

Л.Н. Лысенко

НАВЕДЕНИЕ И НАВИГАЦИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

*Допущено Учебно-методическим объединением
по университетскому политехническому образованию
в качестве учебного пособия для студентов высших учебных
заведений, обучающихся по направлениям подготовки
«Ракетостроение и космонавтика»
и «Гидроаэродинамика и динамика полета»*

Москва
Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана
2007

УДК 629.76
ББК 34.4
Л886

Р е ц е н з е н т ы:

д-р техн. наук *Э.П. Спирин*,
чл.-кор. РАН, проф., д-р техн. наук *О.М. Алифанов*
(заведующий кафедрой Московского государственного авиационного
института (технический университет))

Лысенко Л.Н.

Л886 Наведение и навигация баллистических ракет: Учеб. пособие. – М.:
Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. – 672 с.: ил.

ISBN 978-5-7038-2913-4

Изложены научные и методологические основы наведения и навигации летательных аппаратов баллистического типа. Рассмотрены вопросы программирования движения (задачи наведения) и информационно-навигационного обеспечения управления (задачи навигации), а также проблемы статистической динамики полета — оценивание движения и определение точности стрельбы (задачи оценки точности возмущенного движения). Показаны направления решений соответствующих задач при создании существующих ракетных комплексов тактического, оперативно-тактического и стратегического назначений, возможные пути совершенствования баллистико-навигационного обеспечения полета ракет последующих поколений.

Для студентов технических вузов, слушателей военных академий, а также аспирантов, инженеров и научных работников, специализирующихся в области баллистики, динамики полета и управления движением летательных аппаратов.

УДК 629.76
ББК 34.4

ISBN 978-5-7038-2913-4

© Л.Н. Лысенко, 2007
© Оформление. Издательство МГТУ
им. Н.Э. Баумана, 2007

В «холодной войне» не было миллионов убитых на полях сражений. Но в КБ, лабораториях, засекреченных цехах и на полигонах напряжение, а порой и трудовой героизм не уступали тому, который проявляли люди, создававшие оружие для фронта во время войны.

Б.Е. Черток

«Семерка» с ядерным зарядом представлялась некой прекрасной богиней, которая защитит и прикроет страну от страшного заокеанского врага.

Ядерное оружие — «простое» и водородное — было уже создано. На нашей ракете Р-5 было впервые совмещено его фантастическое могущество со скоростью достижения цели. Но США пока оставались вне пределов досягаемости «пятерки». «Семерка» должна была лишить США неуязвимости.

Б.Е. Черток

ОТ АВТОРА*

Со времени принятия на вооружение в СССР первого стратегического ракетного комплекса (РК) с баллистической ракетой (БР) Р-5М (8к51) в 1956 г. ракетные войска стратегического назначения стали самым мощным видом Вооруженных сил, в составе которого сосредоточено до двух третей ядерного потенциала государства [43, 78, 83, 89].

Средства доставки ядерных боеголовок к цели, основу которых составляют БР дальнего действия (БРДД), — наиболее эффективный и, пожалуй, важнейший элемент ракетно-ядерного щита нашей Родины, служащий сдерживающим фактором, исключающим возможность развития мирового ядерного конфликта.

*Изложенные сведения основываются на доступных автору архивных материалах, воспоминаниях очевидцев, а также следующих работах:

Из истории развития ракетной техники и космонавтики / Сост. В.Л. Иванов, Ю.И. Плотников и др. — М.: МО РФ, 1995;

Карпенко А.В., Уткин А.Ф., Попов А.Д. Отечественные стратегические ракетные комплексы: Справочник / Под ред. В.Ф. Уткина, Ю.С. Соломонова, Г.А. Ефремова. — СПб.: Невский бастион – Гангут, 1999;

Кузница кадров оборонных специальностей / Под ред. В.В. Зеленцова, В.В. Драгомира, Л.Н. Лысенко и др. — М.: Гелиос АРВ, 2003;

Черток Б.Е. Ракеты и люди. Мемуары: В 4-х т. — М.: Машиностроение, 1994—1999.

Достижения советской ракетной техники стали реальностью благодаря успешному развитию многих областей науки и техники, в частности теории полета ракет (баллистики ракет).

Первыми публикациями в области теории полета ракет, внесшими заметный вклад в данную науку, принято считать работы английского ученого и изобретателя *Уильяма Конгрева* (1772—1828) и русского специалиста в области артиллерии и ракетной техники генерал-лейтенанта *Александра Дмитриевича Засядко* (1779—1837).

К числу важнейших теоретических результатов У. Конгрева относят установление влияния скорости истечения газов и их расхода на скорость полета ракеты, определение оптимального угла запуска ракет на максимальную дальность, рекомендации по созданию ракет, обладающих металлическим корпусом и боевой головной частью.

Основные результаты исследований А.Д. Засядко нашли отражение в труде «О деле ракет зажигательных и рикошетных» (1817), являющемся первым достаточно полным наставлением по изготовлению и боевому использованию ракет в русской армии.

Огромную роль в области разработки теоретических проблем реактивной техники сыграли публикации другого нашего соотечественника *Ивана Всеволодовича Мещерского* (1859—1935), заложившего в своих работах «Динамика точки переменной массы» (1897) и «Уравнения движения точки переменной массы в общем случае» (1904) основы теории динамики тел переменной массы.

Общепризнанным является вклад в динамику полета ракет *Константина Эдуардовича Циолковского* (1857—1935), первым решившего задачу о движении ракеты в неоднородном гравитационном поле, приближенно оценившего влияние атмосферы на полет ракеты и вычислившего требуемые запасы топлива для преодоления сопротивления воздушной оболочки Земли. Важное значение имели и изложенные им в работе «Теория многоступенчатых ракет» (1926—1929) результаты по рациональному расходованию энергетического запаса (топлива) для достижения максимальной дальности полета и грузоподъемности.

Американский ученый *Роберт Годдарт* (1882—1945) считается одним из пионеров создания теории жидкостных ракет. К тому же он был талантливым изобретателем, получившим в 1914—1940 гг. 83 патента на изобретения в области ракетной техники. Над созданием объектов ракетной техники Р. Годдарт работал до конца 1941 г. Им впервые было обосновано и реализовано на практике использование

газовых рулей и гироскопических систем для управления полетом, а в 1937 г. сформулирована и впервые практически решена задача автоматической стабилизации положения ракеты относительно ее центра масс.

Особое место в истории развития ракетной техники и ракетодинамики занимает имя *Юрия Васильевича Кондратюка* (1897—1941). Он заинтересовался проблемами ракетной техники еще будучи учеником гимназии. В 1919 г. он заканчивает работу «Тем, кто будет читать, чтобы строить», которая так и не была опубликована при его жизни. В ней Ю.В. Кондратюк независимо от К.Э. Циолковского получил оригинальный вывод основного уравнения движения ракеты, привел схему и описание четырехступенчатой ракеты на кислородно-водородном топливе. Именно он, задолго до Р. Годдарта, высказал идею построения гироскопических систем управления угловым движением ракет, впоследствии реализованную американским специалистом. Огромен вклад Ю.В. Кондратюка и в теорию космических полетов.

Не меньшую известность получил советский ученый и изобретатель реактивных двигателей и конструкций летательных аппаратов *Фридрих Артурович Цандер* (1877—1933), который, начиная с 20-х годов прошлого века, выполнил ряд теоретических исследований по оценке эффективности реактивных двигателей различных схем, включая воздушно-реактивные и комбинированные.

Ф.А. Цандеру принадлежат и первые работы в области создания возможных способов защиты от нагрева в атмосфере движущегося со сверхзвуковыми скоростями аппарата.

Период с 20-х до конца 30-х годов XX столетия без преувеличения следует считать эрой немецких специалистов ракетной техники. Не располагая крупными теоретиками, за исключением, может быть, *Эйгена Зенгера* (1905—1964), выпустившего в свет известную работу «Техника ракетного полета» (1933), отчасти *Вернера фон Брауна* (1912—1977) и *Германа Оберта* (более известного все же в качестве одного из пионеров космической техники), за счет высокого уровня организации экспериментальных работ и постановки процесса создания ракетной техники на промышленной основе уже к 1938 г. фашистская Германия далеко обогнала в этой области другие государства.

Э. Зенгер оставил свой след в развитии ракетной техники прежде всего как последовательный сторонник создания ракетно-косми-

ческого самолета. Он обосновал возможность осуществления суборбитального полета с последовательным рикошетированием от верхних слоев атмосферы. Эти идеи через десятки лет составили концепцию аэробаллистических маневрирующих головных частей БРДД и, в какой-то степени, многоразовых орбитальных аппаратов типа систем «Зенгер—Хорус», американского «Спейс шаттл» и нашей системы «Энергия—Буран».

В. фон Браун — один из ведущих специалистов в области ракетной техники Германии и США. Его первая научная работа «Теория дальних ракет» (1929), написанная 19-летним студентом, была посвящена теории проектирования ракет дальнего действия. Затем его интересы сосредоточились на практической деятельности по созданию первых образцов боевой реактивной техники, где наиболее полно раскрылся его талант конструктора и организатора. В 1930 г. он под руководством Г. Оберта принял участие в полномасштабных экспериментальных работах по созданию ЖРД «Кегельдюзен». Затем участвовал в создании армейского ракетного исследовательского центра Пенемюнде. С 1937 г. и до конца Второй мировой войны был его техническим руководителем. В 1938—1942 гг. под руководством фон Брауна была создана баллистическая ракета А-4 («Фау-2») с дальностью полета до 300 км и боевой частью из обычного взрывчатого вещества массой около одной тонны. В Пенемюнде были разработаны и другие ракеты серии А (баллистические ракеты): А-3, А-5 (прошли стадию летных испытаний), А-6, А-9, А-10. Первые испытательные пуски БР были осуществлены осенью 1938 г.

Боевое применение ракет «Фау-2» было начато в сентябре 1944 г. Из 4300 запущенных ракет 1402 были применены против Великобритании, 517 из них достигли Лондона (по другим данным — 447).

21 сентября 1933 г. в СССР состоялось весьма значимое событие. На базе ленинградской Газодинамической лаборатории (ГДЛ) и московской Группы изучения реактивного движения (ГИРД) в Москве был создан Реактивный научно-исследовательский институт (РНИИ) — научно-исследовательская и опытно-конструкторская организация для теоретического и практического решения проблем реактивного движения.

Если до этого времени работы в области реактивной техники велись в стране в значительной степени на голом энтузиазме исключительно талантливых и безмерно увлеченных данной проблемой *Н.И. Тихомирова, В.П. Глушко, В.А. Артемьева, Б.С. Петропавловского, Г.Э. Лангемака, Н.Я. Ильина* в ГДЛ и *С.П. Королева,*

Ф.А. Цандера, М.К. Тихонравова, Ю.А. Победоносцева и других в ГИРДе (хотя к началу 1933 г. ГДЛ насчитывала около 200 человек и находилась в непосредственном подчинении Военно-исследовательского комитета при Реввоенсовете СССР), то теперь эти работы были поставлены на «плановые рельсы социалистического народного хозяйства».

С этого времени к созданию БР были привлечены крупные коллективы ученых и инженеров, обеспечивших достижение поставленных целей на базе «задействования» коллективного разума, таланта многих, объединенных единой задачей, стремлением решить ее как можно лучше и в возможно короткие сроки.

НИИ в 1944 г. был преобразован в НИИ-1. Примерно в это же время наши войска заняли полигон в Дембице близ Варшавы со стартовыми позициями ракет «Фау-2». В сентябре отдельные элементы комплекса и части конструкции ракет были доставлены в Москву, в НИИ-1.

По доставленным элементам конструкции, отдельным деталям и по обломкам корпусов взорванных БР «Фау-2» группа конструкторов и инженеров-расчетчиков НИИ в составе *А.М. Исаева, А.Я. Березняка, Н.А. Пилюгина, Б.Е. Чертока, Л.А. Воскресенского, М.К. Тихонравова, В.П. Мишина* и других в кратчайший срок воссоздала общий вид ракеты, рассчитала ее аэродинамическую схему, определила основные тактико-технические характеристики.

Это явилось основанием для разработки предложения по созданию и боевому применению на базе «Фау-2» более совершенной БР с дальностью действия порядка 600 км.

Реализация этого проекта требовала модернизации двигательной установки «Фау-2». Главным конструктором КБ, которому было поручено решить эту задачу, был назначен А.М. Исаев. Однако актуальность сверхбыстрого создания в СССР БР на основе частично воспроизведенной документации по «Фау-2» по мере приближения конца войны становилась все менее очевидной. 5 мая 1945 г. войска 2-го Белорусского фронта заняли исследовательский центр Пенемюнде. И хотя в результате многочисленных налетов «летающих крепостей» Б-29 и Б-17 американских и английских ВВС ракетный полигон Пенемюнде был до основания разрушен (особенно в дни, предшествующие его захвату Красной армией), в советской зоне оккупации Германии оказалось достаточно предприятий и организаций, имевших отношение к созданию фашистской ракетной техники.

С июля по август 1945 г. в Восточную Германию, в район города Нордхаузен, была направлена группа советских специалистов, включавшая С.П. Королева, В.П. Глушко, В.П. Бармина, Н.А. Пилюгина, В.П. Мишина, М.С. Рязанского, В.С. Кузнецова, А.М. Исаева, Б.Е. Чертока, Г.А. Тюлина, М.К. Тихонравова, В.С. Будника и др.

Среди них находился молодой в ту пору преподаватель кафедры сопротивления материалов МВТУ им. Н.Э. Баумана *В.И. Феодосьев* (1916—1991), будущий декан специального факультета, руководитель кафедры ракетной техники, крупнейший ученый, Герой Социалистического Труда, лауреат Ленинской и Государственной премий СССР, член-корреспондент АН СССР. Как неоднократно признавался сам Всеволод Иванович, в ракетной технике он тогда «мало что понимал». Для него эта командировка, как и для многих других, в том числе профессора возглавляемой автором кафедры *В.Ф. Устинова* (1920—2004), послужила своего рода образовательным университетом, в котором были получены исходные знания по аэродинамике, баллистике, проектированию двигателей, конструкции ракет. Заметим, что к этому времени нацист, кавалер рыцарского креста — высшей награды рейха — штурмбан-фюрер СС Вернер фон Браун, сдавшийся к моменту окончания войны американцам, в числе 127 других ведущих немецких ракетчиков уже находился в США, где приступил к работам по воссозданию ракеты «Фау-2» на полигоне Уайт-Сейдз.

Правительство нашей страны, практически в одиночку сломавшей становой хребет фашистской Германии, не могло не принять адекватных мер, связанных с созданием ракетной техники.

Под руководством командированных в Германию специалистов при участии немецких ученых и инженеров в советской оккупационной зоне было создано несколько организаций по восстановлению уничтоженной и утерянной конструкторской документации.

Одним из первых таких учреждений стал научно-исследовательский институт «Рабе» (от сокращенного «ракетенбау» — строительство ракет), возглавляемый А.М. Исаевым и Б.Е. Чертоком. Позднее он вошел в состав более крупного института «Нордхаузен», заместителем начальника и главным инженером которого был назначен С.П. Королев. Поиск материалов по баллистике и теории полета ракет был возложен на В.П. Мишина.

К середине 1946 г. задачи, стоявшие перед группой советских специалистов в Восточной Германии, в основном были решены. Они вернулись на Родину, увозя с собой десять полностью готовых

к сборке комплектов «Фау-2», восстановленных на основе технической документации, обнаруженной группой советских специалистов, возглавляемой В.П. Мишиным, в военно-техническом архиве в Праге (серия Т), а также десять собранных на заводе «Клейнбодунген» и прошедших технологические испытания ракет, готовых к летным испытаниям (серия Н). Заметим, что американцы вывезли из Германии в качестве трофеев более 100 готовых к отправке на фронт ракет.

Вместе с нашими специалистами в СССР были отправлены и некоторые немецкие специалисты-ракетчики (всего около 150 человек). Возглавлял эту группу один из ближайших сотрудников фон Брауна по Пенемюнде (его заместитель по радиоуправлению баллистическими ракетами) Гельмут Греттруп. В составе группы находились довольно известные специалисты: профессор Упфенбах, доктора Хох, Магнус, Вольф, Альбринг, Андерс, Шефер и др.

Среди перечисленных обращают на себя внимание имена докторов Вольдемара Вольфа, бывшего главным баллистиком фирмы «Крупп», Вернера Альбринга — известного аэродинамика, заместителя директора института аэродинамики в Ганновере, Ганса Хоха — известного теоретика в области автоматического управления, а также Курта Магнуса, ставшего впоследствии одним из крупных специалистов в области гироскопии.

Конечно, совершенно несерьезно говорить о том, что у «советских ракетных триумфов было немецкое начало», однако следует признать несколько очевидных фактов:

— накопленный Германией опыт в создании БР, воспринятый нашими специалистами, позволил им сэкономить много лет творческой работы и практически мгновенно (с исторической точки зрения) ликвидировать отставание в этой области;

— знакомство с постановкой работ в фашистской Германии по созданию современных (на тот период) средств вооружения позволило руководству страны сделать своевременный и исключительно важный вывод о том, что создание ракетной техники не под силу одной организации или даже крупному министерству; решение этой проблемы требовало мощной общегосударственной кооперации;

— организация работ по «приоритетному захвату ракетных интеллектуальных трофеев» фашистов помогла нашему правительству создать «золотой запас» элитных специалистов в соответствующей

области и обеспечила качественный скачок, выразившийся в создании межконтинентальных баллистических ракет, позволивших Советскому Союзу занять лидирующее положение в мировой практике ракетостроения и космонавтике.

В мае 1946 г. советское правительство принимает постановление о создании ракетостроительной промышленности страны, сыгравшее определяющую роль в развитии ракетного вооружения дальнего радиуса действия.

Этим постановлением были определены головные министерства, предусмотрено создание специализированных конструкторских бюро (СКБ), научно-исследовательских институтов и полигонов как в системе Министерства обороны, так и в промышленности.

На основе постановления ЦК КПСС и Совета министров СССР в Подлипках (ныне г. Королев) создается головной ракетный Институт Министерства вооружения НИИ-88, начальником которого назначается генерал-майор артиллерии Л.Р. Гонор, а главным инженером Ю.А. Победоносцев. Заместителем главного инженера становится Б.Е. Черток, возглавивший одновременно отдел систем управления. С.П. Королев руководил отделом № 3 СКБ института и был назначен главным конструктором автоматически управляемых БРДД. Он же возглавил Совет главных конструкторов, в состав которого входили В.П. Глушко, М.С. Рязанский, а несколько позднее Н.А. Пилюгин, В.И. Кузнецов, В.П. Бармин и другие видные конструкторы ракетной техники.

При создании НИИ-88, существующего по сей день под названием ЦНИИМаш, в его составе было только одно КБ. Однако вскоре отделы были реорганизованы в самостоятельные КБ в составе НИИ-88, а затем КБ С.П. Королева и А.М. Исаева были выделены из НИИ-88 в самостоятельные организации ОКБ-1 и ОКБ-2. Немного позднее было создано ОКБ-3 под руководством Д.Д. Севрюка (жидкостные тактические ракеты и жидкостные ракетные двигатели).

С именем *Сергея Павловича Королева* (1907—1966) — основоположника практической космонавтики — связаны первые успехи нашей Родины в области создания боевых баллистических ракет.

