика США предусматривает проведение исследований и развитие технологий, имеющих целью активное удаление КО из ОКП, и были даны соответствующие директивы НАСА и Министерству обороны США [Liou, 2011b; President..., 2010].

Перед планированием операций по активному удалению КО встает ряд вопросов:

- в каком орбитальном районе следует осуществлять такие операции в первую очередь;
- каковы главные цели этих операций;
- какой КМ следует удалять в первую очередь;
- какой будет выигрыш от этого;
- как конкретно осуществлять эту операцию?

В свете последних исследований и событий в космосе ответ на первый вопрос — низкоорбитальная область как содержащая наиболее неустойчивую

популяцию КМ с признаками начала каскадного процесса. Засорение более высоких орбитальных областей происходит значительно медленнее.

Второй вопрос затрагивает как общие, так и частные цели. Общей целью вполне может быть максимизация отношения достигаемой выгоды к стоимости операции. Частные цели — самые разнообразные: управление ростом популяции мусора, ограничение интенсивности столкновений, смягчение последствий столкновений для конкретно выбранных КА, например пилотируемых, и т. п.

Какой мусор удалять, прежде всего, зависит от ответа на второй вопрос. Если, например, целью операции является стабилизация роста популяции КМ или снижение числа катастрофических столкновений, то в первую очередь следует удалять крупные массивные КО. Если же главной целью является снижение угрозы нарушения функционирования большинства действующих КА, то нужно настраиваться на удаление КО размером 0,5...1 см, так как они, являясь опасными в этом смысле, составляют 80 % всех КО размером более 5 мм [Liou, 2011b].

Было высказано достаточно много предложений для удаления мелкого КМ, включая и самые фантастические: «космические веники», огромные пенные шары, тормозящие фольговые ловушки, лазерные испарители наземного и космического базирования. В настоящее время не существует сколько-нибудь эффективных технологий удаления мелкого КМ, а практически все предлагаемые более или менее реалистические схемы выглядят очень дорогими.

При оценке методов борьбы с засорением ОКП необходимо учитывать:

- эффективность действительного снижения опасности КМ для космических операций, количество КО, образование которых предотвращает данный метод, массу этих КО и опасность, которой эти КО подвергали бы важные орбитальные районы;
- стоимость реализации данного метода и связанные с этой реализацией технические трудности.

Предпочтение того или иного метода — это фактически компромисс между этими двумя факторами.

Уже говорилось, что из-за больших ошибок прогнозирования движения КО в атмосфере невозможно с достаточной определенностью и, главное, своевременно предсказать место и время падения на Землю крупных обломков КО. Это не позволяет принять необходимые меры защиты жизни и имущества.

Главным тормозом улучшения точности прогнозирования движения НОКО, особенно по достижении ими самых плотных слоев атмосферы, является неопределенность, связанная со «слабым» знанием вариаций плотности верхней атмосферы, и трудности определения изменяющейся во времени площади поперечного сечения КО из-за его переменной ориентации в пространстве. Функцией этих двух характеристик является сила сопротивления атмосферы, как очень важная компонента уравнений движения КО. Из-за

плохого сегодняшнего знания этих характеристик точность прогнозирования движения НОКО теряет $\pm 15\%$, что составляет несколько, а иногда и десятки километров за сутки. Эти ошибки существенно превосходят все остальные, включая ошибки наблюдения и погрешности модели движения. Особенно недопустимы такие ошибки при расчете параметров сближения КО для программирования маневра уклонения от столкновения.

Над этой проблемой работают многие ученые, но ее решение пока не найдено. Заметно улучшить точность определения этих двух характеристик сейчас нереально. Пожалуй, единственный конструктивный выход — увеличение плотности посадки средств наблюдения и рациональное их размещение, чтобы сократить интервалы движения КО между зонами действия СН. Опять-таки, действенным этот совет является только в смысле гарантированного положительного эффекта в случае, если он будет реализован, а вот последнее проблематично ввиду высокой стоимости проекта. В то же время, если это все-таки будет сделано, этот путь (подчеркнем еще раз — физически реализуемый) ведет не только к демпфированию проблемы непредсказуемости атмосферы, но и к большему покрытию слабо контролируемых сегодня областей орбит, т.е. к более быстрому обнаружению КО, причем на большем разнообразии орбит.

В подразд. 1.4 говорилось о трудностях, испытываемых обеими СККП при обнаружении и контроле движения ВЭКО и других КО в высокоорбитальной области. Одна из причин — несовершенство используемых повсеместно методов поиска и обнаружения малоразмерных и слабоконтрастных КО. В ОКП присутствует гигантская масса элементов КМ с широчайшим разбросом орбитальных, массогабаритных и прочих индивидуальных параметров — по высотам, размерам, яркости и т.п. При этом специалисты испытывают большой дефицит измерительной информации для полноценного исследования проблемы техногенного засорения ОКП. КО различных классов требуют индивидуального подхода к их поиску и обнаружению.

Традиционные методы поиска плохо адаптируются к новым широкомаштабным популяционным изменениям в ОКП и нуждаются в совершенствовании в направлении повышения их производительности и эффективности. В настоящее время назрела необходимость модернизации всего арсенала методов поиска КО и создания методологии обнаружения мелких и слабоконтрастных КО на основе последних научных достижений в этой области. В частности, в работе [Вениаминов, 2010] предлагается новый теоретический подход к построению методов поиска таких КО по грубой априорной информации об их орбитах.

Некоторые методы, основанные на этом подходе, успешно испытаны, показали высокую эффективность и уже используются в действующих системах (например, в российской СККП, в частности, в ОЭК «Окно», базирующемся в Таджикистане [Veniaminov et al., 2005; Tretyakov et al., 2005]). Еще на этапе отработки с их помощью удалось обнаружить ВЭКО типа «Молния», считавшиеся потерянными и в течение более полугода не кооперируемые с их операторами, а также успешно пронаблюдать заданные КО на ГСО бортовым телескопом с очень узким полем зрения в космическом эксперименте с орбитальной астрономической обсерваторией «Астрон», проводив-

шется в течение более 6 лет с марта 1983 г. под руководством академиков А. Б. Северного и А. А. Боярчука.

177

За последние десятилетия во всем мире было создано много моделей засоренности ОКП, в том числе и для составления прогнозов на десятки и сотни лет вперед. Однако практически все они грешат уровнем достоверности выдаваемой информации. Одна из главных причин — весьма ощутимый недостаток исходной измерительной информации (и ее полноты) для калибровки этих моделей, особенно в части мелкого КМ.

В интересах повышения эффективности изучения проблемы КМ, оперативного получения соответствующих оценок и прогнозов необходимо постоянное совершенствование динамических моделей состояния засоренности ОКП на базе современных результатов научных исследований (в математике, физике, астрономии) и регулярного притока новых данных наблюдений КМ. Крайне актуально сейчас заполнение пробелов в знаниях о структурной и параметрической связи между хорошо наблюдаемой крупноразмерной фракцией фрагментов разрушения КО и его практически ненаблюдаемой мелкой фракцией с целью адекватной экстраполяции первой на вторую при моделировании разрушений.

Имеет смысл внимательно проанализировать архивные данные всех космических миссий, предусматривавших зондирование космоса самыми разнообразными бортовыми СН в самых различных диапазонах длин волн при выполнении задач, не связанных с наблюдениями КМ, на предмет выявления невольных наблюдений КМ, особенно мелкого. Эта «побочная» информация о КМ получена фактически бесплатно, и ею следует воспользоваться.

Международное сотрудничество могло бы помочь улучшить качество каталогов КО без особых дополнительных затрат. Это, пожалуй, самый экономичный способ существенно поднять эффективность каталогов. В каждом из них есть данные о КО, отсутствующие в других. Кроме того, между каталогами есть противоречия, анализ которых даст возможность устранить ошибки во всех каталогах. Так что взаимный обмен позволит беззатратно информационно пополнить каждый из них. В принципе, такой обмен даст возможность улучшить и точность сопровождения КО.

Идеальным шагом в интересах повышения качества мониторинга ОКП было бы объединение СККП России, США и создающейся сейчас Европейской СККП. Однако, в сегодняшней международной обстановке это лишь теоретическое предположение. Первые две системы принадлежат Министерству обороны России и США, а основа Европейской СККП РЛС GRAVES — Министерству обороны Франции, поэтому существуют определенные режимные ограничения на выдачу информации систем.

Крайне важно договориться о запрете намеренных разрушений КО, в том числе принудительных подрывов КА в конце их активного существования (так называемая самоликвидация), испытаний кинетического оружия ИС, АСАТ, ККВ. Этот вопрос, разумеется, в значительной степени политический и затрагивает такие деликатные аспекты интересов государств, как национальная безопасность. Если не удастся договориться о полном запрете

испытаний кинетического и взрывного оружия в космосе, то можно попытаться склонить заинтересованные в таких испытаниях стороны к проведению испытаний по «разумным» щадящим сценариям, которые завершались бы минимальным и недолгосрочным увеличением засоренности космоса, как это было сделано, например, американцами в 2008 г. (см. подразд. 3.2). Человечество имеет пример и опыт ответственного подхода к обращению с общим богатством — космосом — даже в таких «неприкасаемых» и амбициозных областях деятельности государств, как разработка нового вооружения.

По мере нарастания угрозы техногенного засорения космоса и, что крайне важно, ее осознания в широких слоях общества все чаще слышны голоса из самых серьезных научных, общественных и даже государственных организаций высокого уровня о необходимости принятия более радикальных мер борьбы с этой угрозой, чем реально принимаемые или планируемые. Так, Международная академия астронавтики (IAA) после фундаментального исследования проблемы, инициированного ею в конце 2006 г., пришла к выводу о необходимости сосредоточиться, в отличие от прежних, «пассивных» мер, на активном удалении из космоса больших и малых нефункциональных КО (отработавших КА, ступеней РН, сопутствующего космическим миссиям мусора), которые служат потенциальным источником дальнейшего развития каскадного эффекта.

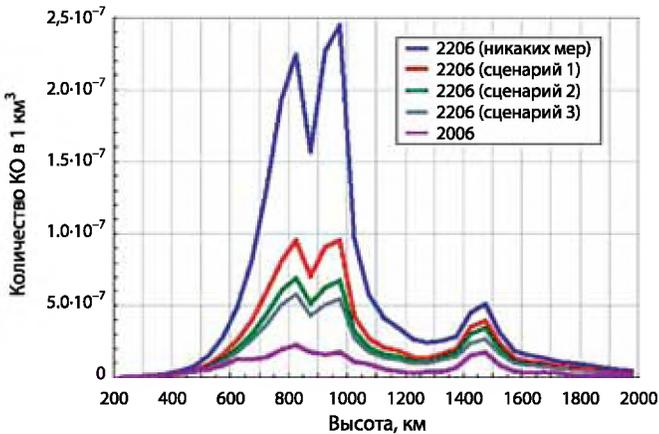


Рис. 4.2. Прогноз распределений пространственной плотности крупных КО для различных сценариев борьбы с засорением ОКП

Основным инструментом исследования служила эволюционная модель НАСА LEGEND. В качестве критерия для выбора кандидата на удаление было принято произведение массы КО на вероятность столкновения — MP_c . При этом рассматривались различные сценарии и нормы удаления — 5 (сценарий 1), 10 (сценарий 2) и 20 (сценарий 3) КО в год, начиная с 2020 г. На рис. 4.2 показан прогноз на 200 лет (на 2206 г.) распределений пространственной плотности крупных КО (>10 см) по высотам для этих сценариев. Нижняя кривая представляет распределение плотности на 2006 г., а верхняя — прогноз

этой характеристики через 200 лет при условии, что никакие меры по снижению засоренности ОКП приниматься не будут [Liou, Johnson, 2007a, b].

179

Главный вопрос стратегии активного удаления КО из космоса, как уже отмечалось, — рациональный выбор эффективных (или хотя бы физически реализуемых) и в то же время экономически оправданных (или, по крайней мере, щадящих) средств проведения этой операции. К числу таковых может быть отнесено использование направленной энергии, электро- и аэродинамических приемов (например, искусственное увеличение баллистического коэффициента), «солнечных парусов», вспомогательных двигательных установок, тормозящих поверхностей, «захват» КО на орбите и пр. Этот проект IAA является в полной мере международным. У него 23 автора из девяти стран [Johnson, Klinkrad, 2009; Liou, Johnson, 2007a].

Заметим, что эта мера постоянно предлагается в течение последних 30 лет. Однако принять ее к исполнению мешала дороговизна таких проектов. Сейчас, похоже, правительства космических держав (прежде всего США) готовы с этим смириться ввиду большой убедительности последних драматических событий в ОКП.

На 15-м Ежегодном заседании совместной рабочей группы НАСА и Министерства обороны по КМ Тони Гриффит представил проект КА для активного удаления КМ с орбит, финансируемый Джонсоновским КЦ. На том же семинаре профессор Университета штата Алабама в Хантсвилле Ричард Форк совместно с Мэри Ховатер и Яном Роджерсом из НАСА доложили принципы использования лазерных систем для удаления мелкого КМ [15th Annual..., 2012].

И почти одновременно, 18–19 июня 2012 г., в Париже прошел Второй Европейский семинар по активному удалению КМ.

Раздел 5. ОЦЕНКА ПЕРСПЕКТИВ БОРЬБЫ С КОСМИЧЕСКИМ МУСОРОМ

Безусловно, в наше время можно наблюдать проявления более ответственного отношения человека к освоению космической среды. Это, в частности, выражается в выборе некоторыми странами (к сожалению, далеко не всеми) щадящих режимов проведения космических экспериментов и испытаний космического оружия, приводящих к образованию КМ, в более рациональном проектировании космической техники (что сдерживает образование мусора, сопутствующего запуску и функционированию КА), во все более активном использовании орбит захоронения отработавшей техники, и, наконец, в расширяющейся популяризации идей бережного отношения к чистоте космической среды.

К сожалению, нет глобально поставленной в международном масштабе и системно решаемой задачи полного исследования засоренности ОКП. Большинство измерений КМ собрано по случаю, как побочный продукт. Ни национальных, ни интернациональных централизованно координируемых стратегий разработки и реализации космических экспериментов, рассчитанных исключительно на изучение и решение проблемы КМ, сегодня не существует [Orbital..., 1995].

Все известные модели дают пессимистические результаты: предсказывают только рост техногенной засоренности околоземного космоса. Разница лишь в некоторых конкретных параметрах и форме кривых, которые, тем не менее, всегда монотонно возрастают. Хуже того, для разных сценариев развития процесса дальнейшего освоения космоса они либо экспоненциальные, либо, в лучшем случае, асимптотически линейные.

В прошлом международное космическое право создавалось под эгидой Комитета ООН по мирному использованию космического пространства (COPUOS) и не имело прямого отношения к угрозе со стороны КМ. Долгое время действовали три международных договора, лишь косвенно касающиеся КМ:

- Договор о принципах управления деятельностью при исследовании и использовании космического пространства, включая Луну и другие небесные тела (10 октября 1967 г.);
- Конвенция о международной ответственности за вред, нанесенный КО (1 сентября 1972 г.);
- Конвенция о регистрации объектов, запускаемых в космическое пространство (15 сентября 1976 г.).

В последние годы ООН все пристальнее вникает в проблему техногенного засорения космоса. С 1994 г. Научно-технический подкомитет Комитета ООН по мирному использованию космоса на каждой своей ежегодной сессии включает в качестве пункта повестки дня рассмотрение этого вопроса [United..., 2011]. На 38-й Ассамблее COSPAR, состоявшейся в Бремене в 2010 г., на секции «Потенциально вредоносная деятельность в космосе» главной была тема «Космический мусор — глобальный вызов».

В 1999 г. Подкомитет выпустил свой первый большой отчет по этой теме [United..., 1999]. А в 2007 г., опираясь на предложения и отчеты IADC, он разработал основные направления снижения засоренности космоса [United..., 2007]. В этот важный документ ООН включает следующие требования к космической деятельности государств:

- ограничивать образование новых КО при нормальной работе КА;
- минимизировать возможности случайного разрушения (взрыва) КА (РН) во время его функционального существования;
- ограничивать вероятность случайного столкновения на орбите;
- избегать намеренных разрушений КО и других вредных действий в космосе;
- минимизировать возможности послеоперационного разрушения КА (РН) в виду остаточной энергии на борту;
- ограничивать длительность пребывания КА и ступеней РН в области низких орбит по окончании их миссии;
- ограничивать длительность пребывания КА и ступеней РН в области геосинхронных орбит по окончании их миссии.

На 48-й Сессии в феврале 2011 г. Подкомитет продолжил изучение проблемы КМ, заслушав целый ряд специальных докладов представителей США, Франции, России, ЕКА, IADC. В качестве злободневного вопроса рассматривалось постоянно возрастающее число маневров уклонения от столкновений, выполнявшихся действующими КА в последние годы. НАСА доложило о семи таких маневрах своего флота автоматических спутников и о маневре МКС; Франция и ЕКА — о 13 и девяти маневрах спутников, находящихся под их контролем, соответственно [United..., 2011]. Здесь стоит вспомнить, что в 2009 г. космические аппараты маневрировали девять раз, чтобы не столкнуться с КМ (<http://www.novosti-kosmonavtiki.ru/content/news.shtml>). Кому-то это может показаться мелочью, но напомним, все это всерьез рассматривает ООН, имея крайне жесткий регламент времени.

Нам представляется, что следовало бы пересмотреть современную стратегию реагирования операторов КА на опасные сближения. Во-первых, точность предсказания сближения в большинстве случаев низка, прежде всего, для некаталогизированных КО, и при этом сильно влияние неопределенности прогнозирования торможения в атмосфере.

Во-вторых (и это в значительной степени следствие первого), не существует оценок того, насколько полезными оказались проведенные за все время маневры ухода от столкновений, действительно ли они увели КА от реальных столкновений, потому что невозможно точно оценить реальный промах, да еще гипотетический в прошлом.

В-третьих, степень эффективности дорогостоящих уходов от столкновения страдает от того, что большинство действительно опасных сближений не регистрируется, так как количество некаталогизированных (а, следовательно, не отслеживаемых) опасных элементов КМ велико. В этих условиях возможны даже такие парадоксы: уводим КА от сближения с менее опасным КО в сторону более опасного. Уже сейчас суется с так называемыми уводами от столкновений достаточно интенсивно, а что будет в будущем, когда плотность КМ значительно возрастет? Сомнению не подлежит целесообразность уводов от столкновения с крупными и массивными КО, так как они действительно крайне опасны и, кроме того, сопровождаются с высокой точностью ввиду достаточного количества измерений и меньшей зависимости эволюции траектории движения от атмосферного торможения (малое значение отношения площади поперечного сечения к массе).

Все методы борьбы с опасностью КМ в ОКП можно разделить на три главные категории. Первая (так сказать, «эгоистическая») — это пассивная, активная или операционная защита конкретного КА, направленная на устранение или смягчение последствий ударов, в основном, мелкого КМ, но никак не на замедление темпа и, тем более, не на снижение засоренности ОКП. Соответствующий результат достигается за счет бронирования КА, осуществления маневров уклонения от столкновения, активной контратаки на надвигающийся КО и т. п.

Методы второй категории имеют целью ограничение количества потенциально опасных КО, прежде всего, за счет пассивации КА и РН (что снижает число взрывов в космосе) и сокращения выброса в космос сопутствующего миссиям мусора. Эти методы тоже не уменьшают текущей засоренности космоса.

Наконец, методы третьей категории направлены на снижение или ограничение общей массы и суммарной площади поперечного сечения КО путем снятия с орбит или увода на другие, мало используемые орбиты отработавших КА и РН. В этом же направлении работает и постепенно укрепляющаяся тенденция миниатюризации новых запускаемых КА с применением мини-, микро-, и нанотехнологий.

Эти три подхода по-разному влияют на динамику засоренности ОКП и опасности КМ в краткосрочной и долгосрочной перспективе. Методы первых двух категорий могут значительно замедлить рост опасности КМ в краткосрочном плане и даже ограничить его накопление в некоторых орбитальных районах в дальней перспективе. Но это мало повлияет на замедление или предотвращение каскадного эффекта. И только ограничение и снижение общей массы и суммарной площади поперечного сечения орбитальной популяции сможет предотвратить или замедлить возникновение каскадного эффекта или уменьшить скорость его развития.

Снижение общей площади поперечного сечения популяции КМ играет важную роль в уменьшении долгосрочного потенциала возникновения и развития каскадного процесса столкновений, поскольку этот показатель характеризует общую площадь цели для атаки со стороны КМ. Ограничение массы существенно потому, что в долгосрочной перспективе именно масса опреде-

ляет максимальное число фрагментов, образующихся в результате столкновений, способных вызвать дальнейшие разрушения встречных КО.

Для оценки и прогнозирования перспективности и эффективности различных мер борьбы с засорением космоса можно использовать те же модели, что используются для прогнозирования эволюции будущей популяции КМ. Они содержат много неопределенностей, снижающих точность прогноза, однако это не мешает получать за неимением точных грубые и сравнительные оценки возможностей различных методов сокращения или замедления роста популяции КМ.

Если бы в будущем популяция КМ пополнялась только за счет отработавших КА, РН, сопутствующего миссиям КМ, продуктов взрывов и деградации поверхности КО (короче говоря, если бы в будущем не происходило столкновений), она продолжила бы свой приблизительно линейный рост. Однако все существующие модели прогнозирования засоренности ОКП, используя различные методологии, системы допущений, начальные данные, однозначно предсказывают, что столкновения между КО добавляют потенциально большое и экспоненциально растущее количество новых КО, переводящее процесс техногенного засорения ОКП в новое, отнюдь не вызывающее оптимизма качество. Хотя даже небольшие КО представляют значительную угрозу действующим (и недействующим) КА, именно крупные объекты (такие как КА и РН) несут в себе потенциал возникновения и развития каскадного процесса столкновений.

Долгосрочное прогнозирование процесса засорения ОКП показывает, что даже при самых решительных мерах, таких как немедленное прекращение всяких запусков и деятельности в космосе, связанных с образованием КМ, стабильность космической среды не может быть обеспечена. Графики на рис. 4.2 показывают, что даже при самой жесткой из возможных политике борьбы с засорением космоса остановить этот процесс уже невозможно. Все известные реальные меры борьбы с КМ, кроме принудительного снятия КО с орбиты, пока могут только замедлить темп засорения ОКП, но не снизить общую массу КМ. Единственный реальный механизм увода КМ из космоса — это естественный вход (или, в гораздо меньшем масштабе, принудительный ввод) в атмосферу самых низкоорбитальных КО. Предлагаемые радикальные меры удаления крупного КМ из ОКП крайне дороги при довольно низкой эффективности. А реальных способов удаления мелкого и среднеразмержного КМ вообще нет. Для прекращения экспоненциального роста популяции КМ (перевода его в линейный) необходимо, кроме предотвращения взрывов на орбитах, активное снятие с орбит крупных КО и/или сокращение времени их орбитального существования.

Раньше конструкторы КА по понятным причинам не рассматривали КМ как фактор проектирования. В настоящее время несмотря на остающуюся большую неопределенность в знаниях в этой сфере есть все же значительное продвижение в изучении состояния засоренности космоса. Последнее совместно с развитием и доступностью аналитических и экспериментальных инструментов и методов количественной оценки угрозы космической деятельности со стороны КМ, а также новые подходы к обеспечению защиты КА от ударов КМ дают возможность конструкторам адекватно оценить риски

184 для КА и подобающе защитить их от среднеразмерного КМ. Хотя любая защита бессильна от столкновения с крупным КО.

Каскадный эффект, который, по мнению многих экспертов, уже начался, приведет к тому, что в ближайшие десятилетия столкновения уже существующих техногенных КО начнут доминировать как источники образования нового КМ. Это ускорит появление новых катастрофических столкновений, и ситуация выйдет из-под контроля даже без вмешательства человека [Johnson, Klinkrad, 2009; а также *Orbital Debris Quarterly News*. 2009. V. 13. Iss. 2].

Причина нынешнего кризиса — обнаружение и осознание проблемы с большим запозданием, и сейчас было бы очень неразумно наступать на те же грабли.

Заключение

В настоящее время КМ является неотъемлемой, причем существенной составляющей околоземной космической среды. Всего лишь 50 лет назад этого еще не было. Более того, подобное заявление тогда справедливо расценили бы как абсурд. Но сегодня КМ непременно должен учитываться как фактор при изучении космического пространства, анализе экологии Земли и ближайшего космоса, проектировании КА, планировании космических операций. Постоянно расширяющийся арсенал аналитических и экспериментальных инструментов количественной оценки угрозы со стороны КМ для КА и человечества вообще, а также методов защиты от нее уже сейчас позволяет конструкторам и государственным чиновникам принимать грамотные решения.

Чтобы адекватно оценивать опасность со стороны техногенного КМ для КА самого разного назначения и исполнения, функционирующих на различных орбитах, уяснить характер происходящей эволюции популяции КМ и надежно ее прогнозировать, иметь возможность и основание принимать правильные и своевременные решения для уменьшения этой угрозы, необходимо глубокое понимание соответствующих процессов, происходящих в ОКП, хорошее знание всех параметров этих процессов (состава, количества, размеров, масс, скоростей, распределений КО по высотам, наклонениям, эксцентриситетам, и т.д.), источников образования и динамики потоков КМ. Нужно хорошо представлять себе причинно-следственные связи между этими процессами и космической деятельностью человека, причем не только текущие, но и в перспективе.

Однако пока не хватает данных о диапазонах размеров КМ, разнообразии его форм, масс и материалов, источниках образования, орбитальных районах и распределении КМ в них. Не хватает не только такого рода данных и необходимой измерительной информации. Многие публикации в этой области просто фиксируют некоторые факты без глубокого анализа наблюдаемого. Бросается в глаза эклектика состава докладов на конференциях и семинарах. До сих пор не подведена единая общенаучная платформа под все накопленные в этой важнейшей области знания, которая должна грамотно отражать влияние космической деятельности человека на состояние космической среды и наоборот и давать хорошо обоснованный прогноз и того, и другого на ближайшее и далекое будущее. Углубление наших знаний в этой области, использование их в процессе принятия мер по снижению угрозы КМ может быть эффективным средством в этом направлении, возможно, единственным на текущем этапе.

Без использования глубоких и точных знаний защита КА может оказаться либо избыточной, либо недостаточной, превентивные меры по предупреждению

186 угрозы со стороны КМ в будущем могут оказаться неэффективными и даже ошибочными, а стоимость необоснованно выбранных мер — слишком высокой. Правильно выбранный баланс в паре эффективность – стоимость служит безошибочным признаком профессионального решения.

Заключение

При написании этой монографии автор не ставил себе задачу достичь предельной полноты охвата темы техногенного засорения ОКП. Это было бы безнадежным занятием в виду чрезвычайной обширности темы и стремительной динамики ее информационного покрытия в настоящее время. Сама по себе проблема стала настолько актуальной как в научной среде, так и в индустриальной, коммерческой, социальной, военной, политической сферах, что ее исследованием занимается огромная армия ученых практически во всех странах мира. Если бы кто-то задумал составить энциклопедию техногенного засорения ОКП, ее пришлось бы существенно обновлять и переиздавать чуть ли не каждый день.

Хотя автор старался придерживаться научной строгости изложения, он, в то же время, пытался использовать любой шанс, чтобы сделать книгу понятной широкому кругу читателей, поскольку сама тема настойчиво требует популяризации.

Главная цель книги — достичь того, чтобы как можно больше людей прониклось пониманием крайней важности обсуждаемой здесь проблемы. Только тогда можно надеяться на улучшение перспективы будущего состояния близкого нам космоса и на хорошую отдачу от него.

В работе над книгой были использованы материалы из многочисленных, прежде всего, научных источников, в том числе материалы рабочих групп Комитета IADC, всех пяти Европейских конференций по проблемам техногенного засорения космоса, международных научных семинаров, итогового отчета Комитета Национального исследовательского совета США по космическому мусору (в работе которого принимал участие автор), публикации в известных международных научных журналах, ежеквартальных изданиях НАСА «Orbital Debris Quarterly News» и многих других.

Приводимая здесь обширная библиография может служить путеводителем по различным аспектам проблемы.