В сентябре 1947 г. в НИИ-88 состоялось расширенное заседание НТС под председательством директора НИИ Л.Р. Гонора, сыгравшее в определенном смысле судьбоносную роль. На это заседание было вынесено обсуждение проекта Г-1 (модернизируемого варианта А-10), разработанного немецкими специалистами под руководством

Г. Греттрупа в качестве альтернативы проекту Р-1, над которым работал С.П. Королев.

Своими разработками немцы гарантировали, в основном на словах, увеличение полетной дальности вдвое (без изменения размеров ракеты по сравнению с А-4 и Р-1) и, самое главное, повышение точности попадания в цель по сравнению с королевскими разработками, как минимум на порядок.

Расширенное заседание НТС НИИ-88 должно было решить, пойдет страна по пути создания отечественных РК, хотя и учитывающему опыт немецких специалистов, но все же ориентированному на разработки советских инженеров, либо соблазнится возможностью достижения быстрого и легкого (но кратковременного) успеха, связанного с модернизацией конструкций, базирующихся на иностранном опыте.

Описание самого заседания и его последствий не входит в задачу пособия. Заинтересованный читатель должен обратиться к мемуарам академика Б.Е. Чертока, непосредственного участника тех событий. Здесь речь пойдет о составе участников расширенного заседания НТС.

Очевидно, излишне было бы говорить, что на него были приглашены все крупные специалисты, о которых сегодня принято вспоминать исключительно как о «пионерах ракетной техники СССР».

Единственным представителем учреждений системы высшего образования в списке был ректор МВТУ им. Н.Э. Баумана.

Наш вуз на заседании представлял проректор по научной работе Георгий Александрович Николаев (впоследствии ректор, академик АН СССР, Герой Социалистического Труда).

По прошествии более полувека практически невозможно документально установить причины и мотивы приглашения Г.А. Николаева на это заседание.

Хотя к тому времени Г.А. Николаев уже считался крупным авторитетом в области сварки, а также прочности сварных соединений и конструкций в основном гражданского назначения, о проблемах создания БР он не имел ни малейшего представления. Можно, конечно, предположить, что включением в список Г.А. Николаев был обязан главному инженеру НИИ-88 Ю.А. Победоносцеву, который таким образом решил «поспособствовать» повышению авторитета своего непосредственного начальника по МВТУ. Но это вряд ли. Это были люди, авторитет которых определяется не участием в заседаниях и

присутствием в составах их президиумов. К тому же список приглашенных согласовывался с представителями «конторы» Л.П. Берия.

Видимо, руководство отрасли (и не только) понимало, что единственным вузом, способным обеспечить кадровую поддержку создания ракетного щита Родины, является МВТУ им. Н.Э. Баумана. Это диктовало и соответствующее отношение и стремление обеспечить всестороннее решение проблемы, в том числе и на кадровом уровне.

Первый пуск баллистической ракеты из числа собранных на опытном заводе НИИ-88 из агрегатов и деталей «Фау-2», вывезенных из Германии (серия Т), состоялся 18 октября 1947 г. в 10 ч 47 мин на полигоне Капустин Яр (начальник полигона генерал В.И. Вознюк). Ракета пролетела 206,7 км и отклонилась от расчетной точки влево на 30 км. Корпус ракеты не достиг поверхности и разрушился при входе в плотные слои атмосферы.

Второй пуск ракеты той же серии был произведен 20 октября. Ракета преодолела дальность 231,4 км, но отклонилась влево на 180 км. Всего было испытано в полете одиннадцать ракет, пять из которых были собраны в Германии и шесть на заводе НИИ-88.

Отметим важное обстоятельство, заключающееся в том, что баллистика БР «Фау-2» была обсчитана еще в Германии отечественными теоретиками-баллистами, работавшими впоследствии в отделе № 3 СКБ, а затем ОКБ-1, С.С. Лавровым и Р.Ф. Аппазовым совместно с доктором Вольфом, приехавшим в составе группы немецких специалистов в СССР. Расчет установок по восстановленным таблицам стрельбы при опытных пусках проводился немецкими специалистами.

Так начиналась история создания в Советском Союзе управляемых баллистических ракет. Летные испытания 1947 г. позволили сделать вывод, что советские военные и гражданские специалисты овладели основами практического ракетостроения, получили необходимый опыт и готовы к самостоятельному развитию этой важнейшей для обороноспособности страны области научно-технической деятельности.

Полностью изготовленная из деталей и узлов отечественного производства ракета Р-1 проходила летные испытания в 1948 г. (10 пусков) и 1949 г. (12 пусков). В 1951 г. она была принята на вооружение. Ее полетная дальность составляла 270 км.

Вскоре начались летные испытания ракеты Р-2, затем Р-5. Комплекс Р-2 был принят на вооружение со следующими тактико-техническими характеристиками: стартовая масса 20 т, максимальная дальность полета 600 км. БР была снабжена системой боковой радиокоррекции (СБРК) для повышения точности полета в боковом направлении, что учитывало негативный опыт пусков первых ракет А-4 серии Т и ракет Р-1.

Первым стратегическим стал ракетный комплекс с баллистической ракетой Р-5м (8к51), оснащенной ядерной боеголовкой. Комплекс был принят на вооружение в 1956 г. с дальностью полета 1200 км. Боевые ракеты Р-1, Р-2, Р-5 и Р-5м были одноступенчатыми жидкостными. Все они, кроме Р-1, имели отделяемые головные части.

За десять лет (по 1956 г. включительно) под непосредственным руководством С.П. Королева были созданы и испытаны 16 типов жидкостных управляемых БР с дальностью полета до 1200 км и высотой в вершине траектории около 200 км. Из них семь были приняты на вооружение, в том числе два РК с БР, оснащенными ядерными БЧ. Один из комплексов был ориентирован на морское базирование.

Первой отечественной межконтинентальной баллистической ракетой стала испытанная в 1957 г. ракета Р-7 (8к71), принятая на вооружение в 1960 г. в модификации Р-7А. Ракета Р-7, известная как легендарная «семерка», выведшая в космос корабль Ю.А. Гагарина, представляла собой двухступенчатую ракету, выполненную по пакетной схеме и состоящую из пяти блоков: одного центрального (вторая ступень) и четырех боковых (первая ступень).

Модернизацией Р-7 явилась ракета 8к74 (Р-7А), имевшая более совершенную систему управления с упрощенной наземной аппаратурой и новую ядерную головную часть меньшей (чем у Р-7) массы. Дальность БР Р-7А была увеличена с 9000 до 9500 км.

Однако созданный в ОКБ-1 под руководством С.П. Королева РК с ракетой Р-7 не в полной мере удовлетворял условиям скрытности при размещении ее на стартовой позиции в процессе боевого дежурства.

Это объяснялось тем, что жидкий кислород, используемый в качестве окислителя в Р-7, требовал постоянной подпитки баков ракеты от демаскирующих высокоэнергетических источников, предусматривающих к тому же наличие железнодорожного полотна, цистерн и другого оборудования и устройств, скрыть которые от потенциального противника, способного нанести упреждающий ядерный удар, было практически невозможно.

В связи с этим уже в мае 1960 г. правительством СССР было принято решение о разработке новой боевой МБР на топливе, обеспечивающем ее скрытность при нахождении на старте в процессе длительного хранения.

Решение этой задачи было поручено главному конструктору ОКБ-586 (позднее КБ «Южное») организованного в 1974 г. в г. Днепропетровске производственного объединения «Южный машиностроительный завод» (Южмашзавод) *М.К. Янгелю* (1911—1971). Днепропетровцы предложили использовать в качестве топлива БР высококипящие компоненты: диметилгидразин и азотную кислоту.

Под руководством *М.К. Янгеля* были разработаны и созданы несколько типов МБР различных видов базирования, принятых на вооружение и составляющих основу РВСН СССР. Среди них отметим РК с ракетами Р-14 с дальностью действия 4000 км и МБР Р-16, начало летно-конструкторских испытаний которой планировалось на июль 1961 г. Еще ранее (в августе 1955 г.) *М.К. Янгель* добился выхода постановления правительства о создании ракеты Р-12 с дальностью действия 2000 км, превосходящей дальность действия Р-5М на 800 км. Р-12 исключала необходимость использования радиоуправления и имела полностью автономную систему управления движением, разработанную под руководством *Н.А. Пилюгина*. Она так же, как и Р-5М, имела отделяющуюся головную часть, но не с атомным (ядерным), а с термоядерным зарядом мощностью в одну мегатонну.

Во время Карибского кризиса основу боевого состава группы советских Вооруженных сил на Кубе должна была образовать 43-я дивизия РВСН, в которую входили три полка, вооруженных БР Р-12 (24 пусковые установки) и два полка с БР Р-14 (16 пусковых установок).

Впервые, как отмечал в своих мемуарах *Б.Е. Черток*, на чашу весов «война — мир» были положены только БР конструкции *М.К. Янгеля*. Это дало основание для весьма распространенной в то время среди военных ракетчиков поговорки: «Янгель работает на нас, а Королев на ТАСС».

Опыт по созданию Р-16 помог *М.К. Янгелю* в исключительно короткие сроки создать новую мощную МБР Р-36.

С 1961 г. другим выдающимся создателем ракетно-космической техники — *В.Н. Челомеем* (1914—1984) — в возглавляемом им ОКБ-52 стала разрабатываться МБР УР-200 (8к81). И хотя после девяти испытательных пусков ракеты УР-200, проведенных в

1963—1965 гг., дальнейшие работы по МБР были прекращены, накопленный опыт и огромное количество оригинальных наработок, сопровождающих создание ракеты, оказали существенное позитивное влияние и послужили базой для создания высокоэффективных МБР следующих поколений. К их числу следует отнести легкую ампулированную МБР УР-100 (8к84), запускаемую из шахтной пусковой установки (ШПУ). В связи с достаточно простой конструкцией ШПУ группировка развернутых в свое время БР типа УР-100 оказалась самой многочисленной из стоящих на вооружении МБР стационарного базирования.

С начала 1970-х годов принимаются на вооружение модернизированные стратегические РК УР-100К, УР-100У и Р-36П (8к67П) с кассетными боевыми частями без индивидуального наведения.

Ракетные комплексы третьего поколения с улучшенными ТТХ начали приниматься на вооружение в 1975—1980 гг. К их числу относятся и УР100Н (РС-18), созданный под руководством В.Н. Челомея в ЦКБМ (с 1983 г. — НПО «Машиностроение»).

После смерти М.К. Янгеля КБ «Южное» возглавил *В.Ф. Уткин* (1924—2000). В условиях «холодной войны» и жестокой конкуренции между коллективами (а в большей степени возглавлявшими их лидерами) подмосковных организаций днепропетровцы сумели отстоять завоеванные позиции, создав комплекс РС-20В, являющийся очередной модернизацией ракеты Р-36 в варианте Р-36МУ. Вместо одной боевой части она была оснащена десятью, каждая мощностью по 0,5 Мт при максимальной дальности полета до 11 000 км. Точность наведения каждой боеголовки на свою цель определялась промахом, не превосходящим 500 м.

С моноблочной головной частью у этой БР, получившей название «Воевода», достигалась дальность полета около 16 000 км. По существу это была не модификация снятого с вооружения комплекса с БР Р-36, а принципиально новая ракета. Недаром американцы, присвоившие ей в НАТО индекс СС-18, нарекли ее «Сатаной» и больше всего настаивали во время переговоров о разоружении на ликвидации этих «многоголовых» ракет.

Чтобы закончить со сверхдальними БР, следует вспомнить о варианте дооснащения королевской «девятки» (Р-9) третьей ступенью. Названная С.П. Королевым «глобальной», такая БР имела неограниченную полетную дальность, поскольку третья ступень давала возможность вывода боевой части на орбиту искусственного спутника Земли (ИСЗ). Однако доведение глобальной БР 8к713 до летных

испытаний так и не было осуществлено в силу принятия международных ограничений, запрещающих выведение в космическое пространство ядерных зарядов.

«Глобальная» ракета 8к713 была изготовлена в свое время в двух экземплярах только для демонстрации на военных парадах, проводимых на Красной площади.

Параллельно (хотя и с некоторым сдвигом по времени) с созданием жидкостных БР в стране велись и масштабные работы по созданию твердотопливных ракетных комплексов. Работы по грунтовому подвижному РК стратегического назначения с твердотопливной ракетой «Темп-2с» («Темп-С2М») были начаты под руководством главного конструктора *А.Д. Надирадзе* во второй половине 1960-х годов в соответствии с постановлением Совета министров СССР.

Этому предшествовало создание в организации, называемой в настоящее время Московским институтом теплотехники (МИТ), при непосредственном участии *Б.Н. Лагутина*, грунтового подвижного РК оперативно-тактического назначения «Темп-С» с твердотопливной ракетой «Темп» и твердотопливной двухступенчатой ракетой ТР-1 (с дальностью стрельбы до 900 км).

Комплекс был принят на вооружение в 1968 г. и некоторое время находился в эксплуатации РВСН, после чего был передан в Сухопутные войска.

В соответствии с Договором по ОСВ-2, подписанным в июне 1979 г. руководителями СССР и США, Советский Союз принял обязательства не производить и не развертывать РК «Темп-2с», который к этому времени прошел полный цикл испытаний (1972—1976) и был принят на вооружение Советской армии (1976). Данное обстоятельство послужило основанием для снятия с боевого дежурства РК «Темп-2с» и его ликвидации.

В 1974—1977 гг. под руководством *Б.Н. Лагутина* в МИТе был разработан и прошел летные испытания подвижный РК «Пионер» с баллистической ракетой среднего радиуса действия РСД-10. В 1976 г. сразу после принятия его на вооружение началось быстрое развертывание комплекса. Достаточно сказать, что первый ракетный полк заступил на боевое дежурство уже 30 августа 1976 г.

С июля 1977 г. по инициативе *Б.Н. Лагутина* были начаты работы по улучшению тактико-технических характеристик РК «Пионер-УТТХ», позволившие существенно повысить его точность и увеличить размеры района разведения боевых блоков. По результатам

летных испытаний в 1979—1980 гг. РК был принят на вооружение. Дальнейшее совершенствование комплекса осуществлялось в рамках ОКР «Пионер-3».

Велик вклад Генерального конструктора Б.Н. Лагутина и в разработку с последующей постановкой на вооружение подвижного стратегического РК с твердотопливной баллистической ракетой межконтинентальной дальности — МБР «Тополь».

Комплекс «Тополь» с трехступенчатой твердотопливной ракетой РТ-2ПМ был принят на вооружение в 1985 г. Его разработка проводилась в МИТе в 1980-е годы как модернизация МБР РТ-2П. В соответствии с Меморандумом к Договору по СНВ-1 к 1 сентября 1990 г. в СССР было развернуто 208 пусковых установок комплекса «Тополь», а к 1993 г. — около 340.

Важное значение имели и созданные под руководством Генерального конструктора Б.Н. Лагутина более совершенные ракетные комплексы с малогабаритной МБР «Курьер» и ракетой «Скорость». Коренные изменения военно-политической обстановки, произошедшие в начале 90-х годов из-за распада Советского Союза, вынудили форсировать работы по модернизации РК «Тополь» в варианте создания и развертывания только одной твердотопливной ракетной системы стратегического назначения «Тополь-М», относящейся к числу РК пятого поколения (по альтернативной классификации — четвертого поколения). Указом Президента РФ № 275 от 1993 г. задача создания РК «Тополь-М» с шахтными ПУ и подвижными грунтовыми ПУ с единой БР как основной МБР Ракетных войск стратегического назначения РФ была возложена на головного разработчика МИТ и непосредственно на Генерального конструктора Б.Н. Лагутина. Основные работы по модернизации комплекса были осуществлены под его руководством.

С марта 1997 г. работы были продолжены и завершены постановкой комплекса на вооружение Российской армии нынешним директором и Генеральным конструктором МИТ *Ю.С. Соломоновым*. Под руководством последнего был создан и успешно испытан в варианте морского базирования РК «Булава» (первый пуск БРПЛ «Булава-30» был осуществлен 27 сентября 2005 г.).

Наконец, перечисляя выдающихся советских и российских создателей высокоэффективных ракетных комплексов тактического и оперативно-тактического назначения, нельзя не упомянуть такие имена, как *С.П. Непобедимый* и *Н.И. Гуцин*. Создание лучших

образцов ракет указанных назначений, осуществленное в КБ Машиностроения (КБМ), таких как «Точка» (1976), «Точка-У» (конец 80-х годов), «Ока» (1980), неразрывно связано с именем С.П. Победимого. Под его же руководством были заложены основы создания наиболее современного и совершенного РК обсуждаемого типа, получившего название «Искандер». Окончание работ по данному комплексу, осуществленное уже в начале XXI века, легло на плечи Н.И. Гущина.

Даже этот далеко не полный перечень созданных в СССР и в Российской Федерации ракетных комплексов и принятых на вооружение управляемых баллистических ракет дает представление о масштабности и сложности решенной нашими соотечественниками задачи. Очевидно, что это решение потребовало колоссальных усилий по кадровому обеспечению работ, осуществленному советской системой высшего образования.

Не ставя под сомнение вклад, внесенный многими ведущими техническими вузами страны, такими как МАИ им. С. Орджоникидзе, Военно-механический институт им. Д.Ф. Устинова, МФТИ и другие, можно, очевидно, утверждать, что определяющий вклад в подготовку гражданских специалистов в рассматриваемой области был внесен Московским высшим техническим училищем (ныне Московский государственный технический университет) им. Н.Э. Баумана. Доказательством тому может служить тот факт, что подавляющее большинство упомянутых выше главных (генеральных) конструкторов, включая С.П. Королева, в той или иной степени связали свою судьбу с этим крупнейшим и старейшим техническим вузом страны.

Подготовка специалистов по ракетной тематике была начата в МВТУ в 1948 г. после выхода постановления об открытии самостоятельной специальности по проектированию реактивных снарядов и управляемых баллистических ракет.

В приложении к соответствующему постановлению от апреля 1947 г. отмечалось, что «...согласно ходатайства, направленного в ГУУЗ машиностроения, предполагается выделение специализации РС («Реактивные снаряды». — *Прим. авт.*) кафедры проектирования боеприпасов (образованной приказом от 1938 г. на факультете Н. — *Прим. авт.*) в особую кафедру проектирования реактивных снарядов с утверждением заведующим ею профессора Ю.А. Победоносцева, работающего с 1943 года на факультете».

Юрий Александрович Победоносцев (1907—1973), в прошлом гирдовец, занимавший в то время должность главного инженера НИИ-88 МВ, тесно связал свою жизнь с МВТУ, работая сначала (с 1943 по 1946 г.) профессором-совместителем кафедры проектирования боеприпасов, затем заведующим кафедрой.

К этому времени «созрели» условия для масштабной реорганизации учебного процесса и создания в МВТУ нового факультета — факультета Ракетной техники (РТ).

Приказом № 122 от 26.01.1948 г. по МВО СССР было объявлено Постановление СМ СССР № 4132 от 30.12.1947 г. «О развитии учебной и научной деятельности МВТУ им. Н.Э. Баумана и его материальной базы».