Литература

- [50 лет..., 2010] 50 лет ракетно-космической обороне / Под общ. ред. Аксёнова О. Ю. М.: «ТЕПОГРАФИЯ КЕМ», 2010.
- [Анц-Медор, Поттер, 1991] *Анц-Медор Р., Поттер А.* Время существования и падение ОК «Салют-7» – «Космос-1686» // Международный семинар. Дармштадт, Германия. 1991.
- [Афанасьев, 2012] *Афанасьев А.* Три «японца» и «кореец» на орбите. Малые спутники // Новости космонавтики. 2012. № 7.
- [Батырь и др., 2006а] *Батырь Г.* и др. Система контроля космического пространства Российской Федерации. 2006. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.vimpel.ru/skkr2.htm/>.
- [Батырь и др., 2006б] *Батырь Г.* и др. СККП РФ, ОАО МАК «Вымпел». 2006. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.vimpel.ru/skkr2.htm>.
- [Вениаминов, 1984] *Вениаминов С. С.* Оптимизация поиска объекта, движущегося циклически по замкнутой траектории // Изв. АН СССР. 1984. № 1. (Сер. Технич. кибернетика.)
- [Вениаминов, 2010] *Вениаминов С. С.* Введение в теорию планирования поиска космического объекта по неточной априорной информации о его орбите / Под ред. Назирова Р. Р. М.: ИКИ РАН, 2010. (Сер. Механика, управление, информатика.)
- [Вениаминов, 2012] *Вениаминов С. С.* Планирование поиска космического объекта. Математическая теория планирования поиска космического объекта по грубой априорной информации. Saarbrücken, Germany: Изд. дом Lambert Academic Publishing, 2012. 164 с.
- [Вениаминов, Червонов, 2012] *Вениаминов С. С., Червонов А. М.* Космический мусор — угроза человечеству. М.: ИКИ РАН, 2012. (Сер. Механика, управление и информатика.)
- [Гаврилин, 2008] *Гаврилин Е. В.* Эпоха классической РКО. М.: Техносфера, 2008.
- [Диалектика..., 2011] Диалектика технологий воздушно-космической обороны / Под ред. Минаева В. Н. М.: Столичная энциклопедия, 2011.
- [Ильин, 2012] *Ильин А.* «Воронеж» в сердце Азии // Новости космонавтики. 2012. № 7.
- [Копик, 2003] *Копик А.* Космические войска России // Новости космонавтики. 2003. № 4.
- [Копик, Лисов, 2006] *Копик А., Лисов И.* «Экспресс АМ-11» подбит космическим мусором? // Новости космонавтики. 2006. № 5.
- [Красильников, 2012] *Красильников А.* «Альтаиры» на орбите // Новости космонавтики. 2012. № 7.
- [Кто сбил..., 2006] Кто сбил спутник «Экспресс-АМ11»? // Уран Батор: Сайт Эдуарда Безобразова, Железногорск, 6 апреля 2006. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.urانبator.ru/content/view/665/7/>.
- [Назаренко и др., 1987] *Назаренко А.* и др. Методика и некоторые результаты выявления пространственно-временных закономерностей крупномасштабных флукуаций плотности атмосферы // Наблюдения искусственных небесных тел / Астросовет АН СССР. 1987. № 82.
- [Назаренко, 2010] *Назаренко А. И.* Прогноз засоренности ОКП на 200 лет и синдром Кесслера [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.satmotion.ru/>.
- [Оружие..., 2002] Оружие и технологии России: Энциклопедия, XXI век / Под ред. Иванова С. Т. 5. Космические средства вооружения. М.: Оружие и технологии, 2002.
- [Оружие..., 2004] Оружие и технологии России : Энциклопедия, XXI век / Под ред. Иванова С. Т. 9 Противовоздушная и противоракетная оборона. М.: Оружие и технологии, 2004.

- [Оружие..., 2005] Оружие и технологии России : Энциклопедия, XXI век / Под ред. Иванова С. Т. 11 Оптико-электронные системы и лазерная техника. М.: Оружие и технологии, 2005.
- [Оружие..., 2008] Оружие России: Федеральный электронный справочник, В и ВТ ПВО, РЛС дальнего обнаружения БР и КО. Москва, 2008.
- [Перминов и др., 2003] *Перминов А. В.* и др. Космические войска. М.: Воениздат, 2003.
- [Космический..., 2012] Космический мусор может задержать стыковку корабля Dragon к МКС: РИА новости. 7 окт. 2012. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://ria.ru/science/20121007/768131999.html#13529778074012&message=resize&relto=register&action=addClass&value=registration>.
- [Россия..., 1996] Россия. Запуск и полет станции «Марс-96» // Новости космонавтики. 1996. № 22, 23.
- [Рыхлова, Бахтигараев, 2010] *Рыхлова Л., Бахтигараев Н.* Новые проблемы околоземной астрономии // Околоземная астрономия. 2009. М.: Институт астрономии РАН, 2010.
- [Севастьянов, Давиденко, 2003] *Севастьянов М., Давиденко В.* «ОКНО» в космос, или Военно-политическая астрономия // Новости космонавтики. 2003. № 9.
- [СККП России..., 2007] СККП России: вчера, сегодня, завтра: Международный проект Дмитрия Смирнова. 2007. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://army.lv/ru/SKKP-Rosssii-vchera-segodnya-zavtra./2615/2489/>.
- [Сочилина, 1984а] *Сочилина А.* О движении геостационарных спутников в гравитационном поле Земли // Бюл. ИТА АН СССР. 1984. Т. 15. № 5.
- [Сочилина, 1984б] *Сочилина А.* Об эволюции высоких почти круговых орбит спутников с критическим наклоном // Бюл. ИТА АН СССР. 1984. Т. 15. № 5.
- [Тарасов и др., 1990] *Тарасов Ю. Л.* и др. Проектирование и конструкция комплекса «ПИОН» // Наблюдения искусственных небесных тел: сб. / Астросовет АН СССР. 1990. № 86.
- [Шилин, Олейников, 2007] *Шилин В., Олейников И.* Область контроля — космическое пространство: Воздушно-космическая оборона, информационно-аналитическое издание. 2007. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.vko.ru/DesktopModules/Articles/ArticlesView.aspx?tabID=320&ItemID=351&mid=2869&vercion=Staging>.
- [8th Air Force..., 2007] 8th Air Force Maui Optical and Supercomputing (AMOS) Technical Conference 2007. Wailea, Maui, Hawaii, USA, September 2007 // Orbital Debris Quarterly News. 2007. V. 11. Iss. 4. NASA, USA, Oct. 2007.
- [15th Annual..., 2012] 15th Annual NASA/DoD Orbital Debris Working Group Meeting. Orbital Debris Quarterly News. 2012. V. 16. Iss. 3. NASA, USA, July 2012.
- [A GRAVES Sourcebook..., 2006] A GRAVES Sourcebook. Federation of American Scientists. 2006. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.fas.org/spp/military/program/track/graves.pdf>.
- [A New Collision..., 2002] A New Collision in Space? // Orbital Debris Quarterly News. 2002. V. 7. Iss. 3.
- [Abercromby et al., 2005] *Abercromby K.* et al. Michigan Orbital DEbris Survey Telescope (MODEST) Results // Orbital Debris Quarterly News. 2005. V. 9. Iss. 3.
- [Abercromby et al., 2006] *Abercromby K.* et al. Survey and Chase: A New Method of Observations for the Michigan Orbital Debris Survey Telescope (MODEST) // 57th International Astronautical Congress (IAC). Valencia, Spain, 2–6, Oct. 2006.
- [Abercromby et al., 2008] *Abercromby K.* et al. A Summary of Five Years of Michigan Orbital Debris Survey Telescope (MODEST) Data // 59th International Astronautical Congress (IAC). Glasgow, Scotland. 2008.
- [Abercromby et al., 2009] *Abercromby K.* et al. Reflectance Spectra Comparison of Orbital Debris, Intact Spacecraft, and Intact Rocket Bodies in the GEO Regime

- // Proc. 5th European Conference on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2009.
- [Accidental..., 2005] Accidental Collisions of Cataloged Satellites Identified // Orbital Debris Quarterly News. 2005. V. 9. Iss. 2.
- [Africano, 2000] *Africano J.* Liquid Mirror Telescope Observations of the Orbital Debris Environment: October 1997 — January 1999 // Orbital Debris Quarterly News. 2000. V. 5. Iss. 1.
- [Africano et al., 1999a] *Africano J.* et al. Liquid Mirror Telescope Observations of the Orbital Debris Environment. JSC-28826. JSC, NASA, Houston, Texas, USA. 1999.
- [Africano et al., 1999b] *Africano J.* et al. Preliminary Results from the NASA Orbital Debris Observatory // 9th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. 1999.
- [AIAA..., 2011] AIAA Position Paper on Space Debris: 30 Years On (2011) // Orbital Debris Quarterly News. 2011. V. 15. Iss. 4. NASA, USA
- [Ailor, 2008] *Ailor W.* Overview: Space Debris and Reentry Hazards. The Aerospace Corporation, 2008.
- [Aksenov et al., 2010] *Aksenov O., Veniaminov S.* et al. On monitoring the re-entry of the ISS fragment by Russian Space Surveillance System // Proc. 8th US/Russian Space Surveillance Workshop. Maui, Hawaii, USA. 2010.
- [Allbrooks, Atkinson, 1992] *Allbrooks M. Atkinson D.* The Magnitude of Impact Damage on LDEF Materials. NCR-188258. NASA, JSC, Houston, Texas, USA. 1992.
- [An Assessment..., 2007] An Assessment of the Role of Solid Rocket Motors in the Generation of Orbital Debris (2007). NASA/TP-2007-213738. NASA, JSC, Houston, Texas, USA. 2007.
- [An update..., 2013] An update of the FY 1C, Iridium 33 and Cosmos 2251 Fragmentation // Orbital Debris Quarterly News. Jan. 2013. V. 17. Iss. 1. P. 4.
- [Another Debris..., 2013] Another Debris Maneuver for the ISS // Orbital Debris Quarterly News. Jan. 2013. V. 17/ Iss. 1. P. 3.
- [Anz-Meador, 2011] *Anz-Meador Ph.* Challenges in Interpreting HST Impact Features // Orbital Debris Quarterly News. 2011. V. 15. Iss. 1.
- [Anz-Meador et al., 2000] *Anz-Meador Ph., Krisko P., Matney M.* GEO_EVOLVE 1.0: A Long-Term Debris Evolution Model for the Geosynchronous Belt // Orbital Debris Quarterly News. 2002. V. 5. Iss. 4.
- [Avoiding..., 2010] Avoiding Satellite Collisions in 2009 (2010) // Orbital Debris Quarterly News. 2010. V. 14. Iss. 1.
- [Barker, Matney, 2007] *Barker E., Matney M.* GEO Population Estimates Using Optical Survey Data // 2007 Space Control Conference. MIT Lincoln Laboratory. Lexington, Massachusetts, USA. 2007.
- [Barker et al., 2004] *Barker E.* et al. Analysis of Working Assumptions in the Determination of Populations and Size Distributions of Orbital Debris from Optical Measurements // Air Force Maui Optical and Supercomputing (AMOS) Technical Conference. Wailea, Maui, Hawaii, USA, 13–17 Sept. 2004.
- [Barker et al., 2005] *Barker E.* et al. The LEO Environment as Determined by the LMT between 1998 and 2002 // Air Force Maui Optical and Supercomputing (AMOS) Technical Conference. Wailea, Maui, Hawaii, USA. 5–9 Sept. 2005.
- [Barker et al., 2006] *Barker E.* et al. Comparison of Orbital Parameters for GEO Debris Predicted by LEGEND and Observed by MODEST: Can Sources of Orbital Debris be Identified? // Advanced Maui Optical and Space (AMOS) Surveillance Technologies Conference. Wailea, Maui, Hawaii, USA. 10–14 Sept. 2006.
- [Barker et al., 2007] *Barker E.* et al. An Attempt to Observe Debris from the Breakup of a Titan 3C-4 Transtage // 8th Air Force Maui Optical and Supercomputing (AMOS) Technical Conference. Wailea, Maui, Hawaii, USA. September 2007.
- [Batyр et al., 1993a] *Batyр G.* et al. A posteriori analysis of the PION experiment results // Proc. 1st European Conference on Space Debris. ESA-SD-01, ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.

- [Batyр et al., 1993b] *Batyр G., Veniaminov S.* et al. The Current State of the Russian Space Surveillance System and its Capability in Surveying Space Debris // Proc. 1st European Conference on Space Debris. ESA-SD-01, ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Batyр et al., 1995] *Batyр G., Veniaminov S.* et al. RSSS Results from ODERACS Measurements // Proc. 12th IADC Meeting. Houston, Texas, USA. 1995.
- [Bernhard, Christiansen, 1997] *Bernhard R., Christiansen E.* Orbital Debris as Detected on Exposed Spacecraft // Orbital Debris Quarterly News. 1997 V. 2. Iss. 4.
- [Boslough et al., 1993] *Boslough V.* et al. Hypervelocity Testing of Advanced shielding Concepts for Spacecraft Against Impacts to 10 km/s // Intern. J. Impact Engineering. 1993. V. 14.
- [Bureaucracy..., 2008] Bureaucracy Threatens Sat Protection Project // Aviation Week and Space Technology. 4 Apr. 2008.
- [Butler, 2008] *Butler A.* Space-Based Visible Sensor Ceases Ops. Aviation Week, Nov. 21, 2008. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.aviationweek.com/aw/generic/story.jsp?id=news/Spacey061008.xml&channel=space>.
- [Chamberlain, Slauenwhite, 1993] *Chamberlain S., Slauenwhite.* US Space Command Space Surveillance Network Overview // Proc. 1st European Conference on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Chhabildas et al., 1992] *Chhabildas L.* et al. An Impact Technique to Accelerate Flier Plates to Over 12 km/s // Intern. J. Impact Engineering. 1992. 14.
- [China..., 2006] China Enhances Spacecraft Monitoring Network. Xinhua, 12 Dec. 2006. [Электрон. текст]. Режим доступа: http://news3.xinhuanet.com/english/2006-12/12/content_5473204.htm.
- [China..., 2008] China Launches New Space Tracking Ship to Serve Shenzhou VII. Xinhua, 22 Sept. 2008. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://english.cri.cn/3126/2008/09/22/902s407814.htm>.
- [Chinese Anti-satellite..., 2007] Chinese Anti-satellite Test Creates Most Severe Orbital Debris Cloud in History // Orbital Debris Quarterly News. 2007. V. 11. Iss. 2.
- [Chinese Debris..., 2010] Chinese Debris Reaches New Milestone // Orbital Debris Quarterly News. 2010. V. 14. Iss. 4.
- [Chinese Space..., 2005] Chinese Space Facilities. Globalsecurity.org. October 2005. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.globalsecurity.org/space/world/china/facility.htm>.
- [Chobotov, 1990] *Chobotov V.* Disposal of Spacecraft at End-of-Life in Geosynchronous Orbit // J. Spacecraft and Rockets. 1990. V. 27(4).
- [Christiansen, 1990] *Christiansen E.* Investigation of Hypervelocity Impact Damage to Space Station Truss Tubes // Intern. J. Impact Engineering. 1990. V. 10.
- [Christiansen, 1992] *Christiansen E.* Design and Performance Equations for Advanced Meteoroid and Debris Shields // Inter. J. Impact Engineering. 1992. V. 14.
- [Christiansen, 1993] *Christiansen E.* Spacecraft Meteoroid/Debris Protection // Briefing presented to the Committee on Space Debris Workshop. NRC, Irvine, California, USA. 1993.
- [Christiansen, 1994] *Christiansen E.* Shielding Status // 11th Meeting of the IADC. Tsukuba, Japan. 1994.
- [Christiansen, Kerr, 1993] *Christiansen E., Kerr J.* MESH double Bumper Shield: A Low-Weight Alternative for Spacecraft Meteoroid and Space Debris Protection // Intern. J. Impact Engineering. 1993. 14.
- [Christiansen, Ortega, 1990] *Christiansen E., Ortega J.* Hypervelocity Impact Testing of Shuttle Orbiter Thermal Protection System Tiles // American Institute of Aeronautics and Astronautics Space Programs and Technologies Conference. Huntsville, Alabama, USA. 1990. AIAA Paper N. 90-3666.
- [Christiansen et al., 1993] *Christiansen E.* et al. Assessment of High Velocity Impacts on Exposed Space Shuttle Surfaces // Proc. 1st European Conference on Space Debris. ESA-SD-01, 447-452, ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.