В этом постановлении, в частности, предписывалось:

— министерствам Вооружения, Авиационной промышленности и др. (всего 12) поставить в МВТУ оборудование и материалы для обеспечения современного уровня учебного процесса;

— с 1948 г. ввести в МВТУ подготовку специалистов по реактивной, радиолокационной и инженерно-физической специальностям;

— разработать и утвердить в первом квартале 1948 г. технический проект строительства новых учебных корпусов и студенческих общежитий.

Ю.А. Победоносцева назначают заведующим кафедрой РТ-342к (открытое название «Аэродинамика» (РТ-2)). Одновременно на факультете была образована кафедра РТ-344к (открытое название «Термодинамика» (РТ-4)). Указанные названия кафедр являлись в определенном смысле условными (определяемыми режимными соображениями) и не соответствовали содержанию и направлениям подготовки специалистов.

Кафедра РТ-2 была призвана готовить специалистов по проектированию управляемых баллистических ракет с жидкостными реактивными двигателями (ЖРД). По существу она являлась преемницей созданной в январе 1947 г. кафедры реактивного вооружения, которую с февраля возглавлял Ю.А. Победоносцев.

Кафедра РТ-4 предназначалась для подготовки специалистов в области проектирования ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ).

Интересно, что в качестве доцентов-почасовиков в штатном расписании кафедры РТ-2 значились:

— С.П. Королев (расчет реактивных двигателей и проектирование ракет дальнего действия);

— Б.Е. Черток (управление полетом ракет);

— А.Л. Леймер (аэродинамика ракетных аппаратов).

Приказы — приказами, а жизнь вносит в них свои изменения. Полностью прочитать свой курс в МВТУ С.П. Королев в силу своей огромной загруженности по основному месту работы не смог (он ограничился чтением первой и последней лекций). В качестве «дублера» лектора Королева выступал его главный баллистик С.С. Лавров. Уже значительно позднее, в 1951—1952 гг. С.П. Королев вернулся к проблеме подготовки кадров для ракетно-космической отрасли, приняв непосредственное участие в организации Высших инженерных курсов (ВИК) при МВТУ. Их задачей была переквалификация «промышленников» — артиллеристов и авиаторов — на разработку проблем ракетной тематики. Подготовленный С.П. Королевым и несколько позднее опубликованный курс лекций «Основы проектирования баллистических ракет дальнего действия» в течение многих лет оставался единственным в своем роде курсом соответствующей специальности.

В 1950 г. Ю.А. Победоносцев передает кафедру РТ-2 молодому и очень талантливому профессору В.И. Феодосьеву, получившему начальное «ракетное образование» в Германии, где они и познакомились с С.П. Королевым.

В дальнейшем становлении и развитии кафедры Сергей Павлович принимал весьма активное и заинтересованное участие. Этому способствовали достаточно частые встречи С.П. Королева с В.И. Феодосьевым, который по совместительству работал в ОКБ-1, выполняя роль теоретика-консультанта по проблемам прочности.

В 1959 г. кафедра РТ-2 (к этому времени она уже называлась кафедрой МС-1) объединяется с кафедрой РТ-4 (МС-3), которая готовила специалистов по твердотопливным ракетам оборонного профиля.

К началу 1960-х годов на кафедре подобрался великолепный коллектив специалистов, способный в полном объеме обеспечить учебный процесс по всем смежным дисциплинам, необходимым для подготовки элитных инженеров-проектантов в области ракетно-космической техники. Достаточно назвать лишь некоторые имена преподавателей совместителей: В.Н. Челомей, В.П. Бармин, Н.Ф. Краснов.

Позже курсы по динамике ракет ставил на кафедре профессор доктор технических наук (позднее академик АН СССР и РАН) К.С. Колесников.

Основной курс проектирования, поставленный С.П. Королевым, и базирующийся на нем цикл вспомогательных дисциплин, развивался и в определенной степени трансформировался при его чтении преподавателями кафедры РТ-2 М.С. Флорианским, В.Ф. Разумеевым и Б.К. Ковалевым. Последние читали курс «Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе», который позднее (в 1976 г.) вышел в издательстве «Машиностроение» в виде учебного пособия для вузов. М.С. Флорианский читал курс «Проектирование жидкостных баллистических ракет дальнего действия». Выпускник МВТУ 1950 г. М.С. Флорианский был единственным студентом, защитившим дипломный проект под непосредственным руководством С.П. Королева.

Его дальнейшая деятельность в ОКБ-1 протекала в отделе баллистики, возглавляемом Р.Ф. Аппазовым. В 1951 г. С.П. Королев поручил ему, тогда еще совсем молодому человеку, прочитать несколько лекций по баллистическому проектированию на Высших инженерных курсах. Почувствовав вкус к преподавательской работе, М.С. Флорианский постоянно развивал и совершенствовал читаемую дисциплину, сохраняя все же при этом приверженность приоритетному изложению расчетно-баллистических разделов.

В этой ситуации параллельно существовавшая на факультете М (реорганизованном в 1959 г.) кафедра «Баллистика» (М-9) вынуждена была читать студентам кафедры М-1 (так стала называться кафедра РТ-2) курс, который, откровенно говоря, заказывался по принципу «прочитайте то, что мы сами не сумели или не успели прочитать». Основания для такого отношения, впрочем, были достаточно веские.

Кафедра «Баллистика», которой в то время руководил профессор А.А. Дмитриевский (работавший в военные годы главным конструктором минометного завода), была образована в 1941 г. как кафедра баллистики (внешней и внутренней) артиллерийских систем. Преподаватели старшего возраста к обсуждаемому времени еще недостаточно переквалифицировались, чтобы читать самостоятельно подготовленные курсы по баллистике управляемых ракет.

Молодежь кафедры М-9 еще только осваивала «баллистику управляемых ракет дальнего действия», главным образом по одноимен-

ной монографии* Р.Ф. Аппазова, С.С. Лаврова и В.П. Мишина [4]. Перечить же великим, тем кто уже создал ракетные комплексы, которым рукоплескал весь мир, она (эта молодежь) была просто не подготовлена морально.

Ситуация резко изменилась уже к 1963 г. Во-первых, квалификация преподавателей кафедры «Баллистика» в области динамики полета ракет уже повысилась настолько, что из-под их пера начали выходить серьезные самостоятельные работы в этой области.

Во-вторых, многие основоположники уже не работали на кафедре М-1. В.Н. Челомей, В.П. Бармин, Н.Ф. Краснов возглавили специально созданные отдельные кафедры. В то же время к работе на кафедре М-9 стали привлекаться такие крупные авторитеты в области ракетной техники, как, например, Генеральный конструктор твердотопливных РК стратегического назначения Герой Социалистического Труда, лауреат Ленинской и Государственных премий Б.Н. Лагутин (защитивший в свое время кандидатскую диссертацию под научным руководством А.А. Дмитриевского).

И, наконец, кафедра «Баллистика» получила статус выпускающей и начала осуществлять самостоятельную подготовку инженеров по специальности «Динамика полета и управление движением ракет и космических аппаратов». Последнее обстоятельство стало определяющим фактором, оказавшим влияние на перепрофилирование основного направления деятельности кафедры.

Именно в тот период трудами доцента (позднее профессора) В.Ф. Устинова на кафедре были заложены основы нового фундаментального курса «Динамика полета и управление движением ракет». При его постановке В.Ф. Устинов максимально использовал тот задел, который накопился в результате его командировки в Германию и был осмыслен и развит в процессе работы (по совместительству) в Центральном научно-исследовательском институте автоматики и гидравлики (ЦНИИАГ) при создании методов управления движением тактических и оперативно-тактических ракет первых поколений.

Результаты этой работы нашли отражение в опубликованной В.Ф. Устиновым монографии, подготовленной им совместно с начальником научно-исследовательской лаборатории (НИЛ) ЦНИИАГ Г.А. Эфросом.

* Читателя не должно смущать, что указанная книга вышла в свет в издательстве «Наука» позже обсуждаемого периода времени, поскольку ей предшествовал опубликованный намного ранее секретный вариант.

В 1984 г. вышла в свет еще одна монография В.Ф. Устинова, написанная в соавторстве с С.А. Ковальчуком, Э.П. Спириным и другими (под редакцией Б.С. Колесова и В.Ф. Устинова), отражающая трансформацию взглядов советских специалистов на управление движением твердотопливных тактических и оперативно-тактических ракет.

Значительную роль в постановке и совершенствовании читаемого курса (вопросы динамики самонаводящихся и телеуправляемых ЛА) сыграл также доцент В.В. Грабин, старший сын выдающегося конструктора артиллерии В.Г. Грабина, пришедший на кафедру после ликвидации в 1959 г. возглавляемого его отцом ЦНИИ-58.

Во второй половине 1970-х годов автором настоящей работы был поставлен курс, получивший позднее название «Баллистика и навигация ракет», основу которого составляли вопросы программирования опорного движения на основе решения оптимизационных задач баллистики, статистической динамики полета и информационно-навигационного обеспечения управления движением беспилотных летательных аппаратов.

Некоторым промежуточным итогом подготовки материала, использованного при постановке указанного курса и его чтении в течение нескольких лет, явилось написание (в соавторстве с А.А. Дмитриевским) монографии [28]. А.А. Дмитриевский выступил инициатором издания учебника (в двух частях) под общим названием «Баллистика и навигация летательных аппаратов», в состав авторского коллектива которого (помимо профессоров А.А. Дмитриевского и Л.Н. Лысенко) был приглашен профессор Н.М. Иванов (ныне член-корреспондент РАН), один из ведущих баллистиков ЦНИИМаш, специализирующийся на проблемах динамики спуска аппаратов в атмосфере. Обе части учебника [30, 31] вышли в свет в издательстве «Машиностроение» в 1985 и 1986 г. Каждая из книг сохраняла достаточно самостоятельный характер, что делало возможным их независимое использование.

Вторая книга («Баллистика и навигация космических аппаратов») получила безоговорочно высокую оценку читательской аудитории и нашла широкое применение в учебном процессе основных профилирующих вузов.

Второе издание этого учебника состоялось в 2004 г. [35]. Что же касается первой книги (в ее написании помимо указанных авторов принял участие также кандидат технических наук С.С. Богодистов),

то оценка ее оказалась неоднозначной. При наличии многих положительных отзывов, начиная с отзывов рецензентов М.Д. Кислика, А.А. Лебедева и ряда профессоров возглавляемой им в то время кафедры МАИ, а также уважаемых авторами специалистов (Д.А. Погорелова, Г.П. Леонова, В.С. Бирюкова, Б.С. Скребушевского, Э.П. Спирина и др.), имели место и критические замечания, смысл которых сводился к тому, что «авторы попытались совместить несовместимое». В результате, по мнению критиков, не получилось ни учебника по баллистике, ни учебника по навигации и управлению. К тому же выяснилось, что ни в одном другом вузе, кроме МВТУ, не читается курс, соответствующий в полной мере содержанию учебника. Делались замечания и по поводу неравнозначности материала, написанного разными авторами, необоснованности привлечения в учебник по баллистике раздела, касающегося методов самонаведения и т. д.

Безусловно, указанный учебник не был свободен от недостатков. Вместе с тем, он представлял собой первую попытку сосредоточения внимания на комплексных вопросах, играющих определяющую роль в формировании баллистического и информационно-навигационного обеспечения управления движением БР. Возможно, в какой-то степени этот учебник, вышедший в свет двадцать лет назад, опередил свое время.

Действительно, на тот период ни термина, ни даже такого понятия, как «навигационное обеспечение полета БР», а тем более — «баллистико-навигационное обеспечение полета», в учебной литературе не существовало. Оно еще только завоевывало право на существование, прежде всего в области управления космическими полетами (см. [31, 35]). Применительно к БР единый подход к определению предметной области баллистико-навигационного обеспечения управления полетом, структуры и круга решаемых при этом задач начал складываться только в 1990-х годах (см., например, [113]). Но уже к 2000 г. понятие «информационно-навигационное обеспечение полета БР» использовалось как общеизвестное и общепринятое.

Понимая перспективность обсуждаемого научного направления и отдавая себе отчет о наличии в изданном в 1985 г. учебнике определенных недостатков, автор все последующие годы стремился найти возможность вернуться к работе над этой темой.

Вместе с тем следует подчеркнуть, что, не отказываясь от идеологии и принципов построения и частично используя материалы учебника [30], автор не ставил перед собой задачу подготовки его второго

издания. Более того, сознательно пошел на выпуск учебного издания, не претендующего на гриф учебника.

В какой-то степени это давало основание менее строго следовать требованиям к написанию работы, отражающим только устоявшиеся общепринятые положения.

С другой стороны, гриф учебного пособия на данном труде открывал автору возможность (естественно, при наличии соответствующих ссылок) привлекать результаты других авторов, без учета которых подготовка специалистов в области динамики полета и управления движением баллистических ракет не могла быть полноценной. Полагая исключительно важным донести до читателя свою позицию, касающуюся жанра, к которому относится данная работа, автор считал бы необходимым сформулировать ее по возможности четко.

Как представляется, ценность учебного издания, в отличие от монографии, заключается не в объеме и качестве включенных в нее собственных оригинальных научных результатов, а в объеме и качестве привлекаемых для рассмотрения нашедших применение сведений и эффективных подходов, ознакомление с которыми могло бы способствовать подготовке современного инженера в соответствующей области деятельности.

Успех (или неуспех) такого издания в значительной мере определяется способностью к безошибочной оценке (и, безусловно, квалификацией) того, кто осуществляет отбор обобщаемых материалов.

Определенной гарантией качества при этом могут служить только уровень методических наработок и степень признания той научно-педагогической школы, которую представляет конкретный автор.

Вместе с тем, как любая индивидуально написанная работа, в значительной степени базирующаяся на воззрениях и личных пристрастиях, она в определенной степени, особенно в принципиально новых вопросах, естественно отражает субъективную позицию ее автора. В этом смысле вполне допустимо, что отдельные положения работы и высказанные утверждения носят полемический, отнюдь не бесспорный характер.

Хотелось бы, однако, выразить надежду, что читатель, осиливший данный труд, обнаружит в нем стремление создать полезную книгу, по которой можно не только познакомиться с достигнутым, но и задуматься о наиболее рациональных перспективах совершенствования уже созданного.

Автору небезразлична оценка его работы коллегами и теми, кто ознакомится с ней. Поэтому он будет благодарен всем, кто сочтет возможным высказать свое мнение о прочитанном. Замечания и пожелания просьба направлять по адресу: 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., 5, Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Динамика полета и управление движением баллистических ракет — активно развивающийся и исключительно наукоемкий раздел общей теории движения беспилотных летательных аппаратов (ЛА).

Специфичность этого раздела определяется тем обстоятельством, что управляемые баллистические аппараты, или, более строго, управляемые ЛА баллистического типа, характеризуются ярко выраженными особенностями, отличающими их от ЛА других классов.

Эти особенности определяются наличием у них наряду с управляемыми баллистического участка движения. В простейшем случае БР имеет один управляемый участок движения, совмещаемый с активным восходящим участком траектории, на котором работает двигательная установка (ДУ) ракеты.

Движение ЛА на этом участке осуществляется в результате целенаправленного воздействия управляющих сил наряду с совокупностью сил, природа и значение которых определяются характером и условиями полета. В момент окончания активного участка действие управляющих сил прекращается и дальнейшее движение происходит по инерции за счет накопленного запаса кинетической энергии. Изменение параметров движения ЛА на баллистическом участке определяется наличием действующих сил, основной из которых является сила гравитационного притяжения, а при полете в плотных слоях атмосферы — еще и сила аэродинамического сопротивления.

Управление может осуществляться при полете по всей траектории, если она не выходит за пределы атмосферы, в процессе маневрирования головной части ракеты при ее входе в плотные слои атмосферы, а также при самонаведении на цель на нисходящем участке траектории. При этом необходимые свойства движения ЛА баллистического типа будут достигаться как выбором соответствующих начальных условий движения, так и организацией требуемой структуры системы сил, действующих на аппарат.

Очевидно, что выполнению задачи полета, связанной с достижением ракетой или ее головной частью поражаемой цели, находящейся на заданной дальности на поверхности Земли, будет соответствовать в общем случае бесконечно большое количество траекторий, определяемых бесконечным разнообразием возможных законов управления. Множество таких баллистических траекторий, удовлетворяющих цели управляемого полета БР, в баллистике называют множеством попадающих траекторий.

Определение *попадающих траекторий* — результат решения краевой задачи, в которой в общем случае граничные условия представляют собой совокупность некоторых соотношений, устанавливающих связь между параметрами движения ЛА в момент окончания активного участка и параметрами движения в конце баллистического участка.

Решение задач управления движением ЛА неразрывно связано с информационным обеспечением управляемого полета, являющимся одним из основных разделов навигации — науки о методах и средствах определения текущего состояния объекта относительно фиксированной системы отсчета и выбора траектории, обеспечивающей его приведение в заданную точку пространства [30]. Получившие первоначальное развитие для мореплавания, методы навигации впоследствии были распространены на движение ЛА — самолетов, ракет и космических аппаратов. Существенным стимулом дальнейшего совершенствования методов решения навигационных задач послужило создание бортовых цифровых вычислительных комплексов (БЦВК), способствовавших повышению гибкости и эффективности реализации соответствующих навигационных алгоритмов [23]. При проектировании навигационных систем и систем автоматического управления полетом ЛА разработчику приходится не только использовать уравнения возмущенного движения аппарата в окрестности опорной траектории, но и создавать алгоритмы формирования в БЦВК оптимальных стратегий навигационного определения состояния и управления движением относительно инерциальной системы отсчета, реализуемых в темпе полета (т. е. в реальном времени).

Повышение точности полета управляемых БР, в качестве основных информационных средств систем управления которых используются инерциальные навигационные системы (ИНС), связано с возможностью их комплексирования астросистемами, системами коррекции и самонаведения или приемной аппаратурой спутниковой

навигационной системы. Такого типа системы могут функционировать как в режиме коррекции ИНС, так и в режиме наведения ЛА на конечном участке полета.

Естественно, в одном, даже достаточно объемном труде не представляется возможным охватить всю полноту проблематики, определяющей круг задач динамики полета и управления движением БР.

Поэтому основное внимание в пособии сосредоточено на обсуждении вопросов, играющих определяющую роль в формировании баллистического обеспечения и информационно-навигационных алгоритмов управления движением ЛА рассматриваемого класса.

К числу таковых относятся прежде всего вопросы программирования движения (задача наведения) и получения требуемой измерительной информации для осуществления управления (задача навигации), замыкаемые вопросами статистической динамики полета (задача оценки точности движения). В соответствии с этим определена и структура учебного пособия, материалы которого поделены на пять взаимосвязанных разделов: I — внешние условия полета ракет (главы 1 — 3); II — баллистическое обеспечение полета управляемых БР (главы 4 — 6); III — методы наведения БР и их головных частей (главы 7 — 10); IV — навигация баллистических ЛА (главы 11 — 15); V — оценка точности полета БР (главы 16 и 17).

При подготовке данного учебного пособия автор стремился прежде всего осветить методологические аспекты рассматриваемой темы, что, естественно, исключало возможность сосредоточения внимания на конкретике, свойственной, например, такой квалифицированно написанной монографии, как относительно недавно вышедшая в свет работа [91].

Было бы неправильным не упомянуть здесь и учебник, вышедший в свет под редакцией профессора Г.Н. Разоренова, с которым автора связывают давние творческие контакты.