- [Christiansen et al., 2007] *Christiansen E.* et al. ISS Zarya Control Module Impact Damage // *Orbital Debris Quarterly News*. 2007. V. 11. Iss. 4. Houston, Texas, USA.
- [Cizek, 2001] *Cizek E.* Publication of the "History of On-Orbit Satellite Fragmentations" // *Orbital Debris Quarterly News*. 2001. V. 6. Iss. 4.
- [Clark, 1988] *Clark Ph.* The Soviet Manned Space Program. Salamander Books, Ltd., 1988.
- [Congressional..., 2009] Congressional Hearing Held on Orbital Debris and Space Traffic // *Orbital Debris Quarterly News*. 2009. V. 13. Iss. 3.
- [Coombs et al., 1992] *Coombs C.* et al. Damage Areas on Selected LDEF Aluminum Surfaces // Proc. 2nd LDEF Post-Retrieval Symposium. NASA Langley Research Center. Hampton, Virginia, USA. 1992. NASA Conf. Publication N. 3194. Pt. 2. P. 595.
- [Cosmos..., 1978] Cosmos Reentry Spurs Nuclear Waist Debate // *Aviation Week and Space Technology*. Jan. 30, 1978.
- [Cour-Palais, 1985] *Cour-Palais B.* Hypervelocity Impact Investigations and Meteoroid Shielding Experience Related to Apollo and Skylab. NASA CP-2360. Washington D.C., USA. 1985.
- [Cour-Palais, 1987] *Cour-Palais B.* Hypervelocity Impact in Metals, Glass, and Composites // *Intern. J. Impact Engineering*. 1987. V. 5.
- [Cour-Palais, Crews, 1990] *Cour-Palais B., Crews J.* A multi-shock concept for spacecraft shielding // *Intern. J. Impact Engineering*. 1990. V. 10.
- [Cress, Potter, 1997] *Cress G., Potter A.* Liquid Mirror Telescope // *Orbital Debris Quarterly News*. 1997. V. 2. Iss. 1.
- [Cress et al., 1996] *Cress G.* et al. Radar and Optical Ground Measurements Final Report. ODERACS. NASA, JSC, Houston, Texas, USA. 1996.
- [DARPA, 2011] DARPA. Space Surveillance Telescope (SST). 2011. [Электрон. ресурс]. Режим доступа: www.darpa.mil/Our_Work/TTO/Programs/Space_Surveillance_Telescope_%28SST%29.aspx.
- [Data..., 2008] Data Compiled from the Public SATELLITE catalog. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.space-track.org> (date accessed 1 Febr. 2008).
- [Detection..., 2007] Detection of Debris from Chinese ASAT Test Increases; One Minor Fragmentation Event in Second Quarter of 2007 // *Orbital Debris Quarterly News*. 2007. V. 11. Iss. 3.
- [Dicky et al., 2000] *Dicky V., Veniaminov S.* et al. Comparative Analysis of the Russian and US SO Catalogs // Proc. 4th US/Russian Space Surveillance Workshop. USNO, Washington D.C., USA. 2000.
- [Dicky et al., 2003] *Dicky V., Veniaminov S.* et al. Dynamics of the Principal Characteristics of the US/Russian Catalogs // Proc. 5th US/Russian Workshop on Space Surveillance. Pulkovo Observatory, St. Petersburg. 2003.
- [Don Kessler..., 2009] Don Kessler wins the Jerome Lederer — Space Safety Pioneer Award // *Orbital Debris Quarterly News*. 2009. V. 13. Iss. 1.
- [Donath et al., 2005] *Donath T., Schildknecht T.* et al. Proposal for a European Space Surveillance System // Proc. 4th European Conference on Space Debris. ESA/ESOC, Darmstadt, Germany. 2005.
- [Donath et al., 2008] *Donath T., Schildknecht T.* et al. Possible European Systems for Space Situational Awareness // 59th International Astronautical Congress. Glasgow, Scotland, UK. 2008.
- [Donath et al., 2009] *Donath T.* et al. Architectures Analysis for the Future European SSA System // Proc. 5th European Conference on Space Debris. ESA/ESOC, Darmstadt, Germany. 2009.
- [Dunk, 2006] *Dunk F.* The Sky is the Limit — But Where does it End? // Proc. 48th Colloquium on the Law of Outer Space. 2006.
- [Eichler, 1993] *Eichler P.* The necessity and efficiency of mitigation measures to limit the debris population in LEO // Presented at the NRC Committee on Space Debris Workshop. Irvine, California, USA. 1993.

- [Eichler, Rex, 1992] *Eichler P., Rex D.* Debris chain reactions // *Orbital Debris: Technical Issues and Future Directions*. 1992. NASA Conference Publication 10077.
- [Eighteen-Year-Old..., 2008] Eighteen-Year-Old Solid Rocket Motor Casing Found in Australia (2008) // *Orbital Debris Quarterly News*. 2008. V. 12. Iss. 4.
- [Fengyun-1C..., 2008] Fengyun-1C Debris: One Year Later // *Orbital Debris Quarterly News*. 2008. V. 12. Iss. 1.
- [Fengyun-1C..., 2009] Fengyun-1C Debris: Two Years Later (2009) // *Orbital Debris Quarterly News*. 2009. V. 13. Iss. 1.
- [First Satellite..., 2006] First Satellite Breakups of 2006 // *Orbital Debris Quarterly News*. 2006. V. 10. Iss. 3.
- [Flegel et al., 2010] *Flegel S.* et al. Basic Philosophy and Feature Comparison of the Debris Environment Models MASTER-2009 and ORDEM2010 // 38th Scientific Assembly of COSPAR. Bremen, Germany. 2010; *Orbital Debris Quarterly News*. 2010. V. 14. Iss. 3.
- [Flury, 1991] *Flury W.* The Reentry of Salute-7 / Kosmos-1686, ESA SP-345 // Intern. Workshop. Darmstadt, Germany. 1991.
- [Flury, 2004] *Flury W.* Agenda Item 8: Space Debris, European Space Agency // Presentation to the 41st session of UNCOPUOS. 2004.
- [Flury et al., 2000] *Flury W.* et al. Searching for Small Debris in the Geostationary Ring — Discoveries with the Zeiss 1-meter Telescope // 104 ESA Bulletin. 2000.
- [Flury et al., 2003] *Flury W.* et al. Detection and Tracking of Space Objects and Debris in Europe // Proc. 5th US/Russian Space Surveillance Workshop. Pulkovo Obs., St. Petersburg, Russia. 2003.
- [Fortov, 1993] *Fortov V.* Hypervelocity Impact in Space Debris Problem // Briefing presented to the Committee on Space Debris Workshop. NRC, Irvine, California, USA. 1993.
- [Foster, Stansbery, 2003] *Foster J., Stansbery G.* Fundamentals of Debris Collision Avoidance // Satellite Operations and Safety Workshop. Westford, Massachusetts, USA. 2003.
- [Foster et al., 2004] *Foster J.* et al. Detection of Small Radar Cross Section Orbital Debris with the Haystack Radar // 35th COSPAR Scientific Assembly. Paris, France, 18–25 July 2004; *Orbital Debris Quarterly News*. 2004. V. 8. Iss. 4.
- [Four Satellite..., 2007] Four Satellite Breakups in February Add to Debris Population // *Orbital Debris Quarterly News*. 2007. V. 11. Iss. 2.
- [Fragmentation..., 2004] Fragmentation of Cosmos-2383 // *Orbital Debris Quarterly News*. 2004. V. 8. Iss. 2.
- [French..., 2012] French Launch Vehicle Debris Lands in Brazil // *Orbital Debris Quarterly News*. 2012. V. 16. Iss. 2.
- [Friesen et al., 1992] *Friesen L.J.* et al. Results in Orbital Evolution of Objects in the Geosynchronous Region // *J. Guidance, Control and Dynamics*. 1992. V. 15. N. 1.
- [Früh et al., 2009] *Früh C.* et al. Catalogue Correlation of Space Debris Objects // Proc. 5th European Conference on Space Debris. ESA SP-672. ESA/ESOC, Darmstadt, Germany. 2009.
- [Fucke, 1993] *Fucke W.* Fragmentation Experiments for the Evaluation of the Small Size Debris Population // Proc. 1st European Conference on Space Debris. ESA/ESOC, Darmstadt, Germany. 1993.
- [Gehring, 1970] *Gehring J.* Engineering considerations in hypervelocity impact // *High-Velocity Impact Phenomena* / Ed. Kinslow R. N. Y., L.: Academic Press, 1970.
- [Goldstein, Randolph, 1990] *Goldstein R., Randolph L.* Rings of Earth Detected by Orbital Debris Radar // JPL Progress Report 42-101. Pasadena, California, USA. 1990.
- [Grego, 2006] *Grego L.* A History of Anti-Satellite Weapons Programs // Union of Concerned Scientists. [Электрон. текст]. Режим доступа: http://www.ucsusa.org/global_security/space_weapons/a-history-of-asat-programs.html.
- [Hall, Matney, 2001] *Hall D., Matney M.* New Collision Probability Algorithms for Orbital Debris Models // *Orbital Debris Quarterly News*. 2001. V. 6. Iss. 4.

- [Hanada, Liou, 2009] *Hanada T., Liou J.-C.* Shape Distribution of Fragments From Microsatellite Impact Tests // *Orbital Debris Quarterly News*. 2009. V. 13. Iss. 2.
- [Hanada, Matney, 2002] *Hanada T., Matney M.* Orbital Evolution of Cloud Particles from an Explosion in Near-GEO // *Orbital Debris Quarterly News*. 2002. V. 7. Iss. 1.
- [Hildebrand et al., 2007] *Hildebrand A.R.* et al. The Near Earth Object Surveillance Satellite (NEOSSAT) Mission Enables an Efficient Space-based Survey (NESS Project) of Interior-to-Earth-Orbit (IEO) Asteroids // *Lunar and Planetary Science*. 2007. V. 38. [Электрон. текст]. Режим доступа: http://www.docstoc.com/docs/81105105/the-near-earth-object-surveillance-satellite-_neossat_-mission-.
- [Hays, 2007] *Hays P.L.* National Security Space Actors. 2007.
- [Hejduk et al., 2012] *Hejduk M.* et al. Satellite Material Type and Phase Function Determination in Support of Orbital Debris Size Estimation // 13th Advanced Maui Optical and Space Surveillance (AMOS) Technologies Conf. Maui, Hawaii, USA, Sept. 2012.
- [Herrin et al., 2009] *Herrin J.* et al. STS-126 Shuttle Endeavour Window Impact Damage // *Orbital Debris Quarterly News*. 2009. V. 13. Iss. 2.
- [Herrman, Wilbeck, 1986] *Herrman W., Wilbeck J.* Review of hypervelocity penetration theories // *Intern. J. Impact Engineering*. 1986. V. 5.
- [History..., 2004] History of On-Orbit Satellite Fragmentations. 13th Ed. NASA Orbital Debris Program Office. May 2004.
- [Hogg et al., 1993] *Hogg D.* et al. Final Report on the SOCIT Series of Hypervelocity Impact Tests // WL-TR-93-7025. Wright Laboratory, Dayton, Ohio. 1993.
- [Horstman, 2005] *Horstman M.* Varying Solar Flux Models and their Effect on the Future Debris Environment Projection // *Orbital Debris Quarterly News*. 2005. V. 9. Iss. 1.
- [Horstman, 2007] *Horstman M.* An Analysis of the Orbital Distribution of Solid Rocket Motor Slag // 58th Intern. Astronautical Conf. Hyderabad, India, 24–28 Sept. 2007.
- [Horz, 1992] *Horz F.* Man-made particles on the trailing edge of LDEF // LDEF — 69 Months in Space // 2nd Post-Retrieval Symp. NASA. 1992.
- [Horz, 1999] *Horz F.* Mir Orbital Debris Collector Data Analyzed // *Orbital Debris Quarterly News*. 1999. V. 4. Iss. 2.
- [Hörz, Bernhard, 1992] *Hörz F., Bernhard R.* Compositional Analysis and Classification of Projectile Residues in LDEF Impact Craters. NASA. TM-104750. JCS, Houston, Texas, USA, 1992.
- [How much..., 2005] How much does it cost? European Space Agency. 2005. [Электрон. текст]. Режим доступа: http://www.esa.int/export/esaHS/ESAQHA0VMOC_iss_0.html.
- [Hüdepohl et al., 1992] *Hüdepohl A.* et al. Analysis of the Results of Two-Year Operations of the Munich Dust Counter — a Cosmic Dust Experiment on Board the Satellite HITEN // IAF. Paper 92-0561. Paris, France. 1992.
- [Hyde et al., 2000] *Hyde J.* et al. A History of Meteoroid and Orbital Debris Impacts on the Space Shuttle // *Proc. 3rd European Conf. on Space Debris*. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2000.
- [Hyde et al., 2006] *Hyde J.* et al. STS-114 Micrometeoroid/Orbital Debris (MMOD) Post-Flight Assessment // *Orbital Debris Quarterly News*. 2006. V. 10. Iss. 3.
- [Hyde et al., 2007] *Hyde J.* et al. Investigation of MMOD Impact on STS-115 Shuttle Payload Bay Door Radiator // *Orbital Debris Quarterly News*. 2007. V. 11. Iss. 3.
- [Hyde et al., 2008] *Hyde J.* et al. International Space Station Hand Rail and Extravehicular Activity Tool Impact Damage // *Orbital Debris Quarterly News*. 2008. V. 12. Iss. 3.
- [Hyde et al., 2010] *Hyde J.* et al. Shuttle Post Flight MMOD Inspection Highlights // 61st Intern. Astronautical Congress (IAC). Prague, Czech Republic. 2010.
- [Hyde et al., 2011] *Hyde J.* et al. Shuttle Hypervelocity Impact Database // 62nd Intern. Astronautical Congress (IAC). Cape Town, South Africa. 3–7 Oct. 2011.
- [IADC..., 2006] IADC Observation Campaigns, Inter-Agency Space Debris Coordination Committee // 43rd Session of UNCOUPOS S&T SC. Feb. 2006.