Первый вариант этой работы [111] был опубликован в 2001 г., затем переиздан в 2003 г. в издательстве «Машиностроение» под новым названием [98] и с грифом учебника Минобразования РФ для студентов вузов, обучающихся по специальности «Системы управления летательными аппаратами».

При идейной близости наших работ нетрудно обнаружить и их существенные содержательные различия. Даже если оставить в стороне то, что учебник [98] ориентирован только на вопросы управления БРДД и их головными частями, тогда как в настоящем пособии

предпринимается попытка обобщения материала на более широкий класс ЛА баллистического типа, отличия все равно будут достаточно заметными.

По мнению автора, они определяются различными акцентами при изложении одного и того же материала.

Дело заключается в том, что учебник [98] написан в большей степени учеными системщиками-управленцами, владеющими знаниями по баллистике, тогда как настоящая работа — баллистиком, ориентирующимся в вопросах управления.

Отбор материала, включенного в пособие, подчинен единой цели — на основе анализа достигнутого показать имеющиеся (по крайней мере с теоретической точки зрения) резервы и возможные направления совершенствования баллистико-навигационного обеспечения полета управляемых баллистических ракет.

Изложение фундаментальных проблем баллистики, содержащихся, например, в работах [4, 10, 26, 32, 61, 107, 112, 113], ограничено здесь совокупностью сведений, необходимых и достаточных для понимания исходных предпосылок обсуждаемых в пособии вопросов. Именно с этих позиций следует подходить к оценке значимости и целесообразности включения в работу гл. 1 — 4.

Помимо основных сведений, составляющих содержание соответствующих разделов основного курса специальностей «Динамика полета и управление движением летательных аппаратов», а также «Баллистика», в настоящее учебное пособие включены некоторые материалы для факультативного изучения. Этот вспомогательный материал, непосредственно не связанный с основной обсуждаемой темой и требующий для его восприятия и освоения, как правило, расширенного уровня предварительной подготовки, выделен в тексте мелким шрифтом.

Еще совсем недавно подобное пособие вряд ли имело шансы выйти в свет в открытом варианте. Ситуация изменилась после издания работ [43, 83, 91, 98, 102, 111, 114], безусловно свидетельствующих о более высоком, чем в СССР, уровне открытости постперестроечной России.

Тем не менее автор вынужден был чуть ли не дословно цитировать отдельные, ранее не публиковавшиеся в открытой печати, сведения, содержащиеся прежде всего в [43, 91, 98, 114], руководствуясь принципом: что ранее опубликовано, то не может содержать не подлежащих опубликованию данных. Этими же соображениями объяс-

няется непривычно большое для учебного издания количество ссылок на использованные при его написании источники, включенные в приведенный в конце работы список литературы.

В процессе работы над книгой автор имел возможность консультироваться и обсуждать отдельные положения и результаты с многими специалистами, в том числе сотрудниками кафедры баллистики и аэродинамики МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Пользу этих дискуссий трудно переоценить.

Автор считает необходимым выразить признательность всем товарищам, принявшим участие в обсуждении данного учебного пособия и оказавшим помощь при подготовке его к изданию.

При написании отдельных параграфов автор использовал (см. соответствующие сноски в тексте) материалы, любезно предоставленные ему доктором технических наук доцентом С.В. Беневольским. Им же разработаны методики и выполнены расчеты по оценке влияния априори неопределенных факторов на точность движения БР, приведенные в главе 17.

В п. 10.3 книги использованы материалы, написанные доктором технических наук, доцентом В.В. Грабиным. Естественно, автор считает своим долгом отдельно поблагодарить коллег за творческое содействие.

Создание исходного компьютерного варианта рукописи осуществлено Н.А. Шевелкиной и Н.И. Анискиной, чей вклад далеко выходит за рамки чисто технического оформления данной работы.

Автор особенно благодарен глубокоуважаемым рецензентам, взявшим на себя труд внимательно ознакомиться с рукописью и сделать ряд полезных замечаний, способствовавших улучшению ее содержания.

Определенную роль в стимулировании интенсификации работы над рукописью сыграла директор Издательства МГТУ им. Н.Э. Баумана Т.И. Попенченко. Это автор не может не отметить, полагая, что ее вклад в издание книги был значительным.

Наконец, автор считает себя обязанным выразить благодарность за исключительно благожелательное и заинтересованное отношение к его труду ректору МГТУ им. Н.Э. Баумана, члену-корреспонденту РАН, профессору И.Б. Федорову, внимание которого к работе возглавляемой автором кафедры «Баллистика и аэродинамика» постоянно ощущается на протяжении времени руководства ее коллективом.

СПИСОК ОСНОВНЫХ СОКРАЩЕНИЙ

- АУТ — активный участок траектории
ББ — боевой блок
БГ — боеголовка
БИНС — бесплатформенная инерциальная навигационная система
БНО — баллистико-навигационное обеспечение
БО — баллистическое обеспечение, боевое оснащение
БР — баллистическая ракета
БС — боковая стабилизация
БВК — бортовой вычислительный комплекс
БСП — боевая стартовая позиция
БЦВМ — бортовая цифровая вычислительная машина
ГПЗ — гравитационное поле Земли
ГСП — гиростабилизированная платформа
ГЧ — головная часть
ДУ — двигательная установка
ДУС — датчик угловой скорости
ЖРД — жидкостной ракетный двигатель
ЗУ — запоминающее устройство
ИГД — исходные геодезические данные
ИИ — искусственный интеллект
ИИБ — инерциальный измерительный блок
ИНС — инерциальная навигационная система
ИСЗ — искусственный спутник Земли
КБЗ — краевая баллистическая задача
КВО — круговое вероятное отклонение
КИП — командно-измерительные приборы
ККП — комплекс командных приборов
КНС — космическая навигационная система
КСП ПРО — комплекс средств преодоления противоракетной обороны

КЭНС — корреляционно-экстремальная навигационная система
ЛА — летательный аппарат
ЛЦ — ложная цель
МБР — межконтинентальная баллистическая ракета
МГС — мировая геодезическая система (сеть)
МГЧ — маневрирующая головная часть
ММД — математическая модель движения
МНК — матрица направляющих косинусов, метод наименьших

квадратов

НЗ — навигационная задача
НИС — навигационно-измерительная система
НС — нормальная стабилизация
ОЗЭ — общий земной эллипсоид
ОТП — отклонение точки падения
ОТР — оперативно-тактическая ракета
ОЧ — ось чувствительности
ПЗ — полетное задание
ПК — программный комплекс
ПН — полезная нагрузка
ПРО — противоракетная оборона
ПУ — пусковая установка
ПУТ — пассивный участок траектории
ПФЯВ — поражающие факторы ядерного взрыва
РГЧ — разделяющаяся головная часть
РДТТ — ракетный двигатель на твердом топливе
РК — ракетный комплекс
РКС — регулятор кажущейся скорости
РЛС — радиолокационная станция
СБРК — система боковой радиокоррекции
СБУ — система боевого управления
СК — система координат
СКО — среднее квадратическое отклонение
СН — система наведения
СПР — система прицеливания
СПРН — система предупреждения о ракетном нападении
ССД — система стабилизации движения
ССН — система самонаведения
СУ — система управления
СУД — система управления движением

СУОС — система успокоения, ориентации и стабилизации

СУС — система угловой стабилизации

ТИ — текущее изображение

ТЗП — теплозащитное покрытие

ТН — терминальное наведение

ТТХ — тактико-технические характеристики

УББ — управляемый боевой блок

УГЧ — управляемая головная часть

УЛО — уклонение линии отвеса

ЦУ — целеуказание

ЧЭ — чувствительный элемент

ШПУ — шахтная пусковая установка

ЭИ — эталонное изображение*

* Расшифровка других сокращений, используемых в работе, приведена непосредственно в тексте по мере их появления.

ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

Малые выделенные жирным шрифтом буквы обозначают векторы: \mathbf{x} , \mathbf{u} . Выделение жирным шрифтом векторов сил и моментов, обозначенных большими буквами, специально оговаривается в тексте. Строчечная и столбцовая формы записи вектора в общем случае не различаются. Если такое различие существенно, в тексте специально оговаривается, какая форма представления вектора употребляется. Выделенные жирным шрифтом большие буквы и частные производные суть матрицы: \mathbf{A} , \mathbf{B} и \mathbf{C} или $\partial \mathbf{f} / \partial \mathbf{x}$ и $\partial \mathbf{f} / \partial \mathbf{u}$.

Скалярные или векторные функции скалярных или векторных переменных обозначаются заключением аргумента в скобки: $\mathbf{x}(t)$, $\mathbf{f}(x, u)$, $f(\mathbf{x}, \mathbf{u})$. В общем случае функция указывается совместно с промежутком, на котором она определена: $\mathbf{u}(t)$, $t_0 \leq t \leq t_k$.

Основные обозначения соответствуют ГОСТам: 10058–80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере; 4401–81. Атмосфера стандартная. Параметры.

A — азимут

a — большая полуось земного эллипсоида, скорость звука, ускорение

b — малая полуось земного эллипсоида

C — баллистический коэффициент, константы интегрирования (с индексами)

c_R — аэродинамический коэффициент при результирующей силе аэродинамического сопротивления

c_{x_a} , c_{y_a} , c_{z_a} — коэффициенты аэродинамических сил

$c_{y_a}^{\dot{\alpha}}$, $c_{z_a}^{\beta}$ — динамические производные коэффициентов подъемной и боковой сил

D — относительная дальность (расстояние по линии визирования)

\dot{D} — скорость движения ЛА вдоль линии визирования

ε — ошибка системы управления, бесконечно малая величина, окрестность области

F — сила, знак функции
 Q — сила тяжести
 g — ускорение свободного падения
 H — геопотенциальная высота, функция Гамильтона (гамильтониан)
 h — высота над поверхностью Земли, давление воздуха в мм рт. ст.
 I — тензор инерции, критерий качества
 K_{0j} ($j = \psi, \vartheta, \gamma$) — коэффициент усиления соответствующего канала управления
 \mathbf{K} — вектор кинетического момента тела переменной массы
 L — дальность стрельбы вдоль поверхности Земли
 l — характерный линейный размер ЛА
 M — внешний момент, масса Земли
 M — число Маха, символ математического ожидания
 m — масса ЛА
 m_x, m_y, m_z — коэффициенты аэродинамических моментов крена, рыскания, тангажа
 $m_x^{\bar{\omega}_x}, m_y^{\bar{\omega}_y}, m_z^{\bar{\omega}_z}$ — безразмерные коэффициенты (вращательные производные) демпфирующих моментов крена, рыскания и тангажа
 n — перегрузка, размерность вектора или матрицы, число компонентов (членов) суммирования
 P — тяга двигательной установки ЛА
 p — давление воздуха
 q — угол места, скоростной напор
 \dot{q} — угловая скорость линии визирования
 R_3 — радиус Земли
 \mathbf{R}_A — вектор полного аэродинамического сопротивления
 \mathbf{r} — радиус-вектор центра масс ЛА относительно начала базовой СК
 S — площадь (в том числе площадь миделевого сечения ЛА)
 t, τ — время (τ — дополнительно виртуальная температура)
 T — температура, полное время полета
 \mathbf{u} — вектор управления (управление)
 V — скорость ЛА (в частном случае воздушная скорость)
 X_a, Y_a, Z_a — сила лобового сопротивления, аэродинамическая подъемная сила, аэродинамическая боковая сила

x — вектор состояния
 α — угол атаки, сжатие Земли
 β — угол скольжения
 γ — угол крена
 δ — угол отклонения органа управления, символ вариации
 ψ — угол рыскания (курса)
 ϑ — угол тангажа
 Ψ — путевой угол (угол поворота траектории)
 Θ — угол наклона траектории (угол наклона вектора скорости к местному горизонту)
 λ — долгота, коэффициент функции Лагранжа (лагранжиана), параметр кватерниона
 η — угол упреждения
 ρ — массовая плотность воздуха
 σ — среднее квадратическое отклонение
 φ — широта
 Ω_3 — угловая скорость вращения Земли
 ω — угловая скорость ЛА

Нижние индексы:

$З$ — Земля
 \max — максимальное значение
 k — конечная величина
 \min — минимальное значение
 $ц$ — цель
 0 — начальное значение, начальная точка

Верхние индексы:

o — единичный вектор (орт), оптимальное значение
 t — знак транспонирования вектора или матрицы
 $*$ — номинальное значение, локальная производная

Прочие обозначения, принятые в пособии, непосредственно пояснены в тексте.

ВВЕДЕНИЕ

Ракета получила свое название от итальянского слова «рокка», впервые употребленного в 1379 г. (Мура Тори, Италия) и означающего в переводе «веретено». Уменьшительное от этого слова, а именно «рочетта», и послужило основанием для ввода в практику привычного сегодня для специалистов (и не только) термина, определяющего летательный аппарат, снабженный ракетным (реактивным) двигателем.

Под баллистической ракетой принято понимать аппарат, движение которого хотя бы на части траектории подчиняется законам *баллистики*.

Строго говоря, «баллистика» (созвучно греческому слову, в переводе означающему «бросаю») характеризует *свободное движение*, т. е. движение, не ограниченное никакими механическими связями. Этот термин пришел в ракетную технику из артиллерии, где он означал науку о движении снаряда после потери им механической связи со стволом («внешняя баллистика») [10, 32]. В этом смысле распространение указанного термина на ракеты, а тем более управляемые (пусть даже баллистические ракеты), движение которых сопровождается связями в виде реактивных сил и управляющих воздействий, представляется не вполне корректным.

Тем не менее за несколько последних десятилетий термин «баллистика» прочно укоренился в ракетной технике. Следует признать, что этому в значительной степени способствовало издание одной из первых работ по теории полета управляемых баллистических ракет под названием «Баллистика управляемых ракет дальнего действия» [4].

По мере развития содержание баллистики управляемых ракет как науки постепенно трансформировалось. Уже начиная с 80-х годов XX столетия ей в большей степени отвечало определение как науки, занимающейся изучением движения ЛА баллистического типа с учетом действующих на них сил и моментов и разработкой методов

и алгоритмов управления, а также информационно-навигационного обеспечения СУ БР в процессе полета [30].

Имея в виду данную формулировку предмета, современную баллистику управляемых ракет достаточно часто называют теорией полета ракет [111 — 113], поэтому в настоящей работе не делается различия между терминами «баллистика ракет» и «теория полета ракет».

Баллистика ракет занимается решением четырех основных задач.

Первая задача — расчет траекторий движения ЛА по заранее известным данным. Для решения этой задачи необходимо определить силы, действующие на ЛА в полете. Далее следует составить дифференциальные уравнения движения ЛА с учетом действующих сил. В результате решения дифференциальных уравнений получают все характеристики движения: скорость, углы, определяющие ориентацию вектора скорости и ЛА в пространстве, время полета, координаты центра масс, по которым может быть построена траектория. Первую задачу иногда называют *основной* или *прямой задачей баллистики*. Число сил, действующих на ЛА в полете, характер их изменения, а также число уравнений и их вид зависят от назначения ЛА, его конструкции, способа стабилизации, предполагаемой траектории движения и принятых допущений.

Вторая задача — определение проектных баллистических характеристик движения по заданным тактико-техническим требованиям (ТТТ). Данная задача непосредственно связана с баллистическим проектированием систем, важным этапом которого является отыскание оптимальных режимов движения и траекторий полета.

Исследование вопросов стабилизации ЛА различного назначения, определение условий управляемости и разработка баллистических алгоритмов управления движением в темпе полета составляет *третью задачу* баллистики.

Расчет траекторий на начальной стадии проектирования ЛА ведется, как правило, в предположении идеально выполненного аппарата при использовании параметров атмосферы, отвечающих средним метеорологическим условиям. Однако в действительности появляется ряд факторов, вызывающих отклонение ЛА в полете от расчетной траектории. Рассеивание траекторий отдельных пусков может зависеть как от конструктивных и технологических причин, так и от отклонений условий полета от расчетных. Изучение факторов, влияющих на рассеивание траекторий, рассмотрение способов

уменьшения рассеивания и повышения точности наведения относятся к *четвертой задаче* баллистики.

Помимо перечисленных задач, баллистика дает основные данные для разработки правил и приемов *прицеливания ракет*.

Перечень вопросов, составляющих содержание баллистики как науки, позволяет выделить в ней по крайней мере два основных направления, первое из которых называют *баллистическим* (или *баллистико-навигационным*) *обеспечением полета*, второе — *проектной баллистикой*. Баллистическое обеспечение полета ставит своей целью выполнение совокупности операций, направленных на непосредственное решение задач полета.

К числу таких операций может быть отнесено:

- определение и прогнозирование *параметров движения ЛА* по результатам навигационных измерений;
- анализ соответствия реализуемых параметров конечной цели полета;
- расчет корректирующих поправок или необходимых управляющих воздействий для приведения движения ЛА в соответствие с реализуемой программой полета.

В рамках постановки задач баллистики, решаемых при управлении полетом, обычно стремятся к использованию математической модели, наиболее полно отражающей не только основные, но и второстепенные факторы, влияющие на движение ЛА (например, «период последствия», эффекты, обусловленные разделением ступеней, переходные процессы при отработке управляющих воздействий и т. д.).

Назначением раздела науки, называемого проектной баллистикой, является получение исходных данных для проектирования ЛА на основе анализа условий движения без привязки траектории к конкретным географическим координатам цели и точки старта, выбора наивыгоднейшей схемы полета и определения требуемого управления, обеспечивающего решение поставленной задачи.

Проектные баллистические расчеты проводятся в несколько приближений. Сначала при баллистическом проектировании определяют характеристики идеальной траектории ЛА с учетом массы боевой части и предполагаемых дальностей полета (максимальной и минимальной). При проведении расчетов на стадии баллистического проектирования считается уместным использование специально «загрубленных» упрощенных математических моделей, учитывающих

лишь основные факторы. В результате этих расчетов устанавливается целесообразность выбираемого метода управления, форма траектории, ее кривизна, значение касательных и нормальных ускорений. В процессе конструирования ракетного комплекса баллистические проектные расчеты повторяются с введением в них уточненных данных об аппарате, его системах управления и стабилизации.

Динамика полета и управление движением баллистических ракет, как уже отмечалось ранее, является разделом общей теории движения беспилотных ЛА, по отношению к которой баллистика управляемых ракет является составной частью.

Таким образом, обсуждаемая в пособии тема в значительной степени базируется на результатах решения сформулированных выше задач, но в то же время, представляется более широкой по числу обсуждаемых вопросов, выходящих за рамки чисто баллистических проблем. Это «расширение» предмета определяется необходимостью включения в него задач *динамического проектирования* управляемых ЛА баллистического типа, назначением которого является выявление факторов, играющих определяющую роль в формировании облика систем управления движением (СУД) ЛА, включающих в свой состав навигационно-измерительную систему (НИС), систему наведения (СН) и систему стабилизации движения (ССД). Последняя, в свою очередь, содержит систему угловой стабилизации (СУС) и систему стабилизации движения центра масс (ССЦМ) ракеты.

Каждая из функциональных подсистем СУД имеет свое вполне конкретное назначение:

- НИС предназначена для получения информации о движении БР, достаточной для успешного функционирования СУД и достижения поставленной цели управления;
- СН решает задачу выработки разовых команд управления из условия достижения конечной цели управления движением БР — выведения ракеты, моноблочной ГЧ или боевых блоков РГЧ на попадающие траектории; в качестве дополнительных или промежуточных целей, достижение которых может быть возложено на СН, могут выступать построение заданных боевых порядков ББ в системе боевого оснащения, совершение ракетой маневра уклонения на АУТ или на рубежах перехвата средствами ПРО, обеспечение наведения сбрасываемых элементов конструкции (отработавших ступеней, головного обтекателя и т. д.) в заданные районы отчуждения и др.;

- ССД обеспечивает обработку программных движений БР и гарантирует выполнение условий устойчивого полета (при этом СУС решает задачу обработки программ углового движения, ССЦМ — отвечает за стабилизацию продольного движения, в частности, с помощью регулятора кажущейся скорости (РКС), боковую и нормальную стабилизацию (БС и НС) соответственно.

В зависимости от дальности стрельбы БР подразделяются на три вида:

- ракеты малой дальности (с диапазоном дальности 500... 1000 км);
- ракеты средней дальности (с дальностью действия от 1000 до 5500 км);
- ракеты большой дальности, или межконтинентальные баллистические ракеты (с дальностью действия более 5500 км).

На всех современных БР средней и большой дальности боевая часть (БЧ) размещается в отделяемом от корпуса ББ. В связи с этим активный участок полета БР большой и средней дальности действия завершается не только выключением двигательной установки, но и отделением ББ, осуществляющих (осуществляющего) последующий полет к цели либо по полностью баллистической траектории, либо по траектории, сочетающей баллистическое движение с маневрированием, производимом в атмосфере. В последнем случае говорят об управляемых ГЧ либо об управляемых боевых блоках (УББ). К числу наиболее характерных типов УГЧ или УББ относятся аппараты *баллистического, планирующего* либо *аэробаллистического* типов.

Траектория ББ баллистического типа близка к траектории обычной моноблочной неуправляемой ГЧ. Отличия проявляются только на атмосферном участке при подлете к цели, где ББ могут совершать программные маневры преодоления ПРО.

Траектория ББ или УГЧ планирующего типа отличается от баллистической траектории на основном, маршевом, участке, который проходит в верхних слоях атмосферы глубоким (длительным) планирующим полетом.

Траектория аэробаллистического ЛА относится к числу рикошетирующих. Она содержит чередующиеся участки баллистического и планирующего полета, чем достигается более полное (чем у аппаратов планирующего типа) использование накопленной на АУТ кинетической энергии, а следовательно, достигается большая дальность полета. ЛА такого типа могут совершать маневры, обеспечивающие

работу системы коррекции навигационной информации типа выхода на квазигоризонтальный режим полета, необходимый для функционирования систем, реализующих обзорно-сравнительный метод навигации (управление по картам местности).

Перечисленные типы ГЧ и ББ должны иметь индивидуальные системы управления, близкие по принципам построения с СУ БР, но имеющие некоторые технические отличия, обусловленные частичным изменением их функций.

Так, в частности, ИНС должна обеспечить высокую точность наведения в условиях накопившихся погрешностей построителей базовых направлений и при высоких поперечных перегрузках (до 200 ед.), связанных с выполнением интенсивных маневров уклонения от средств перехвата.

Комплексирование основной информационной системы должно быть осуществлено за счет применения навигационных систем, использующих информацию, внешнюю по отношению к поставляемой автономной ИНС.

Возможно применение систем навигации и наведения по сигнальным характеристикам цели.

СН должны обеспечить программное управление, гарантирующее возвращение на попадающую траекторию после выполнения маневров преодоления ПРО, а также формирование разовых команд (на сброс ложных целей, высотный подрыв ядерной боевой части и т. д.). Наконец, СУС ГЧ должна выполнять более широкий спектр операций, таких как парирование возмущений после отделения от последней ступени БР, успокоение, ориентацию в заданном направлении после отделения, при сбросе ложных целей, на интервалах навигационных определений и т. д.

БР относительно малых дальностей, как правило, не имеют отделяющихся ГЧ. Дело заключается в том, что большая часть траектории такого типа ракет проходит в плотных слоях атмосферы, а двигательная установка заканчивает работу на малых высотах (порядка 10...40 км). В результате этого существенно возрастает влияние параметров атмосферы на возмущенное движение аппарата, которое практически не может быть компенсировано при отделении ГЧ. Для ракет, хотя и относящихся к классу БР малой дальности, но имеющих высокие траектории (с высотой порядка 200 км), а также БР средней дальности, конец активного участка которых лежит выше границы атмосферы, что бывает, в частности, в случае применения

двухступенчатой конструктивной схемы и наличия паузы между интервалами работы ДУ 1-й и 2-й ступени (примерами могут служить американская БР «Першинг-2» и отечественная «Волга»), подобные ограничения отсутствуют. Это делает оправданным использование отделяемой ГЧ, обеспечивающей более надежную доставку боевой части к цели в условиях значительных силовых и тепловых воздействий, возникающих при движении ГЧ в атмосфере на нисходящем участке траектории (помимо указанных выше отделяемые ГЧ имели такие БР, как «Ока» и «Ока-У»).

По своему целевому назначению РК подразделяются на тактические, оперативно-тактические и стратегические.

Тактические и оперативно-тактические РК относятся к средствам вооружения Сухопутных войск, стратегические — к средствам вооружения Ракетных войск стратегического назначения (РВСН).

Очень важной тактико-технической характеристикой РК служит такая, принадлежащая к числу баллистических, как *диапазон дальностей стрельбы*.

В отличие от класса стратегических в классе ракет Сухопутных войск практически невозможно создать единый образец для стрельбы во всем диапазоне требуемых дальностей. Это не только трудно выполнимо технически, но и невыгодно экономически [91].

В связи с этим возникает необходимость создания нескольких образцов ракет для стрельбы в различных диапазонах дальностей. Число ступеней БР (совпадающее для тандемной схемы с числом входящих в ее состав ракетных блоков) определяется дальностью действия, типом применяемых двигательных установок (ЖРД, РДТТ), удельной тягой ДУ, а также относительной массой полезной нагрузки, характеризующей энергомассовое совершенство ракеты.

Современные ОТР — это одноступенчатые ракеты на твердом топливе без обнуления тяги [91]. Такого типа БР обычно управляются на всей траектории в плотных и разреженных слоях атмосферы (в качестве примера могут быть названы РК «Точка», «Искандер» и др.). С увеличением дальности и высоты полета, как уже отмечалось, ограничение, связанное с невозможностью отделения ГЧ, снимается. Соответствующие БР, имеющие отделяемую ГЧ, могут быть выполнены как в одноступенчатом, так и двухступенчатом вариантах. Естественно, в этом случае управление дальностью полета осуществляется только на АУТ, завершение АУТ определяется алгоритмом управления, реализуемым системой обнуления тяги.

Стратегические РК, что следует из приведенного ранее исторического обзора, могут иметь БР как с твердотопливным, так и жидкостным ракетным двигателем.

Применение на ракетах Сухопутных войск жидкостных ракетных двигателей не потеряло полностью своей актуальности, но ЖРД обычно рассматривают в качестве дополнительного двигателя, предназначенного для работы на отдельных участках траектории [91].

Стартовые комплексы стратегических БР могут быть выполнены как в стационарном (в том числе и шахтном), так и мобильном (подвижном) вариантах исполнения. Применительно к ракетах Сухопутных войск используют только нестационарные (подвижные) варианты стартовых комплексов, предполагающих необходимость топопривязки начальной точки маршрута пусковой установки (ПУ) и навигационное определение пройденного пути до точки старта ракеты.

При любом варианте используемой ПУ пуск БР возможен, как правило, при ее неподвижном положении относительно поверхности Земли.

В зависимости от местоположения точки пуска БР могут быть наземного или морского базирования. БР морского базирования размещаются на борту подводных лодок, причем пуски могут производиться как из надводного, так и подводного положения [98]. В качестве подлежащих поражению целей баллистических ракет (по крайней мере, средней и большой дальности) всегда рассматриваются только неподвижные объекты. Это означает, что их координаты, определенные относительно поверхности Земли с требуемой точностью до момента пуска ракеты, в дальнейшем не будут меняться. Это делает возможным использование на борту БР измерительной системы, предназначенной для определения только параметров движения самой ракеты [98, 111]. Речь идет о неподвижности точек старта и цели относительно поверхности Земли.

В абсолютном же движении они не являются неподвижными и перемещаются в силу наличия суточного вращения Земли. Указанное движение, тем не менее, является прогнозируемым. Поэтому на любой момент времени стрельба БР осуществляется по упрежденному положению цели, т. е. по точке пространства, в которой цель окажется к моменту подлета к ней ракеты или ее головной части.

При этом учет движения цели за счет вращения Земли и расчет положения упрежденной точки могут осуществляться различными

способами в зависимости от выбранного закона и информационного обеспечения управления полетом ракеты.

Таким образом, навигация ЛА баллистического типа является составной частью более широкого понятия, определяющего процесс управления движением, а навигационная система входит в состав СУД БР.

Навигационная система (НС) представляет собой комплекс технических средств, обеспечивающих решение *навигационной задачи* за *цикл навигации*, т. е. за время непрерывной работы системы в режиме определения навигационных координат ЛА. Решение навигационной задачи предполагает наличие навигационной информации, складывающейся из первичной, начальной и исходной.

Первичная навигационная информация — это текущая информация о поступательном движении центра масс ЛА и вращательном движении базисных направлений, в качестве источника которой могут выступать физические поля.

Начальная навигационная информация представляет собой первичную навигационную информацию, отнесенную к моменту начала цикла навигации.

Исходная навигационная (баллистическая) информация — это необходимая для обеспечения навигации баллистическая информация, непосредственно не связанная с движением конкретного ЛА и не изменяющаяся в пределах одного цикла навигации. К ней относятся сведения о физических полях, используемых в качестве источников первичной информации, априорная модель процесса движения, алгоритмы пересчета обобщенных координат ЛА в его навигационные координаты и т. д. Исходная навигационная информация служит основным элементом баллистического обеспечения полета.

Баллистическое обеспечение полета в совокупности с процессом получения первичной и начальной навигационной информации составляет *навигационное* или *баллистико-навигационное обеспечение полета*. Термин «навигационное обеспечение полета», вообще говоря, более часто используют по отношению к *неавтономной навигации*, т. е. к процессу навигации, реализуемому с помощью средств наземного комплекса. При обеспечении навигации только бортовыми средствами ЛА, работающими независимо от наземных систем и средств связи, более употребительным является понятие *автономная навигация*.

Изложенное свидетельствует об органической взаимосвязи постановки и решения баллистических и навигационных задач на современном уровне развития теории и практики управляемого полета.

Характерным примером сочетаний методов баллистики и навигации может служить комплексная проблема формирования гибкой приземной траектории при терминальном управлении. Разработке теории терминального управления — управления конечным состоянием — посвящено большое количество работ. Терминальные методы наведения реализуются с использованием так называемых многошаговых алгоритмов, при которых время движения ЛА разделяется на фиксированные интервалы (шаги). В пределах одного шага ведется расчет и коррекция траектории. В результате последовательно повторяющейся на каждом шаге коррекции ЛА приводится в точку (область) с заданными координатами. При этом на борту ЛА необходимо иметь БЦВМ, обладающую достаточным быстродействием и объемом памяти.

Целью любого *метода навигации* является получение данных о текущих координатах и скорости ЛА относительно выбранной системы отсчета. В основу классификации методов, в отличие от способов навигации, учитывающих физические принципы построения навигационных систем, положена схема определения координат места ЛА. В настоящее время все методы навигации укрупненно можно подразделить на три группы:

позиционный метод, непосредственно реализующий линии и (или) поверхности положений;

метод счисления пути, основанный на определении пройденного пути посредством непрерывного или дискретного интегрирования по времени измеряемых ускорений или скорости ЛА;

обзорно-сравнительный метод, позволяющий определить текущее местоположение ЛА в результате сопоставления фактически наблюдаемых ориентиров с их заранее запомненным относительным расположением.

Понятия о поверхностях и линиях положения используют в теории навигации для задания местоположения движущегося объекта в пространстве. При этом под *поверхностью положения* понимают геометрическое место точек местоположения ЛА в пространстве, характеризующее постоянным значением измеряемого *навигационного параметра* (НП). В качестве НП могут выступать углы места и азимута, дальность, сумма или разность дальностей и т. д. Пересечение

двух поверхностей положения определяет *линию положения*. Соответственно пересечение двух линий положения или линии с поверхностью положения дает положение точки в пространстве.

В позиционном методе навигации определение координат ЛА осуществляется относительно небесных тел, наземных ориентиров, а также на основании априорной информации о параметрах физических полей Земли, возможно ее атмосферы и измерений их параметров в процессе полета. В качестве наземных ориентиров могут рассматриваться радионавигационные наземные станции, обеспечивающие определение координат радиотехническими методами, станции наведения и пр. При навигационных измерениях, проводимых в рамках позиционного метода, могут использоваться как естественные, так и искусственные источники излучения или отражения излучений от других объектов. Во всех случаях определение координат ЛА здесь сводится к измерению расстояний, углов или комбинации углов и расстояний в выбранной системе координат относительно одного или нескольких источников излучения. Учет пройденного ЛА расстояния в данном методе необязателен. Позиционный метод является основным методом навигации, реализуемым в системах телеуправления и самонаведения, а также при построении системы спутниковой навигации.

В методе счисления пути для определения текущего положения ЛА проводятся измерения его перемещений относительно известного начального положения. Осуществление счисления требует наличия данных о направлении движения ЛА (его курсе), ускорении или скорости относительно Земли либо в инерциальном пространстве. При измерении ускорения координаты определяются двукратным интегрированием, при измерении скорости — однократным интегрированием. Он является основным методом, реализуемым в автономных системах.

В обзорно-сравнительном методе навигации текущие координаты ЛА определяют путем сопоставления фактически наблюдаемой карты местности или неба с географической, звездной или какой-либо иной картой. Данный метод нашел применение в так называемых экстремальных и корреляционно-экстремальных навигационных системах управления движением ЛА по заданному курсу.

В отличие от *метода*, определяющего теоретическую основу или путь математического решения (исследования) задачи, *способ*

навигации характеризует уже конкретное техническое решение поставленной задачи. Естественно, один и тот же метод может иметь множество различных технических решений, т. е. может быть реализован с помощью различных способов. Понятие *способа*, таким образом, неразрывно связано с определением конкретного типа систем, используемых для обеспечения навигации ЛА по выбранному методу.

Навигационные системы, реализующие названные методы, конструктивно отличаются друг от друга в зависимости от того, какие физические принципы положены в основу их работы.

В силу методического единства обсуждаемых проблем баллистико-навигационного обеспечения рассматриваемого класса ЛА, излагаемые общетеоретические результаты в той или иной степени распространяемы на всю совокупность возможных видов РК: от тактического до стратегического назначений. Вместе с тем отличия их конструктивного исполнения и в большей мере условия боевого применения приводят к наличию особенностей, целесообразность учета которых обычно признается уместной при подходе, предполагающем все же более высокий уровень детализации конструкций отдельных систем и всего комплекса в целом, нежели это принято в настоящем пособии.

Имея это в виду, тем не менее подчеркнем, что при достаточно высоком уровне универсализации содержательная сторона обсуждаемых проблем ориентирована в большей степени (по крайней мере в количественном отношении) на РК стратегического назначения. Там, где учет указанных особенностей существен, вид РК оговаривается специально.

РАЗДЕЛ I

ВНЕШНИЕ УСЛОВИЯ ПОЛЕТА РАКЕТ

Выбор траектории ЛА, его динамических характеристик, а также решение всей совокупности задач баллистического и навигационного обеспечения в значительной степени зависят от физических условий полета. Движение ракет осуществляется в поле тяготения Земли, которое, с одной стороны, оказывает определяющее воздействие на формирование траектории, с другой — является объектом получения информации при синтезе навигационных систем.

При разработке навигационных систем используется информация не только о гравитационном поле. Создание комплексных систем требует в ряде случаев знания характеристик магнитного поля Земли (МПЗ).

Характер и интенсивность взаимодействия ЛА с воздушной средой определяются такими ее параметрами, как состав, плотность, давление, температура, скорость распространения возмущений (скорость звука) и т. п. Эти параметры атмосферы прежде всего являются функциями высоты над поверхностью Мирового океана. На них оказывают воздействие сезонные и суточные вариации, геофизические факторы и многое другое. Значительное влияние на распределение параметров атмосферы оказывает перемещение воздушных масс — ветры. Ветры, кроме того, приводят к отклонению истинного значения воздушной скорости полета от значений скорости движения, обеспечиваемой за счет работы двигательной установки. В совокупности все эти факторы обуславливают возмущенное движение ЛА, существенно отличающееся от номинального (опорного), определяемого для нормальных условий полета, т. е. условий, не учитывающих фактические отклонения физических условий полета от расчетных значений. Эти отклонения надо уметь учитывать при подготовке данных для пуска ракет и определении текущего местоположения ЛА и решения иных баллистических и навигационных задач.

Глава 1. ФИГУРА И ГРАВИТАЦИОННОЕ ПОЛЕ ЗЕМЛИ

1.1. Фигура Земли и ее модели

Проблема определения фактических размеров и формы Земли до настоящего времени остается одной из важнейших в перечне факторов, определяющих создание высокоточного навигационного обеспечения полета БР.

Особенно актуальна эта задача для МБР, дальность действия которых составляет примерно 10000...12000 км, а требуемый уровень точности полета моноблочной неуправляемой ГЧ должен иметь уровень порядка 300 м (по предельному отклонению). При таких дальностях от точки старта до точки цели трудность их топопривязки будет определяться уже тем, что до сих пор отсутствуют возможности абсолютно точной относительной привязки континентов на поверхности земного шара.

Другая трудность связана с необходимостью вычисления на борту БР для решения задачи инерциальной навигации максимально точного (по возможности) значения гравитационного ускорения, определяемого на основе принятой к рассмотрению модели гравитационного поля Земли (ГПЗ).

Последняя, вычисляемая через константы, хранящиеся в БЦВМ, будет зависеть от достоверности и точности знаний, определяемых теорией фигуры Земли.

Необходимость аппроксимации реальных фигуры и гравитационного поля Земли их математическими аналогами объективно приводит к возникновению погрешностей гравиметрической и геодезической подготовки, выражающихся через ошибки:

- обусловленные погрешностями задания параметров фигуры Земли;
- вызванные неточностью знания ГПЗ;
- геодезической привязки точек старта и цели.

Перечисленные типы ошибок проявляются в суммарном отклонении возмущенного движения ЛА от цели вследствие погрешностей определения начальных условий и неточности расчета попадающей траектории. Отметим важное обстоятельство, заключающееся в том, что ошибки гравиметрической и геодезической подготовки вызывают *неустранимую погрешность вычисления исходных баллистических параметров* (в частности, азимута прицеливания и времени окончания активного участка траектории в методах управления,

БР; K_i, x_i, y_i, z_i — гравитационный параметр и координаты i -й точечной массы; x, y, z — координаты положения центра масс БР ($\rho = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$).

В силу эквивалентности рассматриваемых силовых функций, они должны обладать идентичными свойствами. Следовательно, точечно-массовое представление внешнего ГПЗ не противоречит теории силовых функций. Кроме того, при описании геопотенциала системой точечных масс должно выполняться соотношение

$$M_{\Sigma} = M \left(1 + \sum_{i=1}^N \frac{M_i}{M} \right), \quad (1.21)$$

где M_{Σ} — аппроксимирующая масса ОЗЭ; M — масса Земли; M_i — масса i -й точечной массы.