- [Improving..., 2006] Improving Our Vision: Approaches for Shared Space Situational Awareness // World Security Institute's Center Conf. Colorado Springs, Colorado, USA. 2006.
- [Increase..., 2012] Increase in ISS Debris Avoidance Maneuvers // Orbital Debris Quarterly News. 2012. V. 16. Iss. 2. NASA, USA, 2012.
- [Instability..., 2006] Instability of the Current Orbital Debris Population (2006) // Orbital Debris Quarterly News. 2006. V. 10. Iss. 2.
- [Interagency Report..., 1995] Interagency Report on Orbital Debris (1995), Executive Office of the President of the United States. Library of Congress Catalog Card N. 95-72164. 1995.
- [International..., 2009] International Space Station. NASA. 2009. [Электрон. текст]. Режим доступа: http://www.nasa.gov/mission_pages/station/structure/isstodate.html.
- [International..., 2011a] International Space Station again dodges debris // Orbital Debris Quarterly News. 2011. V. 15. Iss. 3.
- [International..., 2011b] International Space Station Avoids Debris from Old NASA Satellite // Orbital Debris Quarterly News. 2011. V. 15. Iss. 1.
- [ISS Crew..., 2009] ISS Crew Seeks Safe Haven During Debris Flyby // Orbital Debris Quarterly News. 2009. V. 13. Iss. 2.
- [ISS Large..., 2006] ISS Large Area Debris Collector (LAD-C) Update // Orbital Debris Quarterly News. 2006. V. 10. Iss. 3.
- [ISS Maneuvers..., 2008] ISS Maneuvers to Avoid Russian Fragmentation Debris // Orbital Debris Quarterly News. 2008. V. 12. Iss. 4.
- [ISS Performs..., 2000] ISS Performs First Collision Avoidance Maneuver // Orbital Debris Quarterly News. 2000. V. 5. Iss. 1.
- [ISS Space..., 2001] ISS Space Shuttles Examined for Debris Impacts // Orbital Debris Quarterly News. 2001. V. 6. Iss. 2.
- [Jackson, Bernhard, 1997] *Jackson A., Bernhard R.* 'Large' Solid Rocket Motor Particle Impact on Shuttle Window // Orbital Debris Quarterly News. 1997. V. 2. Iss. 2.
- [Jarvis et al., 2007] *Jarvis K. et al.* Liquid Mirror Telescope (LMT) Observations of the Low Earth Orbit Orbital Debris Environment March 1997 — September 200. Houston, Texas, USA. 2007.
- [Jenkin, McVey, 2009] *Jenkin A., McVey J.* Constellation and "Graveyard" Collision Risk for Several MEO Disposal Strategy // Proc. 5th European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt. 2009.
- [Johnson, 1985] *Johnson N.* History of Consequences of On-Orbit Break-Ups // Advantages in Space Research: Space Debris, Asteroids, and Satellite Orbits. 1985. V. 5. N. 2.
- [Johnson, 1989] *Johnson N.* Preliminary Analysis of the Fragmentation of the Spot 1 Arian Third Stage // Orbital Debris from Upper-stage Breakup / Ed. Loftus J. 1989.
- [Johnson, 1996] *Johnson N.* First Natural Collision of Cataloged Earth Satellites // Orbital Debris Quarterly News. 1996. V. 1. Iss. 2.
- [Johnson, 1997] *Johnson N.* Intentional LEO Spacecraft Breakup in September // Orbital Debris Quarterly News. V. 2. Iss. 4.
- [Johnson, 1998] *Johnson N.* New Passivation Measures Implemented on Pegasus Upper Stage // Orbital Debris Quarterly News. 1998. V. 3. Iss. 1.
- [Johnson, 2000] *Johnson N.* Evidence for Historical Satellite Fragmentations in and Near the Geosynchronous Regime // Proc. 3rd European Conf. Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2000.
- [Johnson, 2004a] *Johnson N.* Space Debris Mitigation Strategies and Practices in Geosynchronous Transfer Orbits // 35th COSPAR Scientific Assembly. Paris, France. 18–25 July 2004.
- [Johnson, 2004b] *Johnson N.* Environmentally-Induced Debris Sources // Advances in Space Research. 2004. V. 34. Iss. 5. P. 993–999.

- [Johnson, 2005] *Johnson N.* Orbital Debris Research in the U.S. // Proc. 4th European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2005.
- [Johnson, 2006] *Johnson N.* Current Characteristics and Trends of the Tracked Satellite Population in the Human Space Flight Regime // 57th Intern. Astronautical Congress. Valencia, Space. Paper IAC-06-B6.1.03. 2006.
- [Johnson, 2007] *Johnson N.* The Disposal of Spacecraft and Launch Vehicle Stages in Low Earth Orbit // 2nd Intern. Association for the Advancement of Space Safety (IAASS) Conf. Chicago, Illinois, USA. May 2007.
- [Johnson, 2008a] *Johnson N.* Empirical Accuracies of U.S. Space Surveillance Network Reentry Predictions // 37th COSPAR Scientific Assembly. Montréal, Canada. 13–20 July 2008.
- [Johnson, 2008b] *Johnson N.* Satellite Reentry Risk Assessments at NASA // 3^d IAASS Conf. Rome, Italy. 21–23 Oct. 2008.
- [Johnson, 2009] *Johnson N.* The International Space Station and the Space Debris Environment: 10 Years on // Proc. 5th European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2009; Orbital Debris Quarterly News. 2009. V. 13. Iss. 2.
- [Johnson, 2010] *Johnson N.* Deliberate Satellite Fragmentations and Their Effect on the Long-Term Space Environment // 38th Scientific Assembly of COSPAR. Bremen, Germany. July 2010; Orbital Debris Quarterly News. 2010. V. 14. Iss. 3.
- [Johnson, 2011] *Johnson N.* Fiftieth Anniversary of First On-Orbit Satellite Fragmentation // Orbital Debris Quarterly News. 2011. V. 15. Iss. 3.
- [Johnson, 2012a] *Johnson N.* Increasing Solar Activity Aids Orbital Debris Environment // Orbital Debris Quarterly News. 2012. V. 16. Iss. 1. NASA, USA, 2012.
- [Johnson, 2012b] *Johnson N.* Origin of the Inter-Agency Space Debris Coordination Committee // Orbital Debris Quarterly News. 2012. V. 16. Iss. 4. NASA, USA, Oct. 2012.
- [Johnson, 2012c] *Johnson N.* The Effects of Solar Maximum on the Earth's Satellite Population and Space Situational Awareness // The 63rd Intern. Astronautical Congress (IAC). Naples, Italy, Oct. 2012.
- [Johnson, Klinkrad, 2009] *Johnson N., Klinkrad H.* Space Debris Environment Remediation Concepts // Intern. Conf. on Orbital Debris Removal. Chantilly, VA. Dec. 2009; Orbital Debris Quarterly News. 2009. V. 13. Iss. 2.
- [Johnson et al., 2000] *Johnson N.* et al. NASA's New Breakup Model of EVOLVE 4.0 // 33rd Scientific Assembly of COSPAR. 2000; Orbital Debris Quarterly News. 2000. V. 5. Iss. 3.
- [Johnson et al., 2001] *Johnson N.L., Krisko P.H., Liou J.-C.* et al. NASA'S New Breakup Model of EVOLVE 4.0 // Advances in Space Research. 2001. V. 28. N. 9. P. 1377–1384.
- [Johnson et al., 2007] *Johnson N.* et al. The Characteristics and Consequences of the Break-up of the Fengyun-1C Spacecraft // 58th Intern. Astronautical Congress. 2007; Proc. 7th US/Russian Space Surveillance Workshop. Monterey, California, USA. 2007.
- [Johnson et al., 2008] *Johnson N.* et al. History of On-orbit Satellite Fragmentations. 14th ed. NASA/TM-2008-214779. NASA, 2008.
- [Kassel, Wartman, 1994] *Kassel P., Wartman J.* Metal-Oxide-Silicon Capacitor Detectors for Measuring Micrometeoroid and Space Debris Flux // AIAA J. Spacecraft and Rockets. 1994.
- [Kaufman, White, 2008] *Kaufman M., White J.* Navy Missile Hits Dying Spy Satellite, Says Pentagon // Washington Post. 21 Febr. 2008.
- [Kelecy et al., 2008] *Kelecy T.* et al. Prediction and Tracking Analysis of a Class of High Area-to-Mass Ratio Debris Objects in Geosynchronous Orbit // Advanced Maui Optical and Space (AMOS) Surveillance Technologies Conf. Wailea, Maui, Hawaii, USA. 16–19 Sept. 2008.
- [Kelley, Johnson, 2011] *Kelley R., Johnson N.* Evaluating and Addressing Potential Hazards of Fuel Tanks Surviving Atmospheric Reentry // 5th Intern. Association for the Advancement of Space Safety (IAASS) Conf. Versailles-Paris, France. 17–19 Oct. 2011.

- [Kelso, 2009] *Kelso T.* Analysis of the Iridium 33 — Cosmos-2251 Collision // Advanced Maui Optical and Space Surveillance Conf. Proc. Maui, Hawaii, USA. 2009.
- [Kerr, 2000] *Kerr J.* Post-flight Examination of the STS-96 Orbiter // *Orbital Debris Quarterly News*. 2000. V. 5. Iss. 1.
- [Kessler, 1981a] *Kessler D.* Sources of Orbital Debris and the Projected Environment for Future Spacecraft // *J. Spacecraft and Rockets*. 1981. V. 18. N. 4. 1981.
- [Kessler, 1981b] *Kessler D.* Derivation of the Collision Probability Between Orbiting Objects: The lifetime of Jupiter's moons // *Icarus*. 1981. V. 48.
- [Kessler, 1990] *Kessler D.* Collision Probability at Low Altitudes Resulting from Elliptical Orbits // *Advances in Space Research*. 1990. V. 10. N. 3-4.
- [Kessler, 1991] *Kessler D.* Collisional Cascading: The Limits of Population Growth in Low Earth Orbits // *Advances in Space Research*. 1991. V. 11. N. 12. 1991.
- [Kessler, 1992] *Kessler D.* Origin of Orbital Debris Impacts on LDEF's Trailing Surfaces // LDEF — 69 months in space. 2nd Post-Retrieval Symp. NASA. 1992.
- [Kessler, 1993] *Kessler D.* Orbital Debris Environment // Proc. 1st European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Kessler, Cour-Palais, 1978] *Kessler D., Cour-Palais B.* Collisional Frequency of Artificial Satellites: The creation of a debris belt // *J. Geophysical Research*. 1978. V. 83. N. A6. 1978.
- [Kessler, Loftus, 1994] *Kessler D., Loftus J.* Orbital Debris as an Energy Management Problem // 31st Plenary Meeting of the Committee on Space Research (COSPAR). UN, Hamburg, Germany. 1994; *Advances in Space Research*. 1995.
- [Kessler et al., 1989] *Kessler D.* et al. Orbital Debris Environment for Spacecraft Designed to Operate in LEO // NASA Technical Memorandum 100471. JSC. Houston, Texas, USA. 1989.
- [Kessler et al., 1991] *Kessler D.* et al. Space Station Program Natural Environment Definition for Design. NASA SSP-30425. NASA. JSC, Texas, USA. 1991.
- [Kessler et al., 1993] *Kessler D.* et al. Review of various models to describe the orbital debris environment, IAA-63-93-744 // 44th Congress of the Astronomical Federation. Graz, Austria. 1993.
- [Kessler et al., 1994] *Kessler D.* et al. Space Station Program Natural Environment Definition for Design // NASA SSP-30425. JSC. Houston, Texas, USA. 1994.
- [Kessler et al., 1995] *Kessler D.* et al. Current Status of Orbital Debris Environment Models // 33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. AIAA 95-0662. Reno, Nevada, USA. 1995.
- [Kessler et al., 1997] *Kessler D.J.* et al. The Search for a Previously Unknown Source of Orbital Debris: The Possibility of a Coolant Leak in Radar Ocean Reconnaissance Satellites, JSC-27737 / NASA Johnson Space Center. 21 February 1997.
- [Kessler et al., 1998] *Kessler D.* et al. The Importance of Nonfragmentation Sources of Debris to the Environment // 32nd COSPAR Scientific Assembly. Nagoya, Japan. 1998.
- [Kessler et al., 2010] *Kessler D.* et al. The Kessler syndrome: Implications to Future Space Operations // 33rd Annu. American Astronautical Soc. Rocky Mountain Section. Guidance and Control Conf. Breckenridge, Colorado, USA. 2010.
- [Kinard, 1993] *Kinard W.* Description of the Ordinal Meteoroid and Debris Counting Experiment to Fly on the Clementine Inter-Stage Adapter Spacecraft // 3rd LDEF Post-Retrieval Symp. Abstr. Hampton, Virginia, USA. 1993. NASA Conf. publication 10120.
- [Klinkrad, Stokes, 2006] *Klinkrad H., Stokes H.* Hypervelocity Impact Damage Assessment and Protection Techniques // *Space Debris: Models and Risk Analysis*. 2006. P. 205–208.
- [Krisko, 2000] *Krisko P.* EVOLVE 4.0 Sensitivity Study Results // *Orbital Debris Quarterly News*. 2000. V. 5. Iss. 1.
- [Krisko, 2006] *Krisko P.* Historical Collisions in Low Earth Orbit // 57th Intern. Astronautical Congress. Valencia, Spain. 2006. IAC-06-B6.2.5.