Поэтому, во-первых, величина M_i может иметь как положительный, так и отрицательный знак, и, во-вторых, перераспределение масс не должно вызвать изменения силовой функции.

С помощью моделей точечных масс в принципе могут быть построены не только локальные, но и региональные модели ГПЗ, которые, естественно, будут различаться количеством точечных масс в выстраиваемой системе [113,114].

Г л а в а 2. МАГНИТНОЕ ПОЛЕ ЗЕМЛИ

2.1. Основные понятия и элементы земного магнетизма

Силовые воздействия *магнитного поля* Земли на постоянный магнит проявляются в принудительной ориентации его (магнита) в определенном направлении относительно Земли. Приближенное математическое выражение характеристики магнитного поля Земли, отнесенной к ее поверхности, дает выражение магнитного потенциала шара (сферы), равного потенциалу диполя [126],

$$U_m = \frac{M_3}{R_3^2} \cos \theta_m,$$

где R_3 — радиус Земли; M_3 — магнитный момент Земли; $\theta_m = 90^\circ - \Phi$ — дополнение к геомагнитной широте (рис. 2.1).

Точки пересечения магнитной оси диполя Земли с поверхностью сферической модели Земли называются *геомагнитными полюсами*. Линия, соединяющая магнитные полюса, называется *магнитной осью диполя*. Названия геомагнитных полюсов

где λ и θ_M — географическая долгота и дополнение к широте точки местоположения ЛА; R_3 — радиус сферической модели Земли; r — расстояние от центра Земли до ЛА; $R_n^k = R_n^k(\cos \theta_M)$ — квазинормированный по Шмидту полином Лежандра первого рода:

$$P_n^k(\cos \theta_M) = d_n^k \sin^k \theta_M \sum_{S=0}^{E\left(\frac{n-k}{2}\right)} P_{nk}^S \cos^{n-k-2S} \theta_M;$$

$$P_{nk}^S = (-1)^{(S)} \frac{(2n-2S)!}{2^n S! (n-S)! (n-2S-k)!};$$

$$d_n^k = \sqrt{\frac{\varepsilon_k (n-k)!}{(n+k)!}};$$

$\varepsilon_k = 1$ кроме $\varepsilon_0 = r$, а предел $E\left(\frac{n-k}{2}\right)$ означает наибольшее целое положительное число, содержащееся в $\frac{n-k}{2}$; g_n^k ; h_n^k — так называемые коэффициенты Гаусса—Шмидта, характеризующие распределение магнитных масс относительно системы координат $O X_r Y_r Z_r$. Прогнозирование коэффициентов Гаусса—Шмидта осуществляется с помощью формул

$$g_n^k(t) = g_n^k(t_0) + \dot{g}_n^k(t-t_0);$$

$$h_n^k(t) = h_n^k(t_0) + \dot{h}_n^k(t-t_0),$$

где $g_n^k(t)$; $h_n^k(t)$ — значения коэффициентов на данную эпоху t ; $g_n^k(t_0)$; $h_n^k(t_0)$ — принятые коэффициенты на эпоху t_0 ; \dot{g}_n^k ; \dot{h}_n^k — скорости изменения коэффициентов во времени [126].

Г л а в а 3. А Т М О С Ф Е Р А З Е М Л И

3.1. Состав и свойства атмосферы

Основные параметры атмосферы — плотность воздуха, температура воздуха, барометрическое давление, скорость звука и ветер — существенным образом влияют на характеристики движения ракет. Для изучения атмосферы создана широкая сеть метеостанций, размещенных по всему земному шару. Исследования проводят с помощью метеорологической аппаратуры, устанавливаемой на шарах-пилотах, радиозондах, специально оборудованных самолетах, метеорологических ракетах и спутниках Земли; результаты измерений подвергаются статистической обработке и обобщаются.

Атмосферу Земли по химическому составу принято называть азотно-кислородной, она содержит 76 % азота, 21 % кислорода, 3 %

РАЗДЕЛ II

БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТА УПРАВЛЯЕМЫХ БР

Баллистическое обеспечение полета* управляемых БР — отчасти самостоятельный раздел, входящий в состав теории баллистико-навигационного обеспечения управляемого полета ЛА баллистического типа.

Целью баллистического обеспечения является систематизация, а в случае необходимости, разработка отсутствующих сведений, являющихся источником исходной навигационной (баллистической) информации (см. Введение), необходимой и достаточной для решения всей совокупности задач управления движением БР.

Как следует из приведенного ранее определения баллистической информации, она непосредственно не связывается с движением конкретного ЛА. В этом смысле создание баллистического обеспечения должно быть ориентировано на достаточно обобщенные (если не фундаментальные) подходы к разработке алгоритмов пересчета координат, априорных моделей движения, используемых на стадии баллистического проектирования, алгоритмов управления подготовкой и пуском ракеты, формированию плановых полетных заданий (ПЗ), дорасчету неплановых ПЗ по вновь поступившим целеуказаниям, методов управления движением БР на всех этапах АУТ и движением ступени разведения РГЧ при построении боевых порядков ББ и элементов КСП ПРО, самонаведения ББ на цель при движении на нисходящем участке ПУТ и т. д.

* Ссылаясь на точку зрения проф. С.К. Слезкинского (ВКА им. А.Ф. Можайского), разделяемую автором, отметим, что термин «обеспечение» в данном случае нельзя признать удачным. Своим появлением он обязан распространению понятия «баллистическое программное обеспечение ЭЦВМ» на непосредственный процесс решения самих баллистических задач [113]. Учитывая, однако, установившуюся терминологию, автор не счел возможным отказаться от него, тем более учитывая, что он сам «приложил руку» к его широкому распространению.

При этом баллистическое обеспечение управляемого полета БР должно отражать особенности данного конкретного типа ЛА как объекта управления. К числу основных особенностей относятся:

- различающиеся фазы полета — «активная» с работающей двигательной установкой и пассивная (баллистическая);
- существенное отличие интервалов времени движения на управляемом и баллистическом участках (для МБР время пассивного полета составляет примерно 35 мин, время управляемого полета при выведении моноблочной ГЧ — 3...4 мин, с учетом разведения ББ ГЧ — до 15 мин);
- вертикальный старт при соотношении дальности полета на атмосферном восходящем участке 5...10 % и на внеатмосферном — 90...95 % соответственно;
- формирование требуемого силового управляющего воздействия, необходимого для коррекции траектории путем изменения пространственной ориентации корпуса БР;
- возможность регулирования тяги жидкостных РД БР и практически невозможность (или, по крайней мере, весьма ограниченную возможность) регулирования тяги твердотопливных ДУ БР;
- неполная управляемость твердотопливных ракет по параметрам продольного движения;
- статическая неустойчивость БР и малые запасы продольной статической устойчивости ББ классического типа (конусообразной формы).

Основу БО составляет его математическое обеспечение, а рабочим инструментом служит программно-алгоритмическое обеспечение.

Именно этим определяется повышенное внимание, которое уделяется в данном разделе указанным аспектам БО.

Методы разработки части БО, непосредственно используемые при управлении полетом конкретных БР (формирование плановых ПЗ, дорасчет неплановых ПЗ, задание исходных данных на самонаведение и др.), как требующие непосредственной привязки к конкретному виду РК, по понятным причинам здесь не рассматриваются.

Частично они будут обсуждаться в разделах, посвященных вопросам навигационного обеспечения управления полетом БР.

Исключение составляют общетеоретические вопросы синтеза программ управления движением БР на АУТ, а также методы и алгоритмы решения краевых задач баллистики, имеющие ключевой

общетеоретический характер для понимания проблем управления положением точки падения при заданных энергетических возможностях РК и ограничениях на допустимое значение промаха.

Главные требования, предъявляемые к БО, определяются характером решаемых задач и сводятся к точности, достоверности и надежности результатов и решений, а также к исключительно высокой оперативности (т. е. к малым интервалам времени) их получения.

Г л а в а 4. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТА

4.1. Системы координат и методы их преобразований

Движение центра масс БР может рассматриваться относительно инерциальной системы отсчета либо относительно поверхности вращающейся Земли. Под инерциальной системой отсчета принято понимать такую, в которой выполняется аксиома инерции, называемая первым законом Ньютона. Системы координат (СК), позволяющие определять движение относительно поверхности Земли, привязаны к ней и участвуют в ее суточном вращении.

Инерциальные и неинерциальные системы координат, в осях которых определяется траектория БР (т. е. геометрическое место последовательного положения центра масс ЛА в функции времени), называются *базовыми*. Относительно базовых СК определяется и ориентация БР, т. е. ее угловое положение.

Среди базовых систем координат принято различать *геоцентрические*, начало которых совмещается с геометрическим центром Земли, и *топоцентрические*, начало которых расположено в какой-либо точке поверхности Земли.

Помимо базовых систем широко используются также *объектно-центрические системы координат*, начало которых совмещают с центром масс ЛА (ГОСТ 20058–80).

Прежде чем перейти к описанию конкретных СК, сформулируем общий принцип их построения: подавляющее большинство систем координат являются правыми декартовыми, поэтому для определения ориентации их осей достаточно задать направление либо двух осей, либо одной оси и положения «основной плоскости системы». Третья ось, направление которой не оговаривается, всегда будет дополнять систему до правой. Если рассматривают достаточно длительные интервалы времени, в течение которых положение основной

На практике широкое применение нашли баллистические производные, представляющие собой частные производные от линейных сферических координат точки падения по прямоугольным координатам. Их можно получить, используя связь между параметрами движения в абсолютной основной земной системе координат $x_{o.a}^{(k)}, y_{o.a}^{(k)}, z_{o.a}^{(k)}, V_{X_{o.a}}^{(k)}, V_{Y_{o.a}}^{(k)}, V_{Z_{o.a}}^{(k)}$ и параметрами $r_k, f_{k.a}, \xi_{k.a}, V_k, \theta_{k.a}, \chi_{k.a}$.

Основное преимущество аналитического способа по сравнению с численными сводится к сокращению затрат машинного времени, потребного для реализации алгоритма расчета баллистических производных. Однако аналитический способ не лишен недостатков. Существенный недостаток этого способа связан с ошибками, возникающими из-за недостаточно точной модели кеплерова движения. Кроме того, аналитические зависимости, используемые для расчета баллистических производных, громоздки.

Выбор того или иного метода осуществляется, прежде всего, исходя из соображений обеспечения требуемой точности вычислений, а при одинаковой точности (численные методы) — из соображений удобства реализации.

Г л а в а 5. СИНТЕЗ ПРОГРАММ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ БР НА ВОСХОДЯЩЕМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ*

5.1. Требования, предъявляемые к программам управления и оптимизация их модельных структур

В приведенных ранее уравнениях, описывающих движение БР на АУТ, вектор тяги как его модуль, так и ориентация, определяемая углами тангажа и рыскания, остаются неопределенными в силу отсутствия связи (правила вычисления) с конечными условиями, соответствующими движению по попадающей траектории.

С физической точки зрения задание ориентации вектора тяги двигательной установки, жестко связанной с корпусом ракеты, и значения тяги в функции времени эквивалентно заданию формы и параметров конца АУТ.

* При написании главы частично использованы результаты исследований С.В. Беневольского.

программных траекторий при такого типа вычислениях в заданном диапазоне дальностей, кроме максимальной, производится при различных сочетаниях угла тангажа и программных значений управляющих функций в конце АУТ. При выборе конкретного вида настильных и навесных траекторий на промежуточные дальности в качестве критерия обычно используют максимальную высоту конца АУТ.

При управлении БР с РДТТ на всей траектории предпочтительным считают применение настильных траекторий, обеспечивающих более высокую точность полета. Это обусловлено наличием в рассматриваемом варианте только инструментальной составляющей, которая существенно зависит от времени полета, так как в этом случае ошибки на пассивном участке компенсируются СУ БР.

Г л а в а 6. РЕШЕНИЕ КРАЕВЫХ ЗАДАЧ БАЛЛИСТИКИ УПРАВЛЯЕМЫХ БР*

6.1. Формулировка и общая характеристика краевых задач баллистики

Решение краевых задач — одно из важнейших направлений баллистического обеспечения управления движением БР. В этом легко убедиться, если еще раз вернуться к предшествующему материалу, в котором достаточно часто указывалось, что нахождение соответствующего результата требует обращения к методам решения краевых задач. Это касалось синтеза программ управления движением БР на АУТ, но не только. Важнейшим результатом решения *краевых задач баллистики* (КЗБ) является определение так называемых *установочных данных* для систем управления ракетой и прицеливания.

Под установочными данными, иначе *установками*, для проведения стрельб или пусков баллистических ракет принято понимать совокупность данных, предназначенных для настройки контура управления БР такими, чтобы обеспечить прохождение средней траектории возможно ближе к конечной точке движения (в частности, к цели) в конкретных условиях полета.

Процесс нахождения установок, таким образом, всегда в той или иной степени связан с расчетом «попадающей» траектории.

* При написании данной главы использованы материалы, предоставленные С.В. Беневольским.

РАЗДЕЛ III

МЕТОДЫ НАВЕДЕНИЯ БР И ИХ ГОЛОВНЫХ ЧАСТЕЙ

В соответствии с установившейся терминологией, наведение представляет собой составную часть общей задачи управления движением БР, включающей подзадачу регулирования положения ЦМ, решение которой ставит целью выведение ГЧ на попадающую траекторию, и подзадачу стабилизации, заключающуюся в отработке сформированных системой наведения программ управления в контуре стабилизации.

Следуя [87, 98], под *методом наведения* (МН) будем понимать некоторую обобщенную стратегию, сформулированную в виде правила, в соответствии с которым осуществляется выработка программ управления движением и разовых команд наведения (в частности, команды на отделение ГЧ). Данное правило, выраженное в замкнутой математической форме, пригодной для практической реализации в СУ, называют *алгоритмом наведения*. Всю совокупность МН принято подразделять на две группы в зависимости от содержания принципа формирования программ управления, т. е. принципа программирования движения, реализуемого данным методом. Различают принципы предварительного и текущего программирования движения.

Принцип предварительного программирования движения заключается в том, что программы управления формируют заблаговременно, до пуска БР, и в процессе полета не изменяют. Такие программы определяются для номинальных (расчетных) условий полета БР и являются по своему смыслу программами разомкнутого управления, так как обратная связь по текущим параметрам движения в формировании программ управления не участвует.

Принцип текущего программирования движения заключается в том, что программы управления определяются непосредственно в полете и их формируют по принципу обратной связи, т. е. они являются программами замкнутого управления. Программы управления,

формируемые при текущем программировании движения, получили название свободных программ управления, а сам принцип текущего программирования именуется принципом наведения по свободным траекториям.

Разовые команды наведения вырабатывают в обоих случаях как команды замкнутого управления, таким образом, они являются функциональными командами, обычно называемыми *базовыми*. Для реализации отделения ББ или разделения ступеней СУ ракеты выдает различным исполнительным органам целую группу команд. Эти команды следуют в жесткой временной последовательности относительно базовой и называются *присоединенными*.

Глава 7. МЕТОДЫ НАВЕДЕНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

7.1. Общая характеристика методов наведения БР

Наличие у БР пассивного участка движения приводит к следующим важным особенностям управления их полетом:

1) отсутствует (без дополнительных средств самонаведения на ББ) возможность явного управления попаданием в точку прицеливания;

2) из-за жесткой функциональной связи между начальными условиями полета на ПУТ и координатами точки падения в невозмущенном полете управление попаданием в точку прицеливания и выводением ББ на попадающую траекторию (см. п. 6.1) эквивалентны.

Поэтому удобно пользоваться термином *выведение ББ на поверхность конечных условий* в конце АУТ. Для уяснения методов наведения БР дальнего действия важно понять физический и математический смысл этого термина.

Угловую дальность полета БР на ПУТ можно представить как нелинейное уравнение общего вида

$$\Phi = f(r_1, V_1, \theta_1). \quad (7.1)$$

Из (7.1) следует, что для каждого фиксированного значения r_1 (или для каждой высоты полета, так как $h = r_1 - R$) существует семейство траекторий с угловой дальностью $\Phi = f_r(V_1, \theta_1)$. Каждому значению требуемой для попадания в цель дальности может

4. Высокая трудоемкость бортовых алгоритмов метода конечной требуемой скорости может рассматриваться как недостаток этого метода по сравнению с методом текущей скорости в варианте Q -системы. Однако этот недостаток компенсируется относительной простотой расчета ПЗ. Действительно, в данном случае основной задачей при расчете ПЗ является определение значения конечной требуемой скорости на расчетный момент отделения ГЧ и азимута пуска. По своему содержанию эта задача близка к решаемой в функциональном методе наведения при расчете установочного значения функционала управления дальностью и также азимута пуска. Хотя в обоих случаях приходится решать КБЗ, трудоемкость ее существенно меньше, чем задачи расчета и аппроксимации элементов матрицы Q . Следует также учесть, что если в функциональном методе наведения требуется высокая точность расчета установочного значения функционала управления дальностью, то установочное значение конечной требуемой скорости достаточно определить приближенно, так как это значение будет уточнено и скорректировано в рамках самого алгоритма наведения. Таким образом, трудоемкость подготовки данных ПЗ в методе конечной требуемой скорости меньше, чем в функциональном методе наведения, что делает этот метод достаточно эффективным при использовании на ракетных комплексах мобильного базирования.

Г л а в а 8. УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ СТУПЕНИ РАЗВЕДЕНИЯ ПРИ ПОСТРОЕНИИ БОЕВЫХ ПОРЯДКОВ ЭЛЕМЕНТОВ БОЕВОГО ОСНАЩЕНИЯ

8.1. Боевое оснащение МБР

Боевое оснащение МБР определяется числом и тротильным эквивалентом моноблочной ГЧ и (или) боеголовок РГЧ, а также комплексом средств преодоления (КСП) ПРО, которыми оснащается ракета [114]. При создании БР стратегического назначения, естественно, стремятся, чтобы доля боевого оснащения в общей массе полезной нагрузки была максимальной.

Одновременно должны обеспечиваться точность попадания, стойкость ББ к ПФ ядерного взрыва, размеры зоны разведения ББ и характеристики боевых порядков, включающих боеголовку и КСП

В общем случае моделирование процесса разведения требует интегрирования уравнений вращательно-поступательного движения ступени разведения, проведения расчетов баллистических производных и ориентации осей баллистических систем координат с учетом их переменности в процессе разведения, интегрирования уравнений движения ББ на ПУТ вплоть до момента попадания в цели и т. д. Если расчет одного варианта потребует незначительных затрат времени, суммарные затраты времени расчета всех вариантов могут оказаться чрезмерными. Например, если число ББ и соответствующих им целей равно 10, то общее количество различных маршрутов разведения составляет [98] в данном случае $10! = 3\,628\,800$. Предположим, что моделирование процесса разведения ББ в одном варианте и определение его «цены» требует 1 с машинного времени, то перебор всех вариантов потребует 1008 ч.

Из приведенного примера следует, что проблема сокращения затрат времени на решение задачи оптимизации маршрутов разведения весьма актуальна даже в условиях применения современных высокоэффективных ЦВМ. Актуальность ее еще более возрастает в связи с тем, что на современных ракетных комплексах задачи оценки досягаемости и выбора оптимальных маршрутов разведения могут решаться как заблаговременно, так и оперативно по информации о целеуказаниях, переданных на пусковую установку по каналам системы боевого управления. Требование оперативности боевого применения ракетных комплексов накладывает наиболее жесткие временные ограничения на решение задачи оптимизации маршрутов разведения.