- [Krisko, 2007] *Krisko P.* Risk to LEO Spacecraft Due to Small Particle Impacts // *Orbital Debris Quarterly News*. 2007. V. 11. Iss. 1.
- [Krisko, 2009] *Krisko P.* The 2006 Geosynchronous (GEO) Environment for ORDEM2010 // *Orbital Debris Quarterly News*. 2009. V. 13. Iss. 4.
- [Krisko, 2010] *Krisko P.* NASA's New Orbital Debris Engineering Model, ORDEM2010 // 4th IAASS Conf. Huntsville, Alabama, USA. 2010.
- [Krisko, 2011a] *Krisko P.* ORDEM2010 Population Verification and Validation // 29th IADC Meeting. Berlin, Germany. 2011.
- [Krisko, 2011b] *Krisko P.* Proper Implementation of the 1998 NASA Breakup Model // *Orbital Debris Quarterly News*. 2011. V. 15. Iss. 4.
- [Krisko, Liou, 2003] *Krisko P., Liou J.-C.* NASA Long-Term Orbital Debris Modeling Comparison: LEGEND and EVOLVE // 54th Intern. Astronautical Congress. Bremen, Germany. 2003.
- [Krisko et al., 2005] *Krisko P.* et al. SBRAM Upgrade to Version 2.0 // *Orbital Debris Quarterly News*. 2005. V. 9. Iss. 3.
- [Krueger, 1993] *Krueger F.* Hypervelocity Impact Physics — Plasma Discharge Phenomena on Solar Generators // *The Behavior of Systems in the Space Environment*. NATO ASI Ser. E. Applied Sciences. 1993. V. 245.
- [Kuzin, 1993] *Kuzin G.* Meteorit and Man-made Microparticle Impact Detection Methodology and Equipment on the Space Stations Salyut and Mir // *NRC Space Debris Workshop*. Irvine, California. 1993.
- [Lambert, 1994] *Lambert M.* Space Debris Shield Optimization // 11th Meeting of the IADC. Tsukuba, Japan. 1994.
- [LDEF, 1993] LDEF — 69 Months in Space // 3rd Post-Retrieval Symp. NASA Conf. Publ. 3275. Pt 1–3. NASA. AIAA. Williamsburg, Virginia, USA. 1993.
- [Lear, Christiansen, 1999] *Lear D., Christiansen E.* International Space Station Debris Risk Assessment Process // *Orbital Debris Quarterly News*. 1999. V. 4. Iss. 1.
- [Lear et al., 2008] *Lear D.* et al. STS-118 Radiator Impact Damage // *Orbital Debris Quarterly News*. 2008. V. 12. Iss. 1.
- [Lederer et al., 2012] *Lederer S.* et al. Characterizing Orbital Debris and Spacecraft through a Multi-Analytical Approach // 13th Advanced Maui Optical and Space Surveillance (AMOS) Technologies Conf. Maui, Hawaii, USA, Sept. 2012.
- [Letsch et al., 2009] *Letsch R.* et al. First Results from the Multibeam Bistatic Beampark Experiment at FGAN // *Proc. 5th European Conf. on Space Debris*. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany.
- [Liou, 2004a] *Liou J.-C.* Cube — The LEGEND Collision Probabilities Evaluation Model // *Orbital Debris Quarterly News*. 2004. V. 8. Iss. 1.
- [Liou, 2004b] *Liou J.-C.* Collision Activities in the Future Orbital Debris Environment // 35th COSPAR Scientific Assembly. Paris, France. 18–25 July 2004; *Orbital Debris Quarterly News*. 2004. V. 8. Iss. 4.
- [Liou, 2005] *Liou J.-C.* A Statistical Analysis on the Future Debris Environment // 56th Intern. Astronautical Congress. Fukuoka, Japan. 17–21 Oct. 2005.
- [Liou, 2010] *Liou J.-C.* An Updated Assessment of the Orbital Debris Environment in Leo // *Orbital Debris Quarterly News*. 2010. V. 14. Iss. 1.
- [Liou, 2011a] *Liou J.-C.* An Update on LEO Environment Remediation with Active Debris Removal // *Orbital Debris Quarterly News*. 2011. V. 15. Iss. 2.
- [Liou, 2011b] *Liou J.-C.* A Note on Active Debris Removal // *Orbital Debris Quarterly News*. 2011. V. 15. Iss. 3.
- [Liou, 2012] *Liou J.-C.* An Update on the Effectiveness of Postmission Disposal in LEO // *Orbital Debris Quarterly News*. 2012. V. 16. Iss. 4.
- [Liou, Johnson, 2005] *Liou J.-C., Johnson N.* A LEO Satellite Postmission Disposal Study Using LEGEND // 55th Intern. Astronautical Congress. Vancouver, Canada. 4–8 Oct. 2004.
- [Liou, Johnson, 2006a] *Liou J.-C., Johnson N.* Instability of the current orbital population // *Science*. 20.01.2006; *Orbital Debris Quarterly News*. 2006. V. 10. Iss. 2.

- [Liou, Johnson, 2006b] *Liou J.-C., Johnson N.* Risks in space from orbital debris // *Science*. 2006. V. 311. P. 340–341.
- [Liou, Johnson, 2006c] *Liou J.-C., Johnson N.* Instability of the Present LEO Satellite Populations // 36th COSPAR Scientific Assembly. Beijing, China. 16–23 July 2006.
- [Liou, Johnson, 2007a] *Liou J.-C., Johnson N.* A Preliminary Active Debris Removal Study // *Orbital Debris Quarterly News*. 2007. V. 11. Iss. 4.
- [Liou, Johnson, 2007b] *Liou J.-C., Johnson N.* A Sensitivity Study of the Effectiveness of Active Debris Removal in LEO // 58th Intern. Astronautical Conf. Hyderabad, India. 24–28 Sept. 2007.
- [Liou, Johnson, 2008a] *Liou J.-C., Johnson N.* Physical Properties of the Large Fengyun-1C Breakup Fragments // *Orbital Debris Quarterly News*. 2008. V. 12. Iss. 2.
- [Liou, Johnson, 2008b] *Liou J.-C., Johnson N.* Characterization of the Catalog Fengyun-1C Fragments and Their Long-Term Effect on the LEO Environment // 37th COSPAR Scientific Assembly, Montréal, Canada. 13–20 July 2008.
- [Liou, Johnson, 2009] *Liou J.-C., Johnson N.* Characterization of the Cataloged Fengyun-1C Fragments and their Long-Term Effect on the LEO Environment // *Advances of Space Research*. 2009. V. 43.
- [Liou and team, 2010] *Liou J.-C., and the HST WFPC2 MMOD inspection team.* Micrometeoroid and Orbital Debris Impact Inspection of the Hubble Space Telescope Wide Field Planetary Camera 2 Radiator and the Implications for the Near-Earth Small Particle Environment // *Orbital Debris Quarterly News*. 2010. V. 14. Iss. 3.
- [Liou et al., 2002] *Liou J.-C. et al.* LEGEND — The Next Generation NASA Orbital Debris Evolution Model // *Orbital Debris Quarterly News*. 2002. V. 7. Iss. 1.
- [Liou et al., 2006] *Liou J.-C. et al.* Improving the Near-Earth Micrometeoroid and Orbital Debris Environment Definition with LAD-C // 57th Intern. Astronautical Congress. Valencia, Spain. 2–6 Oct. 2006.
- [Liou et al., 2008] *Liou J.-C. et al.* Controlling the Growth of Future LEO Debris Populations with Active Debris Removal // 59th Intern. Astronautical Congress (IAC). Glasgow, Scotland. 29 Sept. — 3 Oct. 2008.
- [Lockheed..., 2009] Lockheed Martin Awarded Concept Development Contract for U.S. Air Force Space Fence // Lockheed Martin Press Release (30 June 2009). [Электрон. текст]. Режим доступа: http://www.lockheedmartin.com/news/press_releases/2009/063009_LM_AirForce_SpaceFence.html.
- [Loftus et al. 1992] *Loftus J. et al.* Management of the orbital environment // *Acta Astronautica*. 1992. V. 26. N. 7.
- [Love, Brownlee, 1993] *Love S.G., Brownlee D.E.* A direct measurement of the terrestrial mass accretion rate of cosmic dust // *Science*. 1993. V. 262. P. 550–553.
- [Makarov et al., 2011] *Makarov Yu., Nazarenko A. et al.* Prediction of Near-Earth Space Debris Population and Future SO Disposal Measures // Intern. Astronautical Congress. IAC-11.A6.4.2. Oct. 2011.
- [Markkanen et al., 2009] *Markkanen J., Jehn R., Krag H.* EISCAT Space Debris during IPY — a 5000 hour Campaign // Proc. 5th European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2009.
- [Martin et al., 2006] *Martin C. et al.* Comparing the Long-term Evolution of the Space Debris Environment with DELTA, LEGEND and SDM // 36th COSPAR Scientific Assembly. Beijing, China. 16–23 July 2006.
- [Maskell, Oram, 2008] *Maskell P., Oram L.* Sapphire: Canada's Answer to Space-Based Surveillance of Orbital Objects // Proc. Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conf. Wailea, Maui, Hawaii, USA. Sept. 2008.
- [Matney, 1998] *Matney M.* The Satellite Breakup Risk Assessment Model (SBRAM) // *Orbital Debris Quarterly News*. 1998. V. 3. Iss. 3.
- [Matney, 2000] *Matney M.* Update of the Satellite Breakup Risk Assessment Model (SBRAM) // *Orbital Debris Quarterly News*. 2000. V. 5. Iss. 3.

- [Matney, 2008] *Matney M.* Statistical Issues for Uncontrolled Reentry Hazards // 3rd IAASS Conf. Rome, Italy. 21–23 Oct. 2008.
- [Matney, 2010] *Matney M.* Small Debris Observations from the Iridium 33/Cosmos-2251 Collision // *Orbital Debris Quarterly News*. 2010. V. 14. Iss. 2.
- [Matney, 2012] *Matney M.* On the Probability of Random Debris Reentry Occurring on Land or Water // *Orbital Debris Quarterly News*. 2012. V. 16. Iss. 1. NASA, USA, Jan. 2012.
- [Matney et al., 1998] *Matney M. et al.* Recent Results from Goldstone Orbital Debris Radar // 32nd COSPAR Scientific Assembly. Nagoya, Japan. 1998.
- [Matney et al., 2006] *Matney M. et al.* Calculating Statistical Orbit Distributions Using GEO Optical Observations with the Michigan Orbital DEbris Survey Telescope (MODEST) // 57th Intern. Astronautical Congress. Valencia, Spain. 2–6 Oct. 2006.
- [Matney et al., 2008] *Matney M. et al.* Measurements of the Small Particle Debris Cloud from the 11 January 2007 Chinese Anti-Satellite Test // 59th Intern. Astronautical Congress (IAC). Glasgow, Scotland. 29 Sept. — 3 Oct. 2008.
- [McDonnell, Sullivan, 1992] *McDonnell J., Sullivan K.* Hypervelocity Impacts on Space Detectors // *Hypervelocity impacts in space* / Ed. J.A.M. McDonnell (Canterbury: University of Kent). 1992. P. 39–47.
- [McKnight, 1987] *McKnight D.* Determining the Cause of a Satellite Breakup: A Case Study of the Cosmos-1275 Breakup // IAA-87-573, 38th Congress of the Intern. Astronautical Federation, Brighton, England, 10–17, Oct. 1987.
- [McKnight, 1993] *McKnight D.* Collision and Breakup Models: Pedigree, Regimes, and Validations // Briefing to the NRC Committee on Space Debris Workshop. Irvine, California, USA. 1993.
- [Mehrholtz, 1993] *Mehrholtz D.* Potentials and Limits of SO Observations and Data Analysis Using Radar Techniques // Proc. 1st European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Meshishnek et al., 1992] *Meshishnek M. et al.* LDEF Experiment M0003 Meteoroid and Debris Survey // Proc. 2nd LDEF Post-Retrieval Symp. NASA Langley Research Center. Hampton, Virginia, USA. 1992. NASA Conf. Publication N. 3194. P. 357.
- [Michal et al., 2005] *Michal Th. et al.* GRAVES: The New French System for Space Surveillance // Proc. 4th European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2005.
- [MMOD..., 2009] MMOD Inspection of the HST Wide Field Planetary Camera 2 Radiator (2009) // *Orbital Debris Quarterly News*. 2009. V. 13. Iss. 3.
- [Monheim et al., 2009] *Monheim A.L. et al.* GFO: Disposal of a Power-Challenged Satellite with an Attitude (Control) Problem // AIAA Space 2009 Conf. Pasadena, California, USA. 2009.
- [Monthly..., 2012] Monthly Number of Objects in Earth Orbit by Object Type // *Orbital Debris Quarterly News*. 2012. V. 16. Iss. 1. NASA, USA, Jan. 2012.
- [Morales, 2009] *Morales M.* Space Fence Program Awards Contracts for Concept Development // U.S. Air. 31 July 2009. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.af.mil/news/story.asp?id=123161377>.
- [Mulholland, 1993] *Mulholland J.* Synoptic Monitoring of Orbital Debris (SYNMOD): A progress report on current and future applications // Proc. 1st European Conf. Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Mulholland et al., 1991] *Mulholland J. et al.* IDE Spatio-Temporal Impact Fluxes and High Time Resolution Studies of Multi-Impact Events and Long-Lived Debris Clouds // NASA CP-3134. LDEF — 69 months in space. Proc. 1st Post-Retrieval Symp. NASA. Kissimmee, Florida, USA. 1991.
- [Muller, 2009] *Muller F.* Consolidated Requirements for a UHF Radar System for the ESSAS: ESA contract N. 22062/08/D/HK. 2009.
- [Muller, Kessler, 1985] *Muller F., Kessler D.* The Effect of Particulates from Solid Rocket Motors Fired in Space // *Advances in Space Research*. 1985. V. 5. N. 2.

- [Mulrooney, 2004] *Mulrooney M.* An Assessment of the Role of Solid Rocket Motors in the Generation of Orbital Debris // *Orbital Debris Quarterly News*. 2004. V. 8. Iss. 4.
- [Mulrooney, 2007] *Mulrooney M.* The NASA Liquid Mirror Telescope // *Orbital Debris Quarterly News*. 2007. V. 11. Iss. 2.
- [Mulrooney, Matney, 2007] *Mulrooney M., Matney M.* Derivation and Application of a Global Albedo Yielding an Optical Brightness to Physical Size Transformation Free of Systematic Errors // 8th Air Force Maui Optical and Supercomputing (AMOS) Technical Conf. Wailea, Maui, Hawaii, USA. 2007.
- [Munzenmayer et al., 1993] *Munzenmayer R.* et al. The Munich Dust Counter MDC — An Experiment for the Measurement of Micrometeoroids and Space Debris // Proc. 1st European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Murakami et al. 2009] *Murakami J.* et al. Microsatellite Impact Tests to Investigate Multilayer Insulation Fragments // *Orbital Debris Quarterly News*. 2009. V. 13. Iss. 2.
- [National..., 2003] National Defense Authorization Act for Fiscal Year 2004: 117 Stat. 1565 Public Law 108-136-24. USA. Nov. 2003.
- [Nazarenko, 2009a] *Nazarenko A.* Results of Updating the Parameters of the Space Debris Model in 2007 and in 2009 // Proc. 5th European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2009.
- [Nazarenko, 2009b] *Nazarenko A.* Increasing the Accuracy of Orbit Forecasting on the Basis of Improvement of Statistical Methods for Processing Measurements // Proc. 5th European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2009.
- [Nazarenko, 2011] *Nazarenko A.* Space Debris Status for 200 Years Ahead and Kessler Effect // 29th IADC Meeting. Berlin, Germany. 2011.
- [Nazarenko et al., 1991] *Nazarenko A.* et al., The Space-Temporal Variations of the Upper Atmosphere Density Derived from the Satellite Drag Data // *Advances in Space Research*. 1991. V. 11. N. 6.
- [New Debris..., 2009] New Debris Seen from Decommissioned Satellite with Nuclear Power Source (2009) // *Orbital Debris Quarterly News*. 2009. V. 13. Iss. 1.
- [New NASA..., 2007] New NASA Procedural Requirement and Technical Standard for Limiting Orbital Debris Generation // *Orbital Debris Quarterly News*. 2007. V. 11. Iss. 4.
- [New Report..., 2002] New Report on Hubble Space Telescope Impact Damage // *Orbital Debris Quarterly News*. 2002. V. 7. Iss. 1.
- [New Russian..., 2012] New Russian Launch Failure Raises Breakup Concern // *Orbital Debris Quarterly News*. 2012. V. 16. Iss. 4. NASA, USA, Oct. 2012.
- [New U.S. National..., 2010] New U.S. National Space Policy Cites Orbital Debris // *Orbital Debris Quarterly News*. 2010. V. 14. Iss. 3.
- [Olmedo et al., 2009] *Olmedo E.* et al. Cataloguing Performance of a Proposed European Space Situational Awareness System // Proc. 5th European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2009.
- [Only..., 2012] Only a Few Minor Satellite Breakups in 2011 // *Orbital Debris Quarterly News*. 2012. V. 16. Iss. 1.
- [Opiela, 2006] *Opiela J.* Developing a Mass Density Distribution for Breakup Debris // *Orbital Debris Quarterly News*. 2006. V. 10. Iss. 2.
- [Opiela, Johnson, 2000] *Opiela J., Johnson N.* In Situ Detections of a Satellite Breakup // *Orbital Debris Quarterly News*. 2000. V. 5. Iss. 4.
- [Opiela et al., 2010] *Opiela J.* et al. Data Collected During the Post-Flight Survey of Micrometeoroid and Orbital Debris Impact Features on the Hubble Wide Field Planetary Camera 2 // 2010 IAC Conf. Prague, Czech Republic. 2010.
- [Orbital..., 1985] *Orbital Debris: NASA Conf. Publ. 2360*. 1985.
- [Orbital..., 1995] *Orbital Debris — a Technical Assessment*. NRC. Washington, D.C.: National Academy Press, 1995.
- [Orbital..., 2007] *Orbital Debris Quarterly News*. 2007. V. 11. Iss. 4.
- [Orbital..., 2008] *Orbital Debris Quarterly News*. 2008. V. 12. Iss. 2–4.

- [Orbital..., 2010] Orbital Debris Success Story — a Decade in the Making // Orbital Debris Quarterly News. 2010. V. 14. Iss. 2.
- [Orly König Lopez, 1995] *Orly König Lopez*. Dangerous Encounters // Via Satellite. 1995.
- [PAM-D Debris..., 2001] PAM-D Debris Falls in Saudi Arabia // Orbital Debris Quarterly News. 2001. V. 6. Iss. 2.
- [Pearce, 1994] *Pearce E.* Space Debris Measurements: Phase 1 // Proc. 1st US/Russian Space Surveillance Workshop. 1994.
- [Pearce, 2000] *Pearce E.* Satellite photometry with the GEODSS, MOSS and SBV systems // Proc. 4th US/Russian Workshop on Space Surveillance. USNO, Washington D.C., USA. 2000.
- [Petro, Ashley, 1989] *Petro A., Ashley H.* Cost estimates for removal of orbital debris // Progress in Astronautics and Aeronautics / Ed. Loftus J. 1989. V. 121. AIAA, Washington D.C., USA.
- [Piekutovski, 1986] *Piekutovski A.* Debris clouds Generated by Hypervelocity Impact of Cylindrical Projectile with Thin Aluminum Plates // Intern. J. Impact Engineering. 1986. V. 5.
- [PINDROP..., 2004] PINDROP — An Acoustic Particle Impact Detector (2004) // Orbital Debris Quarterly News. 2004. V. 8. Iss. 3.
- [Potter, 1993] *Potter A.* Early detection of Collisional cascading // Proc. 1st European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Portree, Loftus, 1993] *Portree D., Loftus J.* Orbital Debris and Near-Earth Environmental Management // Chronology. JSC. NASA, Houston, Texas, USA. 1993. NASA Reference Publ. 1320.
- [Portree, Loftus, 1999] *Portree D., Loftus J.* Orbital Debris: A Chronology. NASA/TP-1999-208856. JSC. NASA, Houston, Texas, USA. 1999.
- [Potter, Mulrooney, 1997] *Potter A., Mulrooney M.* Liquid Metal Mirror for Optical Measurements of Orbital Debris // Advances in Space Research. 1997. V. 19.
- [Potter et al., 1996] *Potter A., Settecerri T.* et al. Radar and Optical Ground Measurements, ODERACS: Final Report. NASA. 1996.
- [President..., 2010] President B. Obama, National Space Policy of the United States of America: Released by the President of the United States. 2010. P. 7.
- [Publication of the 14th Edition..., 2008] Publication of the 14th Edition of the History of On-Orbit Satellite Fragmentations // Orbital Debris Quarterly News. 2008. V. 12. Iss. 2.
- [Publication of the Handbook..., 2008] Publication of the Handbook for Limiting Orbital Debris // Orbital Debris Quarterly News. 2008. V. 12. Iss. 4. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.hq.nasa.gov/office/codeq/doctree/NHBK871914.pdf>.
- [Publication of the Final..., 2008] Publication of the Final and Yearly CDT Reports // Orbital Debris Quarterly News. 2008. V. 12. Iss. 2.
- [Pyrin et al. 2005] *Pyrin V.* et al. Some Results of Testing the New Program for Searching Space Objects in Deep Space // Proc. 4th European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2005.
- [Radar..., 1996] Radar and Optical Ground Measurements Final Report on ODERACS experiment. NASA, JSC. Houston, Texas, USA. 1996.
- [Reentry..., 2010] Reentry of GeneSat 1 and ICESat Spacecraft // Orbital Debris Quarterly News. 2010. V. 14. Iss. 4.
- [Reimerdes et al., 1993] *Reimerdes H.* et al. Ballistic Limit Equations for the Columbus Double-Bumper Shield Concept // Proc. 1st European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Report..., 1989] Report on Orbital Debris. Interagency Group, National Security Council. Washington D.C., USA. 1989.
- [Rex, Eichler, 1993] *Rex D., Eichler P.* The Possible Long Term Overcrowding of LEO and the Necessity and Effectiveness of Debris Mitigation Measures // Proc. 1st European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.

- [Reynolds, 1993] *Reynolds R.* Orbital debris environment projections for space station // Proc. 1st European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Reynolds, Eichler, 1996] *Reynolds R., Eichler P.* Synergistic Use of EVOLVE/ CHAIN Comparison // Orbital Debris Quarterly News. 1996. V. 1. Iss. 2.
- [Reynolds et al., 1998] *Reynolds R.* et al. Sensitivity Analysis of the Orbital Debris Environment Using EVOLVE 4.0 // 32nd COSPAR Scientific Assembly. Nagoya, Japan. 1998.
- [Rocket..., 2004] Rocket Body Debris Falls in Argentina // Orbital Debris Quarterly News. 2004. V. 8. Iss. 2.
- [Rodriguez, Liou, 2008] *Rodriguez H., Liou J.-C.* Orbital Debris: Past, Present, and Future // AIAA Houston Annual Technical Symp. (ATS). Houston, Texas, USA. 2008.
- [Rodriguez et al., 2008] *Rodriguez H.* et al. Seasonal Variations of the MODEST Data // Orbital Debris Quarterly News. 2008. V. 12. Iss. 1.
- [Rossi, 2005] *Rossi A.* The Earth Orbiting SD // Serbian Astronomical J. 2005. V. 170.
- [Rossi et al., 1993] *Rossi A.* et al. Approaching the Exponential Growth: Parameter Sensitivity of the Debris Evolution // Proc. 1st European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Rossi et al., 2009] *Rossi A.* et al. Effectiveness of the de-orbiting practices in the MEO region // Proc. 5th European Conf. on Space Debris. ESOC. Darmstadt, Germany. 2009.
- [Rumsfeld..., 2002] Rumsfeld Asks if Pentagon is Over-Reliant on Space Systems // Space News. 2002. V. 4.
- [Russia Building..., 2009] Russia Building Anti-Satellite Weapons // Associated Press. 2009. V. 5. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.msubc.msn.com/id/29531802>.
- [Russian Launch..., 2011] Russian Launch Vehicle Stage Reenters Over U.S.) // Orbital Debris Quarterly News. 2011. V. 15. Iss. 2.
- [Ryan, Christiansen, 2010] *Ryan S., Christiansen E.* A Ballistic Limit Analysis Program for Shielding Against Micrometeoroids and Orbital Debris // 61st Intern. Astronautical Congress (IAC). Prague, Czech Republic. 2010.
- [Satellite..., 2002] Satellite Breakups Remain a Problem After 40 Years // Orbital Debris Quarterly News. 2002. V. 7. Iss. 3.
- [Satellite..., 2004] Satellite Fragmentations in 2003 // Orbital Debris Quarterly News. 2004. V. 8. Iss. 1.
- [Satellite..., 2008] Satellite Breakups During First Quarter of 2008 // Orbital Debris Quarterly News. 2008. V. 12. Iss. 2.
- [Satellite..., 2009] Satellite Collision Leaves Significant Debris Clouds // Orbital Debris Quarterly News. 2009. V. 13. Iss. 2.
- [Satellite..., 2011a] Satellite box score (as of 5 January 2011) // Orbital Debris Quarterly News. 2011. V. 15. Iss. 1.
- [Satellite..., 2011b] Satellite box score (as of 6 July 2011) // Orbital Debris Quarterly News. 2011. V. 15. Iss. 3.
- [Satellite..., 2012] Satellite box score // Orbital Debris Quarterly News. 2012. V. 16. Iss. 4.
- [Sato et al., 1992] *Sato T., Tanaka K.* et al. Interpretation of SD RCS Variations Observed by the MU Radar // 18th Intern. Symp. on Space Technology and Space Science. Kagoshima, Japan. 1992.
- [Schall, 1993] *Schall W.* Active Shielding and Reduction of the Number of Small Debris with High Power Lasers // Proc. 1st European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Schneider, Stilp, 1993] *Schneider E., Stilp A.* Meteoroid and Debris Simulation at Ernst-Mach-Institute: Experimental Methods and Recent Results // Proc. 1st European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Schumacher, 2007] *Schumacher P.* US Naval Space Surveillance Upgrade Program 1999–2003 // Proc. 7th US/Russian Space Surveillance Workshop. Monterey, California, USA. 2007.

- [Scully, 2007] *Scully J.* Space Unite Settles at VAFB // Santa Maria Times. 2007. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.santamariatimes.com/articles/2007/10/29/news/centralcoast/news03.txt>.
- [Sdunnus, Klinkrad, 1993] *Sdunnus H., Klinkrad H.* An introduction to the ESA Reference Model for Space Debris and Meteoroids // Proc. 1st European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Second..., 2002] Second Identified Satellite Breakup of 2002 // Orbital Debris Quarterly News. 2002. V. 7. Iss. 3.
- [See et al., 1990] *See T.* et al. Meteoroid and Debris Impact Features Documented on the LDEF: A Preliminary Report. NASA, JSC. N. 24608. Houston, Texas, USA. 1990.
- [Seitzer, 2001] *Seitzer P.* Observations of Space Debris in Geosynchronous Orbit with the Michigan Schmidt // Orbital Debris Quarterly News. 2001. V. 6. Iss. 3.
- [Seitzer, 2002] *Seitzer P.* Optical Observations of GEO Debris // Orbital Debris Quarterly News. 2002. V. 7. Iss. 3.
- [Seitzer, 2004] *Seitzer P.* Searching for Faint Debris in the GEO Ring // Orbital Debris Quarterly News. 2004. V. 8. Iss. 4.
- [Seitzer et al., 2005a] *Seitzer P.* et al. Real-time Survey and Follow-up Observations of GEO Debris // Orbital Debris Quarterly News. 2005. V. 9. Iss. 4.
- [Seitzer et al., 2005b] *Seitzer P.* et al. An Optical Survey for GEO Debris in High Inclination Orbits // Air Force Maui Optical and Supercomputing (AMOS) Technical Conf. Wailea, Maui, Hawaii, USA. 5–9 Sept. 2005.
- [Seitzer et al., 2007a] *Seitzer P.* et al. Optical Observations of GEO Debris with Two Telescopes // Orbital Debris Quarterly News. 2007. V. 11. Iss. 3.
- [Seitzer et al., 2007b] *Seitzer P.* et al. Optical Studies of Space Debris at GEO — Survey and Follow-up with Two Telescopes // 8th Air Force Maui Optical and Supercomputing (AMOS) Technical Conf. Wailea, Maui, Hawaii, USA. 10–14 Sept. 2007.
- [Seitzer et al., 2008a] *Seitzer P.* et al. Optical Studies of Orbital Debris at GEO Using Two Telescopes // Advanced Maui Optical and Space (AMOS) Surveillance Technologies Conf. Wailea, Maui, Hawaii, USA. 2008.
- [Seitzer et al., 2008b] *Seitzer P.* et al. An Optical Survey for Space Debris in Geosynchronous Orbit // 211th Meeting of the American Astronomical Soc. Austin, Texas, USA. 7–11 Jan. 2008.
- [Seitzer et al., 2009] *Seitzer P.* et al. Photometric Studies of Orbital Debris at GEO // Proc. 5th European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2009.
- [Seitzer et al., 2011] *Seitzer P.* et al. A Search for Optically Faint GEO Debris // 12th Annu. Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conf. (AMOS). Maui, HI, USA. 13–16 Sept. 2011.
- [Selding, 2007] *Selding P. de.* French Say “NON” to US Disclosure of Secret Satellites // Space News. 8 June 2007.
- [Selding, 2010] *Selding P. de.* Europe Keeping Increasingly Capable Eye on Space Debris // Space News. 21 April 2010. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.space-news.com/civil/100421-europe-eye-orbital-debris.html>.
- [Settecerri, 1999] *Settecerri T.* Comparison of Optical and Radar Orbital Debris Measurements // 9th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. 1999.
- [Settecerri, Beraun, 1993] *Settecerri T., Beraun J.* Laser Debris Sweeper for the Space Station Freedom // Proc. 1st European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Settecerri, Stansbery, 1997] *Settecerri T., Stansbery E.* Measurements of the Orbital Debris Environment: Comparison of the Haystack and HAX Radars. NASA. 1997.
- [Settecerri et al., 1997] *Settecerri T.* et al. Haystack Radar Measurements of the Orbital Debris Environment. 1994–1996. NASA. Houston, Texas. 1997.
- [Settecerri et al., 1999] *Settecerri T.* et al. Radar Measurements of the Orbital Debris Environment: Haystack and HAX Radars. Oct. 1990 — Oct. 1998. NASA, JSC. Houston, Texas, USA. 1999.