Проблема сокращения общих затрат времени на рассматриваемую задачу оптимизации решается по ряду направлений. Одно из этих направлений заключается в разработке и применении упрощенных моделей движения ступени разведения, что позволяет сократить время на моделирование разведения и определение «цены» анализируемого варианта. Другое направление состоит в применении более эффективных в вычислительном отношении процедур поиска оптимального решения по сравнению с методом полного перебора.

Г л а в а 9. УПРАВЛЕНИЕ МАНЕВРИРОВАНИЕМ ББ НА НИСХОДЯЩЕМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ

9.1. Содержание возможных видов атмосферного маневрирования

Достаточно эффективным средством поражения объектов, прикрываемых наземными средствами системы противоракетной обороны (ПРО), считается оснащение БРДД управляемыми ГЧ или боевыми блоками (боеголовками), способными совершать атмосферное маневрирование на достаточно больших дальностях от защищаемого объекта, преследующее решение двух задач [72, 81].

Прежде всего это маневрирование предназначено для исключения возможности (либо, как минимум, существенного затруднения)

управления $\alpha^{\text{пр}}$ и γ . Разрешая эти уравнения, можно получить

$$\begin{aligned}\alpha^{\text{пр}} &= \frac{m}{c_y^\alpha q S} \frac{f_1 a_{33} - f_2 a_{23}}{D \cos \gamma}, \\ \gamma &= \arctg \left(\frac{f_2 a_{22} - f_1 a_{32}}{f_1 a_{33} - f_2 a_{23}} \right).\end{aligned}\quad (9.39)$$

На завершающем этапе наведения, когда справедливы приближенные равенства $\psi = \psi_{\text{ц}}$ и $\theta = \theta_{\text{ц}}$, формулы (9.39) принимают [98] простой вид

$$\begin{aligned}\alpha^{\text{пр}} &= \frac{m}{c_y^\alpha \cdot q S} \frac{a_n^{\text{тр}} + g \cos \theta_{\text{ц}}}{\cos \gamma}, \\ \gamma &= \arctg \frac{a_b^{\text{тр}}}{a_n^{\text{тр}}}.\end{aligned}\quad (9.40)$$

При данной схеме управление координированным разворотом корпуса ГЧ по углам атаки и крена требуется применение двухканальной системы угловой стабилизации, поэтому, в отличие от предыдущей схемы, выразить программы управления непосредственно в углах отклонений рулевых органов оказывается невозможным [111].

Г л а в а 10. САМОНАВЕДЕНИЕ ПРИ ПОДЛЕТЕ К ЦЕЛИ

10.1. Предпосылки необходимости и технической реализуемости процессов самонаведения БР и их ББ

Повышение точности БР с неуправляемой ГЧ, оснащенной автономной некорректируемой (см. далее) СУ возможно при комплексировании инерциальных навигационных систем (см. раздел IV), обеспечивающем коррекцию ИНС, в случае непосредственного движения по информации от навигационных искусственных спутников Земли либо от автономных систем коррекции по картам местности.

Однако даже столь сверхточные системы, относительная ошибка наведения которых составляет (см. гл. 17) величину порядка $\frac{0,1}{10000} = 10^{-5}$, не в состоянии обеспечить решение ряда актуальных задач. Речь идет о возможности нанесения точечных неядерных

$\approx 0,1C_y^\alpha$, а производная коэффициента продольного момента по приведенному углу отклонения органов управления определялась из соотношения $\frac{m_z^\delta}{m_z^\alpha} = 1,5$. Все аэродинамические силы и моменты задавались в связанной системе координат и были отнесены к характерной площади $S = 1,54 \text{ м}^2$ и характерной длине $l = 3,704 \text{ м}$.

Числовые значения параметров траектории самонаведения, приведенные в табл. 10.1, получены для коэффициента пропорциональности $K_\phi = 8$. Звездочкой в таблице помечены технически нереализуемые значения углов отклонения руля (перемещения щитков) и углов атаки при учете инерционности контура самонаведения и допущении о идеальности и безынерционности системы угловой стабилизации.

Из таблицы следует, что при практически прямом попадании в «точечную» неподвижную цель рассмотренный вариант схемы (и параметров) самонаведения гарантирует возможность обеспечения в точке встречи угла наклона траектории $\theta_c \approx 85,36^\circ$ при конечной скорости, равной $V_c = 2832,6 \text{ м/с}$ (число $M = 8,56$).

Г л а в а 11. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ АЛГОРИТМИЗАЦИИ ОБЗОРНО-СРАВНИТЕЛЬНОГО МЕТОДА ПРИ НАВЕДЕНИИ ПО ЭТАЛОНАМ МЕСТНОСТИ

11.1. Принцип построения и классификация корреляционно-экстремальных навигационных систем (КЭНС)

В предыдущей главе отмечалось, что повышение точности полета ЛА баллистического типа на завершающем этапе движения требует использования систем, способных обеспечить самонаведение аппарата на цель на основе применения методов прямого наведения либо наведения по эталонам местности.

Здесь мы обсудим основные принципы построения систем, реализующих последний из указанных способов.

Для формирования эталонного и наблюдаемого ориентиров в обзорно-сравнительном методе навигации могут быть использованы как искусственные (оптическое, радиолокационное и др.), так и естественные геофизические поля, такие, например, как гравитационные аномалии, магнитное поле Земли и т. д. В выбранной системе

Достоинством ИС, включающих в свой состав ФК, является прежде всего то, что они позволяют не только получить оптимальные оценки навигационных параметров, но и оценить такие случайные переменные, как скорость дрейфа гироскопов и смещение нулей акселерометров в ИНС. В результате можно существенно уменьшить требования по точности чувствительных элементов ИНС без снижения требований по точности определения навигационных параметров. Следует отметить, однако, что нахождение достоверных оценок параметров движения ЛА с помощью ФК возможно только при условии адекватности используемой априорной математической модели реальному физическому процессу.

Г л а в а 12. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ

12.1. Кажущееся ускорение и кажущаяся скорость БР

Для измерения ускорений применяются *акселерометры* — приборы, использующие принцип инерции. Акселерометры, установленные на борту ракеты, измеряют не абсолютное, а кажущееся ускорение, под которым понимают разность между ускорением относительно инерциальной системы координат и ускорением силы тяжести. Измерители кажущихся ускорений иногда называют *ньютонометрами* [37].

Рассмотрим принципиальную схему работы акселерометра. Небольшой груз, подвешенный на пружине, может перемещаться вдоль направляющих (рис. 12.1). Перемещение груза пропорционально ускорению по направлению его движения. Линия, вдоль которой перемещается груз, называется *осью чувствительности акселерометра*. Если принять, что ось чувствительности акселерометра совпадает по направлению с продольной осью ракеты и угол атаки $\alpha = 0$ ($\theta = \vartheta$), то ускорение, измеряемое акселерометром, будет равно разности продольного ускорения движения ракеты dV/dt и проекции ускорения силы тяжести на направление оси ракеты, т. е. можно написать

$$a_{\text{п}} = \frac{dV}{dt} - (-g \sin \theta) = \frac{dV}{dt} + g \sin \theta. \quad (12.1)$$

угловой скорости вращения Земли. Процесс автоматического ориентирования ГСП в заданном азимутальном направлении с помощью гирокомпас называется *гироскопированием*. Применение гироскопирования как метода азимутальной выставки, предварительно отгоризонтированной по направлению силы тяжести платформы, ограничено областями, исключаяющими полярные области, где векторы, используемые для полной выставки, оказываются близки к коллинеарным.

Наиболее распространенными способами начальной выставки платформы при пуске ракеты с носителя (например, подводной лодки) являются способ согласования углов кардановых подвесов систем и способ векторного согласования. Обычно носитель имеет более совершенный навигационный комплекс, который и используется как базовая система при выставке сопровождающей системы ракеты. Кроме применения в качестве опорной системы ИНС носителя обеспечивает и определение начальных условий (местоположения) ракеты в момент старта. При реализации *способа согласования углов кардановых подвесов систем* могут использоваться как оптические, так и электромеханические варианты выставки. Ограниченность применимости данного способа связана с тем, что из-за изгибных деформаций носителя, погрешностей установки его навигационной системы, необходимости обеспечения канала прямой видимости (при оптической выставке) возникают трудности обеспечения требуемой точности выставки за счет согласования платформы. В этом смысле более предпочтительным является *способ векторного согласования*. Принцип векторного согласования состоит в приведении выставляемой системы в положение, при котором она будет иметь то же угловое положение относительно измеряемого вектора, что и система носителя. Данный принцип применим при любой физической природе измеряемого вектора (инерциальной, магнитной, электромагнитной).

Глава 13. СТАТИСТИЧЕСКАЯ ДИНАМИКА НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

13.1. Элементы системного анализа задач навигации и управления движением

Управляемый полет при наведении ЛА, в том числе и ЛА баллистического типа, предполагает принудительное изменение характеристик движения его центра масс в пространстве по определенному

Таким образом, оптимальный в указанном смысле алгоритм оценивания вектора состояния и выбора гипотезы будут включать три группы уравнений [55]: оценок в форме (13.145), (13.149); корреляционной матрицы типа (13.152) и функционалов (13.180). Последние решаются при следующих начальных условиях:

$$\begin{aligned}
 J^j(0) &= \mathbf{\Delta}^{jT}(0) \left(\sum j(0) \right)^T \mathbf{\Delta}^T(0) + \varepsilon^j(0), \\
 \varepsilon^j(0) &= \ln \left(|\mathbf{R}_0^j| |\mathbf{Q}^j(0)| q_j^{-2} \right), \\
 \left(\sum j(0) \right)^{-1} &= (\mathbf{Q}^j(0))^{-1} [\mathbf{E} - \mathbf{C}^j(0) \mathbf{R}^j(0|0) \mathbf{C}^{jT}(0) (\mathbf{Q}^j(0))^{-1}] \\
 (j &= 1, \dots, N).
 \end{aligned}$$

Три указанные группы уравнений описывают в общем виде алгоритм рекуррентно-поискового оценивания.

Г л а в а 14. КОРРЕКЦИЯ ДВИЖЕНИЯ ЛА БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ТИПА И БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИХ АВТОНОМНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ОТ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ИСТОЧНИКОВ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ

14.1. Общая постановка задачи коррекции

Метод счисления пути с точки зрения его возможных конкретных реализаций в ИНС не свободен, как ранее отмечалось, от недостатков, обусловленных, прежде всего, возрастанием со временем ошибок определения координат.

Системы, базирующиеся на других методах, также не обладают свойством абсолютно точного определения местоположения ЛА. Но в том смысле, в котором эти погрешности присущи ИНС, эти системы более предпочтительны. Однако такого рода НС не обладают достоинствами ИНС. Если говорить об измерителях, реализующих, в частности, позиционный метод, то они в целом менее универсальны, не обладают аналогичной ИНС помехозащищенностью, наконец, не обеспечивают в большинстве случаев автономность навигации. Естественно, возникает мысль о целесообразности сочетания при построении НС позиционного или какого-либо другого метода с

средственно в контур работы ИНС, что приводит к изменению дифференциальных уравнений, описывающих ее функционирование.

При выборе схемы взаимодействия подсистем в БНК необходимо учитывать требования по обеспечению высокой точности, помехозащищенности и надежности. Анализ показывает [91], что наиболее полно указанным требованиям удовлетворяет третий вариант комплексирования навигационных подсистем, обеспечивающий более высокую точность по сравнению с первыми двумя. Четвертый вариант, позволяющий достичь наиболее высокой точности, требует в то же время непрерывного поступления информации от СНС, что неприемлемо с точки зрения требований по помехозащищенности, автономности и особенностям движения БР и ББ. Когда эта информация используется не постоянно, а периодически, четвертый вариант сводится по существу к третьему.

Глава 15. ЭЛЕМЕНТЫ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА В СИСТЕМАХ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ БР И ИХ АППАРАТНО-АЛГОРИТМИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ

15.1. Определения, основные задачи применения и классификация

В условиях принятия концепции неядерного решения боевых задач к ракетным комплексам (РК) оперативно-тактического назначения, впрочем (в большей или меньшей степени) также и к баллистическим ракетам дальнего действия (БРДД), предъявляется требование поражения точечных и малоразмерных площадных целей без проведения предварительного топогеодезического и метеорологического обеспечения. Более того, достижение указанного результата должно гарантированно обеспечиваться при вероятном эффективном противодействии противника и недостаточно надежном целеуказании (возможно при наличии подвижной, т. е. перемещающейся относительно поверхности, цели). Последнее особенно актуально для головных частей БРДД, применительно к которым представляется проблематичным (по сравнению с ОТР) организация информационного обеспечения с каналом передачи целеуказания в процессе полета.

Таким образом, можно констатировать, что функционирование высокоточных современных РК, а тем более вновь создаваемых ком-

РАЗДЕЛ V

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ПОЛЕТА БР

Обеспечение высокой точности полета БР относится к числу важнейших проблем, возникающих при их разработке и боевом применении.

Невозможно решить эту проблему без понимания сущности и знания методов анализа причин рассеивания траекторий, порождаемых множеством возмущающих факторов, обусловленных различными погрешностями изготовления и эксплуатации ракет и ракетных комплексов в целом.

Под *рассеиванием траекторий ракет* (или просто *рассеиванием*) принято понимать явление несовпадения действительных (возмущенных) траекторий с номинальной, проходящей через точку, задающую координаты цели. Такую траекторию мы ранее договорились называть попадающей траекторией.

Тогда *мерой точности** полета БР может служить отклонение текущих или конечных кинематических параметров возмущенной траектории от значений соответствующих параметров попадающей траектории.

Ориентируясь на основное назначение БР как средства доставки боевого заряда к расположенной на большом удалении цели, предельное *отклонение точки падения от заданных номинальных координат цели* вполне можно считать достаточно информативным *интегральным показателем точностных свойств РК*.

Однако в ряде случаев этот показатель требует детализации и уточнения. Необходимость этого определяется следующими обстоятельствами.

* В некоторых курсах теории вероятностей в качестве характеристики рассеивания для нормального закона распределения под мерой точности понимают величину, обратно пропорциональную среднему квадратическому отклонению (СКО), определяемую как $h = (\sigma\sqrt{2})^{-1}$, где σ — СКО. Здесь в контексте обсуждаемой проблемы данному понятию придано более широкое смысловое значение, не противоречащее, впрочем, указанному в принципиальном отношении.

Во-первых, даже в простейшем варианте полета ОТР с неотделяемой ГЧ либо полета МБР с отделяемой неуправляемой моноблочной ГЧ следует учитывать, что в общем случае траектория движения рассматриваемого типа ЛА не является однородной. Она имеет, по крайней мере, два участка, существенно различающихся по характеру формирования и структуре действующих возмущающих факторов.

На активном участке, где реализуется управляемое движение БР, отклонения фактических параметров движения от номинальных обусловливаются в основном погрешностями функционирования системы управления.

На пассивном участке, где происходит неуправляемое движение, оно будет прежде всего функцией начальных условий, соответствующих концу АУТ. Последние же, как было показано ранее, определяются в возмущенном движении не только отклонениями кинематических параметров, но и вариациями времени, от которых зависит дальнейшая продолжительность полета.

На этот вид возмущенного движения дополнительно накладываются собственно возмущения ПУТ и особенно возмущения нисходящего атмосферного участка.

Главными причинами возникновения этой группы возмущающих факторов служат погрешности изготовления БР или ее отделяемой ГЧ, обгар и унос теплозащитного покрытия корпуса при движении в атмосфере, отличия фактического состояния атмосферы от номинального и разбросы начальных условий углового движения аппарата при входе в атмосферу.

Все это вызывает необходимость применения различных подходов к определению точности движения БР и ГЧ на АУТ и ПУТ соответственно, а также необходимость оценки рассеивания пространственно-временных характеристик движения ЛА, в качестве которых выступают векторы положения и скорости движения центра масс совместно со скалярным параметром — временем полета.

Во-вторых, введенное в рассмотрение понятие предельного отклонения, будучи детерминированной (неслучайной) характеристикой случайного (стохастического) процесса, не отражает в полной мере всех влияющих на точность попадания факторов и их природу.

Помимо случайных отклонений следует учитывать влияние на точность стрельбы БР *систематических отклонений*. Примером могут служить методические ошибки, вызываемые, например, неполнотой учета в алгоритме управления полетом конкретного типа БР возмущающих факторов, влияющих на точность стрельбы.

Систематические ошибки не влияют на количественные характеристики рассеивания, но смещают положение центра группирования [32], т. е. воздействуют на значение предельного отклонения точки падения от цели.

Из известных схем наиболее распространенными являются схемы определения рассеивания применительно к одиночным пускам и оценки рассеивания для группы пусков однотипных ракет [51, 91, 101, 125].

Методами теории случайных процессов (случайных функций) возможные виды закона изменения какой-либо величины могут быть представлены с достаточной степенью точности в виде семейства, зависящего от нескольких случайных параметров. Эти параметры наравне с постоянными величинами, задающими номинальные значения основных характеристик движения БР, а также их влияние, могут быть исследованы однотипными методами.

Что касается учета методических ошибок, то в силу особенностей структур, индивидуальных для каждого конкретного случая, они требуют разработки и применения специальных методов.

Глава 16. ОБЩЕТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ОЦЕНКИ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИЖЕНИЯ БР

16.1. Исходные положения статистической схемы анализа рассеивания

При анализе рассеивания БР различного рода ошибки (возмущения) не могут быть точно спрогнозированы для конкретного пуска ракеты.

Они могут быть лишь формально представлены в виде случайных величин либо случайных функций.

Под последними будем понимать функции, которые в реальном движении БР могут принимать конкретные формы из множества возможных, а при фиксированных значениях своих аргументов принимают значения случайных величин.

Отличия случайных функций, описывающих соответствующие возмущения, от случайных функций, определяющих кинематические параметры, заключаются в том [51], что первые представляют собой входные (причинные) функции, а вторые — выходные (следственные), причем вторые связаны с первыми оператором дифференциальных уравнений движения ракет.

Достоверность результатов при применении метода статистических испытаний в значительной мере зависит от числа проведенных опытов и корректности математического описания исследуемого процесса. Необходимое число n , обеспечивающее заданную точность и надежность результата, определяется по известным [109] формулам, устанавливающим зависимость между искомым значением, доверительной вероятностью и доверительным интервалом. Для приближенного вычисления n при определении корреляционной матрицы нормально распределенных случайных величин может быть рекомендовано соотношение

$$n = 2 \sigma_x^4 t_a^2 \epsilon^{-1}, \quad (16.51)$$

где $\epsilon \in \sigma$ — величина, характеризующая значение доверительного интервала; t_a — параметр распределения Стьюдента; его значения в зависимости от числа степеней свободы и доверительной вероятности приведены в специальных таблицах, имеющихся в литературе по теории вероятностей [19].