- [Siebold et al., 1993] *Siebold K., Matney M.* et al. Risk Analysis of 1...2 cm Debris Population for Solid Rocket Motors and Mitigation Possibilities for Geotransfer Orbits // Proc. 1st European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Significant..., 2007] Significant Increase in Satellite Breakups During 2006 // *Orbital Debris Quarterly News*. 2007. V. 11. Iss. 1.
- [Small..., 1999] Small Debris Observations by the COBRA DANE Radar // *Orbital Debris Quarterly News*. 1999. V. 4. Iss. 4.
- [Smallsat..., 2012] Smallsat Deployments Done Right // *Orbital Debris Quarterly News*. 2012. V. 16. Iss. 1. NASA, USA, 2012.
- [Sochillina et al., 1998] *Sochillina A.* et al. On Occasional Changes of Velocities of GEO Uncontrolled Objects // Proc. 3rd US/Russian Space Surveillance Workshop. US Naval Observatory. Washington D.C., USA. 1998.
- [Solodyna, Banner, 2000] *Solodyna C., Banner G.* Narrowband and Wideband Radar Signatures in Support of the Space Catalog // Proc. 4th US/Russian Space Surveillance Workshop. USNO. Washington, D.C., USA. 2000.
- [Space Debris..., 2002] *Space Debris. Hazard Evacuation and Mitigation* / Ed. Smirnov N. // Taylor, Francis. 2002.
- [Space Debris..., 2004] Space Debris Radar Station Operational // *Japan Times*. 9 April 2004.
- [Space Security..., 2008] *Space Security 2008* // Pandora Press. Univ. of Waterloo, Ontario, Canada. 2008.
- [Space Security..., 2010] *Space Security 2010* / Ed. Jaramillo C. // Pandora Press. Univ. of Waterloo, Ontario, Canada. 2010.
- [Space Security..., 2012] *Space Security index 2012* / Ed. C. Jaramillo. University of Waterloo, Ontario, Canada, 2012.
- [Space Surveillance..., 2010] Space Surveillance Support to Commercial and Foreign Entities (CFE) Pilot Program // Public Law 108-136. Section 913. 10 U.S.C. N. 2274 (i). Data Support. 2010. [Электрон. текст]. Режим доступа: http://celestrak.com/NORAD/elements/notices/Space_Surveillance_Support_to_CFE_Pilot_Program_V07.pdf.
- [Space Track..., 2012] Space Track public satellite catalog maintained by the U.S. military. 2012. [Электрон. ресурс]. Режим доступа: online: <http://space-track.org>.
- [Stansbery, 1997] *Stansbery E.* Detection of Very Small Debris with Haystack // *Orbital Debris Quarterly News*. 1997. V. 2. Iss. 4.
- [Stansbery, 2004] *Stansbery E.* Growth in the Number of SSN Tracked Orbital Objects // *Orbital Debris Quarterly News*. 2004. V. 8. Iss. 1.
- [Stansbery, 2010] *Stansbery E.* Characterizing the Space Debris Environment with a Variety of SSA Sensors // 38th Scientific Assembly of COSPAR. Bremen, Germany. July 2010; *Orbital Debris Quarterly News*. 2010. V. 14. Iss. 3.
- [Stansbery, Settecerry, 1997] *Stansbery E., Settecerry T.* HAX Radar // *Orbital Debris Quarterly News*. 1997. V. 2. Iss. 1.
- [Stansbery et al., 1993] *Stansbery E.* et al. Orbital Debris Environment Characteristics Obtained by Means of the Haystack Radar // Proc. 1st European Conf. on Space Debris. ESA SD-01. ESA/ESOC, Darmstadt. 1993.
- [Stansbery et al., 1994] *Stansbery E.* et al. Haystack Radar Measurements of the Orbital Debris Environment. JSC-26655. NASA, Houston, Texas, USA. 1994.
- [Stansbery et al., 1995] *Stansbery E.* et al. Recent Results of Orbital Debris Measurements from the Haystack Radar // 33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. AIAA 95-0662. Reno, Nevada, USA. 1995.
- [Stansbery et al., 1999] *Stansbery E.* et al. A Comparison of Radar and Optical Techniques for Conducting Near Earth Object (NEO) Searches // 9th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. 1999.
- [Stansbery et al., 2008] *Stansbery E.* et al. A Comparison of Three Catastrophic On-Orbit Collisions // 59th Intern. Astronautical Congress (IAC). Glasgow, Scotland. 29 Sept. — 3 Oct. 2008.

- [Status..., 2012] Status of Three Major Debris Clouds // *Orbital Debris Quarterly News*. 2012. V. 16. Iss. 3. NASA, USA, 2012.
- [Stokely, 2004] *Stokely C.* Utilizing the Ultra-Sensitive Goldstone Radar for Orbital Debris Measurements // *Orbital Debris Quarterly News*. 2004. V. 8. Iss. 3.
- [Stokely, 2006] *Stokely C.* Flux Comparisons from the Goldstone, Haystack, and HAX Radars // *Orbital Debris Quarterly News*. 2000. V. 10. Iss. 2.
- [Stokely, Matney, 2008] *Stokely C., Matney M.* Haystack Radar Observations of Debris from the Fengyun-1C Antisatellite Test // *Orbital Debris Quarterly News*. 2008. V. 12. Iss. 3.
- [Strong, Tuzzolino, 1989] *Strong I, Tuzzolino A.* The Space Dust Experimental Spacecraft, Air Force Laboratory Contract Task Report // *Proc. 1st Annual Workshop on the Effects of Orbital Debris*. Kirtland Air Force Base. New Mexico, 1989.
- [Su, 1993] *Su S.-Y.* On Runaway Conditions of Orbital Debris Environment // *Advances in Space Research*. 1993. V. 13. N. 8.
- [Su, Kessler, 1985] *Su S.-Y., Kessler D.* Contribution of explosion and future collision fragments to the orbital debris environment // *Advances in Space Research*. 1985. V. 5. N. 2.
- [Successful..., 2006] Successful Trial for BNSC-funded Space Surveillance Project // *Spacewar*. Nov. 2006. [Электрон. текст]. Режим доступа: http://www.spacewar.com/reports/Successful_Trial_For_BNSC_funded_Space_Surveillance_Project_999.html.
- [Survey..., 1998] Survey of the Hubble Space Telescope Micrometeoroid and Orbital Debris Impacts from Service Mission 2 Imagery. JSC-28472. NASA, Houston. 1998.
- [Survey..., 2002] Survey of the Hubble Space Telescope Micrometeoroid and Orbital Debris Impacts from Space Shuttle Service Mission 3A Imagery. JSC-29539. NASA, Houston, USA. 2002.
- [Swift, 1982] *Swift H.* Hypervelocity Impact Mechanics. N. Y.: John Wiley and Sons, 1982.
- [Talent, 1992] *Talent D.* Analytical Model for Orbital Debris Environment Management // *J. Spacecraft and Rockets*. 1992. V. 29. N. 4.
- [The First..., 2000] The First Satellite Breakup of 2000 // *Orbital Debris Quarterly News*. 2000. V. 5. Iss. 2.
- [The Multiple..., 2008] The Multiple Fragmentations of Cosmos 2421 // *Orbital Debris Quarterly News*. 2008. V. 12. Iss. 3.
- [The SSS..., 2006] The SSS Space Surveillance System // *Jane's Space Directory* (23 Dec. 2003). Improving Our Vision: Approaches for Shared Space Situational Awareness: Report on Conf. Held in Center for Defense Information. 2006.
- [Thomson, 2007] *Thomson A.* A GRAVES Sourcebook. Version 2007-12-1. 2007.
- [Three..., 1997] Three Satellites Breakups During May-June // *Orbital Debris Quarterly News*. 1997. V. 2. Iss. 3.
- [Three..., 1998] Three Upper Stage Breakups in One Week Top February Debris Activity // *Orbital Debris Quarterly News*. 1998. V. 3. Iss. 2.
- [Three..., 2006] Three More Satellites Involved in Fragmentations // *Orbital Debris Quarterly News*. 2006. VI. 10. Iss. 4.
- [Top..., 2010] Top Ten Satellite Breakups // *Orbital Debris Quarterly News*. 2010. V. 14. Iss. 3.
- [Toor, 2011] *Toor A.* DARPA's new Space Surveillance telescope will keep our satellites safe from interstellar debris. Engadget. 26 April 2011. [Электрон. текст]. Режим доступа: www.engadget.com/2011/04/26/darpas-new-space-surveillance-telescope-will-keep-our-satellite.
- [Tretyakov et al., 2005] *Tretyakov Yu.* et al. On the theory and some specific methods for searching space objects by rough orbital information // *Proc. 6th US/Russian Workshop on Space Surveillance*. St. Petersburg. 2005.
- [Tuzzolino et al., 2000] *Tuzzolino A.* et al. "In-Situ" Detections of a Satellite Breakup by the SPADUS Experiment // *Proc. 3rd European Conf. on Space Debris*. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2000.

- [Two Derelict..., 2012] Two Derelict NOAA Satellites Experience Anomalous Events // *Orbital Debris Quarterly News*. 2012. V. 16. Iss. 1. NASA, USA, 2012.
- [Two Major..., 2002] Two Major Satellite Breakups Near End of 2001 // *Orbital Debris Quarterly News*. 2002. V. 7. Iss. 1.
- [Two Minor..., 2008] Two Minor Fragmentations End Worst Debris Year Ever // *Orbital Debris Quarterly News*. 2008. V. 12. Iss. 1. P. 1–2.
- [United..., 1999] United Nations Adopts Orbital Debris Report // *Orbital Debris Quarterly News*. 1999. V. 4. Iss. 2. P. 7, 9.
- [United..., 2007] United Nations Adopts Space Debris Mitigation Guidelines // *Orbital Debris Quarterly News*. 2007. V. 11. Iss. 2. P. 1–2.
- [United..., 2009] United Nations' COPUOS Receives Update on Iridium-Cosmos Collision // *Orbital Debris Quarterly News*. 2009. V. 13. Iss. 3.
- [United..., 2010] United States Space Surveillance Network // Wikipedia. [Электронный текст]. Режим доступа: http://U.S._Space_Surveillance_Network.htm.
- [United..., 2011] United Nations Discusses Space Debris and Long-Term Sustainability of Activities in Outer Space // *Orbital Debris Quarterly News*. 2011. V. 15. Iss. 2.
- [Update..., 2010] Update on Three Major Debris Clouds // *Orbital Debris Quarterly News*. 2010. V. 14. Iss. 2.
- [US Air..., 2010] US Air Force delays launch of space based surveillance system // *Space Security 2010*. Pandora Press. University of Waterloo, Ontario, Canada. 2010.
- [US Strategic..., 2007] US Strategic Command History. March 2007. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.stratcom.mil/about-ch.html>.
- [Vananti et al., 2009] *Vananti A. et al.*, Preliminary Results from Reflectance Spectroscopy Observations of Space Debris in GEO // *Proc. 5th European Conf. on Space Debris*. ESA SP-672. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2009.
- [Veniaminov, 1993] *Veniaminov S.* The Methods and Experience of Detecting Small and Weakly-Contrasting Space Objects // *Proc. 1st European Conf. Space Debris*. ESA/ESOC. Darmstadt, 1993.
- [Veniaminov, 2012] *Veniaminov S.* Planning the search for a space object: Fundamentals of a new analytic theory of planning the search for a space object using *a priori* data: monograph. Saarbrücken, Germany: Lambert Academic Publishing, 2012.
- [Veniaminov et al., 2005] *Veniaminov S. et al.* Some Results of Testing the New Program for Searching Space Objects in Deep Space // *Proc. 4th European Conf. on Space Debris*. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2005.
- [Veniaminov et al., 2007] *Veniaminov S. et al.* Potentialities of Passive RF-Sensors for Characterization of Satellites // *Proc. 7th US/Russian Space Surveillance Workshop*. Monterey, California, USA. 2007.
- [Verger, 2007] *Verger F.* The Cambridge Encyclopedia of Space, 2007.
- [Walker, Nazarenko, 1999] *Walker R., Nazarenko A.* Comparison of Models of the Current LEO Debris Environment at Different Size Thresholds // *17th IADC Meeting*. ESOC. Darmstadt, Germany. 1999.
- [Wattie, 2006] *Wattie Ch.* Canada Will Launch Own Spy Satellite: Project Sapphire // *National Post*. 2006. N. A6.
- [Watts et al., 1993] *Watts A. et al.* Dimensional Scaling for Impact Cratering and Perforation. NASA NCR-188259. JSC. Houston, Texas. 1993.
- [Watts et al., 1994] *Watts A. et al.*, Impact Effects on Optics Survivability: Induced Optical Scatter. PL-TR-94-1046. Phillips Laboratory, Kirtland Air Force base. New Mexico, USA. 1994.
- [Whitlock, 2006] *Whitlock D.* Modeling the Effect of High Solar Activity on the Orbital Debris Environment // *Orbital Debris Quarterly News*. 2006. V. 10. Iss. 2.
- [Whitney, 1993] *Whitney J.* Hypervelocity Impact Tests of Shielded and Unshielded Pressure Vessels. JSC-32294. NASA. Houston, Texas, USA. 1993.

- [Xiaodan, 2008] *Xiaodan Du* China Launches Major Project to Monitor Space with Network of Observatories // CCTV. Jan. 2008. [Электронный текст]. Режим доступа: <http://www.cctv.com/english/20080106/100834.shtml>.
- [Xu et al., 2005] *Xu Y.-L.* et al. A Statistical Size Estimation Model for Haystack and HAX Radar Detections // 56th Intern. Astronautical Congress. Fukuoka, Japan. 17–21 Oct. 2005.
- [Xu et al., 2010] *Xu Y.-L.* et al. Modeling of the Orbital Debris Population of RORSAT Sodium-Potassium Droplets // 38th Scientific Assembly of COSPAR. Bremen, Germany. July 2010; Orbital Debris Quarterly News. 2010. V. 14. Iss. 3.
- [Xu et al., 2011] *Xu Y.-L.* et al. Simulation of Micron-Sized Debris Populations in Low Earth Orbit // Orbital Debris Quarterly News. 2011. V. 15. Iss. 2.
- [Yanagisawa, 2007] *Yanagisawa T.* Strategy for Detection of Eccentric Objects Near the Geosynchronous Region // 58th Intern. Astronautical Conf. Hyderabad, India. 24–28 Sept. 2007.
- [Yanagisawa et al., 2005] *Yanagisawa T.* et al. Automatic Detection Algorithm for Small Moving Objects // Publications of Astronomy Soc. of Japan. 2005. V. 57. P. 399–408.
- [Yanagisawa et al., 2006] *Yanagisawa T.* et al. Detection of Small GEO Debris with MODEST Data Using an Automatic Detection Algorithm // Orbital Debris Quarterly News. 2006. V. 10. Iss. 3.
- [Yoshikawa, 1992] *Yoshikawa M.* Long-Term Analysis for the Orbital Changes of Debris // 18th Intern. Symp. on Space Technology and Space Science (ISTS). Kagoshima, Japan. 1992.
- [Yoshitaka, 2005] *Yoshitaka T.* Observation of Space Debris by the Kamisaibara Radar System // Proc. 4th European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2005.
- [Zak, 2008] *Zak A.* IS Anti-satellite System. Russian Space Web. [Электронный текст]. Режим доступа: <http://www.russianspaceweb.com/is.html>. 2008.
- [Zakaib, 2011] *Zakaib G.D.* Telescope will track space junk // Nature. 2011. [Электронный текст]. Режим доступа: www.nature.com/news/2011/110422/full/news.2011.254.html?WT.ec_id=NEWS-20110426.
- [Zhour, Liu, 2006] *Zhour H., Liu W.* Status Quo and Assumption of China's Space Satellite Monitoring // China Communications. 2006. N. 123.

055(02)2

Ротапринт ИКИ РАН
117997, Москва, Профсоюзная, 84/32
Подписано к печати 5.04.2013

Заказ 3212

Формат $70 \times 100^{1/32}$ Тираж 100

13 уч.-изд. л.