Г л а в а 17. ВЛИЯНИЕ ТРЕБОВАНИЙ ПО ПОВЫШЕНИЮ ТОЧНОСТИ БР НА СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТА

17.1. Общая характеристика основных ошибок и априори неопределенных факторов, влияющих на точность движения БР

В силу функциональной разнотипности основных подсистем БР, подверженных влиянию случайных возмущающих факторов, есть основания для рассмотрения составляющих рассеивания в виде статистической суммы отдельных физически независимых величин, причем стратифицированным уровням структуры точности попадания соответствуют вполне определенные конструктивно-агрегированные уровни систем БР.

В силу данного обстоятельства результирующую величину рассеивания принято представлять [114] в виде аддитивной суммы трех составляющих:

$$\delta = \delta_{ГП} + \delta_{ТП} + \delta_{ИД}, \quad (17.1)$$

где $\delta_{ГП}$ — составляющая, обусловленная ошибками гравиметрической и геодезической подготовки; $\delta_{ТП}$ — составляющая, вызванная

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Андреев В.Д.* Теория инерциальной навигации (автономные системы). – М.: Наука, 1966.
2. *Андреев В.Д.* Теория инерциальной навигации (корректируемые системы). – М.: Наука, 1967.
3. *Андреевский В.В.* Динамика спуска космических аппаратов на Землю. – М.: Машиностроение, 1970.
4. *Аппазов Р.Ф., Лавров С.С., Мишин В.П.* Баллистика управляемых ракет дальнего действия. – М.: Наука, 1966.
5. *Аппазов Р.Ф., Сытин О.Г.* Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. – М.: Наука, 1987.
6. *Астапов Ю.М., Медведев В.С.* Статистическая теория систем автоматического регулирования и управления / Под ред. Е.П. Попова. – М.: Наука, 1982.
7. *Атанс М., Фалб П.* Оптимальное управление. – М.: Машиностроение, 1968.
8. *Аэродинамика ракет / Н.Ф. Краснов, В.Н. Кошевой, А.Н. Данилов и др.; Под ред. Н.Ф. Краснова.* – М.: Высш. шк., 1968.
9. *Баклицкий В.К., Юрьев А.Н.* Корреляционно-экстремальные методы навигации. – М.: Радио и связь, 1982.
10. Баллистика: Учебник для курсантов и слушателей вузов ГРАУ МО РФ / С.В. Беневольский, В.В. Бурлов, Л.Н. Лысенко и др.; Под ред. Л.Н. Лысенко. – Пенза: ПАИИ, 2005.
11. *Белоглазов И.Н., Тарасенко В.П.* Корреляционно-экстремальные системы. – М.: Сов. радио, 1974.
12. *Белоглазов И.Н.* Рекуррентно-поисковые алгоритмы оценивания // Докл. АН СССР. – 1977. – Т. 236. – № 2.
13. *Бобнев М.П., Кривицкий Б.Х., Ярлыков М.С.* Комплексные системы радиоавтоматики. – М.: Сов. радио, 1968.
14. *Брандин В.Н., Васильев А.А., Худяков С.Т.* Экспериментальная космическая баллистика / Под ред. Д.А. Погорелова. – М.: Машиностроение, 1974.
15. *Брандин В.Н., Разоренов Г.Н.* Определение траекторий космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1978.
16. *Бранец В.Н., Шмыглевский И.П.* Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. – М.: Наука, 1973.
17. *Бэттин Р.Х.* Замкнутые и универсальные методы управления КА // Астронавтика и ракетодинамика. – 1968. – Т. 6, № 19.

18. *Бэттин Р.Х.* Развитие методов наведения в космосе // *Аэрокосмическая техника*. – 1983. – Т. 1, № 3.
19. *Вентцель Е.С.* Теория вероятностей. 3-е изд., испр. – М.: Наука, 1964.
20. *Воробьев Л.М.* К теории полета ракет. – М.: Машиностроение, 1970.
21. *Гантмахер Ф.Р., Левин Л.М.* Теория полета неуправляемых ракет. – М.: Физматгиз, 1959.
22. Геофизические условия полета. Ч. 1: Математические модели ГПЗ / В.Г. Кузнецов и др. – М.: Изд-во ВАД, 1993.
23. *Горелик А.Л., Бутко Г.И., Белоусов Ю.А.* Бортовые цифровые вычислительные машины. – М.: Машиностроение, 1975.
24. *Горенштейн И.А., Шульман И.А.* Инерциальные навигационные системы. – М.: Машиностроение, 1970.
25. *Горченко Л.Д.* Метод терминального наведения по требуемому ускорению аэродинамически управляемых летательных аппаратов // *Полет*. 1999. № 6.
26. Движение ракет (Введение в теорию полета ракет) / А.А. Дмитриевский, В.П. Казаковцев, Л.Н. Лысенко и др.; Под ред. А.А. Дмитриевского. – М.: Воениздат, 1968.
27. Динамика систем управления ракет с бортовыми цифровыми вычислительными машинами / В.Д. Аренс, С.М. Федоров, М.С. Хитрик и др.; Под ред. М.С. Хитрика и С.М. Федорова. – М.: Машиностроение, 1972.
28. *Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н.* Прикладные задачи теории оптимального управления движением беспилотных летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1978.
29. *Дмитриевский А.А.* Внешняя баллистика. – М.: Машиностроение, 1979.
30. *Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н., Иванов Н.М.* и др. Баллистика и навигация ракет / Под ред. А.А. Дмитриевского. – М.: Машиностроение, 1985.
31. *Дмитриевский А.А., Иванов Н.М., Лысенко Л.Н.* Баллистика и навигация космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1986.
32. *Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н.* Внешняя баллистика. 4-е изд. – М.: Машиностроение, 2005.
33. *Жонголович И.Д.* Потенциал земного тяготения // *Бюл. ин-та теор. астрон. АН СССР*. 1957. Т. 6, № 8.
34. *Иванов Н.М., Лысенко Л.Н., Мартынов А.И.* Методы теории систем в задачах управления космическим аппаратом / Под ред. А.А. Дмитриевского. – М.: Машиностроение, 1981.
35. *Иванов Н.М., Лысенко Л.Н.* Баллистика и навигация космических аппаратов. 2-е изд. – М.: Дрофа, 2004.
36. Инерциальные системы управления / Под ред. Д. Питтмана. – М.: Воениздат, 1964.
37. *Ишлинский А.Ю.* Инерциальное управление баллистическими ракетами. – М.: Наука, 1968.
38. *Ишлинский А.Ю.* Ориентация, гироскопы и навигация. – М.: Наука, 1976.

39. Казаков И.Е., Доступов Б.Г. Статистическая динамика нелинейных автоматических систем. – М.: Физматгиз, 1962.
40. Казаков И.Е. Статистическая теория систем управления в пространстве состояний. – М.: Наука, 1975.
41. Калман Р., Бьюси Р. Новые результаты в линейной фильтрации и теории предсказания // Тр. амер. об-ва инженеров-механиков. Сер. Д. 1961. Т. 83, № 1.
42. Калугин В.Т. Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004.
43. Карпенко А.В., Уткин А.Ф., Попов А.Д. Отечественные стратегические ракетные комплексы: Справочник / Под ред. В.Ф. Уткина, Ю.С. Соломонова, Г.А. Ефремова. – СПб.: Невский бастион – Гангут, 1999.
44. Кирст М.А. Навигационная кибернетика полета. – М.: Воениздат, 1971.
45. Колесников К.С. Жидкостная ракета как объект регулирования. – М.: Машиностроение, 1969.
46. Колесников К.С., Сухов В.Н. Упругий летательный аппарат как объект автоматического управления. – М.: Машиностроение, 1974.
47. Колмогоров А.Н. Об аналитических методах в теории вероятностей // Успехи математических наук. Вып. 5. – М.: Изд-во АН СССР, 1938.
48. Командно-измерительные приборы / Под ред. Б.И. Назарова. – М.: Изд-во МО СССР, 1987.
49. Космические радиотехнические комплексы / С.И. Бычков, Д.П. Лукьянов, Б.Н. Назимок и др. – М.: Сов. радио, 1967.
50. Космодемьянский А.А. Курс теоретической механики: Ч. II. – М.: Просвещение, 1966.
51. Костров А.В., Ситарский Ю.С. Рассеивание управляемых баллистических ракет. – М.: Машиностроение, 1977.
52. Костюковский Ю.М. О наблюдаемости нелинейных управляемых систем // Автоматика и телемеханика. 1968. № 9.
53. Кочетков В.Т., Половко А.М., Пономарев В.М. Теория систем телеуправления и самонаведения ракет. – М.: Наука, 1964.
54. Краснов Н.Ф. Аэродинамика: Ч. I, II. – М.: Высш. шк., 1980.
55. Красовский А.А., Белоглазов И.Н., Чигин Г.П. Теория корреляционно-экстремальных навигационных систем. – М.: Наука, 1979.
56. Кузовков Н.Т. Системы стабилизации летательных аппаратов (баллистических и зенитных ракет). – М.: Высш. шк., 1976.
57. Кузовков Н.Т., Карабанов С.В., Салычев О.С. Непрерывные и дискретные системы управления и методы идентификации. – М.: Машиностроение, 1978.
58. Лахтин Л.М. Свободное движение в поле земного сфероида. – М.: Физматгиз, 1963.
59. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1973.
60. Лебедев А.А., Карабанов В.А. Динамика систем управления беспилотными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1965.

61. *Лебедев А.А., Герасюта Н.Ф.* Баллистика ракет (Некоторые задачи баллистики ракет дальнего действия). – М.: Машиностроение, 1970.
62. *Летов А.М.* Динамика полета и управление. – М.: Наука, 1969.
63. Летные испытания ракет и космических аппаратов / Е.И. Кринецкий, Л.Н. Александровская, А.В. Шаронов и др.; Под ред. Е.И. Кринецкого. – М.: Машиностроение, 1979.
64. *Локк А.* Управление снарядами. – М.: Физматгиз, 1958.
65. *Липтон А.* Выставка инерциальных систем на подвижном основании. – М.: Наука, 1971.
66. *Литцер Р.Ш., Ширяев А.Н.* Статистика случайных процессов (нелинейная фильтрация и смежные вопросы). – М.: Наука, 1974.
67. *Лысенко Л.Н., Панкратов И.А.* Обработка результатов измерений в задачах управления движением / Под ред. Л.Н. Лысенко. – М.: Изд-во МВТУ им. Н.Э. Баумана, 1980.
68. *Лысенко Л.Н., Властовский О.М.* Новый подход к оцениванию функционалов переменных состояний наблюдателем минимальной размерности в присутствии шумов // Техническая кибернетика. 1986. № 4.
69. *Лысенко Л.Н., Кушнарев В.И.* Методы восстановления вектора состояния нелинейной динамической системы по результатам наблюдений // Автоматика и телемеханика. 1987. № 2.
70. *Лысенко Л.Н., Панкратов И.А.* Основы спутниковой навигации. – М.: Воениздат, 1988.
71. *Лысенко Л.Н.* Основы теории идентификации управляемых летательных аппаратов по наблюдаемым параметрам их движения // Оборонная техника. 1992. № 7/8.
72. *Лысенко Л.Н.* Проблемы алгоритмизации оптимальных стратегий стохастического управления спускаемым аппаратом // Оборонная техника. 1994. № 1.
73. *Лысенко Л.Н., Кравец В.В.* Симметризованный подход к представлению тензора инерции составных асимметричных объектов ракетно-космической техники // Вестн. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение. 1996. № 1 (22).
74. *Лысенко Л.Н., Кравец В.В.* Алгоритмические проблемы математического моделирования движения летательных аппаратов // Вестн. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение. 1997. № 2 (27).
75. *Лысенко Л.Н., Кыонг Н.Т.* Применение байесовского подхода при разработке адаптивных мультиструктурных алгоритмов оптимальной фильтрации в условиях неизвестных интенсивностей смены структур // Вестн. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Приборостроение. 1997. № 4 (28).
76. *Лысенко Л.Н., Кыонг Н.Т.* Теоретические и прикладные аспекты синтеза мультиструктурных схем рекуррентной обработки информации в навигационных системах летательных аппаратов // Изв. АН РФ. Теория и системы управления. 1997. № 6.
77. *Лысенко Л.Н., Кыонг Н.Д., Ты Ф.В.* Интерактивный синтез законов управления движением летательных аппаратов в условиях неопределенности на основе теории нечетких множеств // Полет. 2000. № 5.

78. *Лысенко Л.Н.* Анализ тенденций и приоритетов в разработке баллистико-навигационного обеспечения управления полетом ракет дальнего радиуса действия // Известия РАРАН. 2003. № 1.
79. *Лысенко Л.Н., Яфраков М.Ф.* Аппаратно-алгоритмическое обеспечение интеллектуализированных систем наведения баллистических ракет // ВПК. 2004. № 2, 3.
80. *Лысенко Л.Н., Надер Альхав М.* Модифицированный фильтр Калмана для оценивания движения боеприпасов в условиях прогнозируемого возникновения явления параметрического резонанса // Известия РАРАН. 2004. 1(38).
81. *Лысенко Л.Н.* Анализ эффективности применения аэродинамического маневрирования ГЧ БРДД в качестве средства преодоления систем противоракетной обороны // ВПК. 2005. № 1 (61).
82. *Марченко А.Н.* О некоторых теоретических аспектах представления геопотенциала потенциалом системы точечных масс // Изв. вузов. Геодезия и аэрофотосъемка. 1982. № 3.
83. Межконтинентальные баллистические ракеты СССР (РФ) и США / Под ред. Е.Б. Волкова. – М.: РВСН, 1996.
84. *Медведев Г.А., Тарасенко В.П.* Вероятностные методы исследования экстремальных систем. – М.: Наука, 1967.
85. Механика полета (инженерный справочник) / С.А. Горбатенко, Э.М. Макашов, Ю.Ф. Полушкин и др. – М.: Машиностроение, 1969.
86. *Мецкерский И.В.* Работы по механике тел переменной массы. – М.: Гостехиздат, 1952.
87. *Могилевский В.Д.* Наведение баллистических летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1976.
88. *Одинцов В.А.* Радионавигация летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1968.
89. Оружие России. – М.: Издат. дом «Военный парад», 2000.
90. Основы автоматического управления / В.С. Пугачев, И.Е. Казаков, Д.И. Гладков и др.; Под ред. В.С. Пугачева. – М.: Наука, 1974.
91. Основы теории систем управления высокоточных ракетных комплексов Сухопутных войск / Б.Г. Гурский, М.А. Лющанов, Э.П. Спирин и др. / Под ред В.Л. Солунина. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001.
92. *Остославский И.В., Стражева И.В.* Динамика полета. – М.: Машиностроение, 1969.
93. *Острем К.* Введение в стохастическую теорию управления. – М.: Мир, 1973.
94. Параметры Земли 1990 г. – М.: Координац. науч.-инф. центр, 1998.
95. *Пельпор Д.С., Ягодкин В.В.* Гироскопические системы. Ч. I: Системы ориентации и навигации / Под ред. Д.С. Пельпора. – М.: Высш. шк., 1971.
96. *Пугачев В.С.* Теория случайных функций и ее применение к задачам автоматического управления. – М.: Физматгиз, 1962.
97. Проектирование и испытание баллистических ракет / Под ред. В.И.Варфоломеева и М.И. Копытова. – М.: Воениздат, 1970.

98. *Разоренов Г.Н., Бахрамов Э.А., Титов Ю.Ф.* Системы управления летательными аппаратами (баллистическими ракетами и их головными частями) / Под ред. Г.Н. Разоренова. – М.: Машиностроение, 2003.
99. *Ривкин С.С.* Теория гироскопических устройств. – Л.: Судпромгиз, ч. I, 1962., ч. II, 1964.
100. *Ривкин С.С., Ивановский Р.И., Костров А.В.* Статистическая оптимизация навигационных систем / Под ред. И.Б. Челпанова. – Л.: Судостроение, 1976.
101. *Россер Д., Ньютон Р., Гросс Г.* Математическая теория полета неуправляемых ракет / Пер. с англ. – М.: Мир, 1950.
102. Российское ракетное оружие. 1943—1993 гг.: Справочник / Под ред. А.В. Карпенко. – СПб.: ПИКА, 1993.
103. *Свешников А.А.* Прикладные методы теории случайных функций. – М.: Наука, 1968.
104. *Селезнев В.П.* Навигационные устройства. – М.: Машиностроение, 1974.
105. *Сейдж Э., Мелс Дж.* Теория оценивания и ее применение в связи и управлении. – М.: Связь, 1976.
106. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В.С. Шебшаевич, П.П. Дмитриев, Н.В. Иванцевич и др.; Под ред. П.П. Дмитриева, В.С. Шебшаевича – М.: Радио и связь, 1982.
107. *Сихарулидзе Ю.Г.* Баллистика летательных аппаратов. – М.: Наука, 1982.
108. *Сосновский А.А., Хаймович И.А.* Авиационная радионавигация (справочник). – М.: Транспорт, 1980.
109. Статистическая динамика управляемого полета / А.А. Лебедев, В.Т. Боброников, М.Н. Красильщиков и др. – М.: Машиностроение, 1978.
110. Теоретические основы авиа- и ракетостроения: Ч. 1 / А.С. Чумадин, В.И. Ершов, В.А. Барвинок, Л.Н. Лысенко и др. – М.: Дрофа, 2005.
111. Теоретические основы управления полетом баллистических ракет и головных частей. Ч. 1 / Под ред. Г.Н. Разоренова. – М.: МО РФ, 2001.
112. Теория полета. Ч. I и II / Под ред. Д.А. Погорелова. – М.: Изд-во МО СССР, 1974.
113. Теория полета ракет-носителей / Г.И. Кудин, В.П. Насонов, С.К. Слезкинский и др. – СПб.: МО РФ, 1994.
114. Точность межконтинентальных баллистических ракет / Л.И. Волков, А.И. Прокудин, В.С. Гаврилов, Г.Н. Мохоров; Под ред. Л.И. Волкова. – М.: Машиностроение, 1996.
115. *Феодосьев В.И., Сиярев Г.Б.* Введение в ракетную технику. – М.: Оборонгиз, 1960.
116. *Феодосьев В.И.* Основы техники ракетного полета. – М.: Наука, 1979.
117. *Фридлендер Г.О.* Инерциальные системы навигации. – М.: ГИФМЛ, 1961.
118. *Фролов В.С.* Инерциальное управление ракетами. – М.: Воениздат, 1975.
119. *Фролов В.С.* Радиоинерциальные системы наведения. – М.: Сов. радио, 1976.

120. *Цубои Т.* Гравитационное поле Земли. – М.: Мир, 1982.
121. *Челпанов И.Б.* Оптимальная обработка сигналов в навигационных системах. – М.: Наука, 1967.
122. *Шалыгин А.С., Палагин Ю.И.* Прикладные методы статистического моделирования. – Л.: Машиностроение, 1986.
123. *Школьный Е.П., Майборода Л.А.* Атмосфера и управление движением летательных аппаратов. – Л.: Гидрометеиздат, 1973.
124. *Шулер М.* Возмущение маятников и гироскопических приборов ускорениями точки подвеса / Пер. с нем. // Физ. периодический журнал. Т. 24. 1923.
125. Экспериментальная баллистика ракетно-космических средств / Под ред. Л.Н. Лысенко, В.В. Бетанова, И.В. Лысенко. – М.: Изд-во ВА РВСН, 2000.
126. *Яновский Б.М.* Земной магнетизм. – М.: Гостехиздат, 1953.
127. World Geodetic System 1994, Technical Report NIMA, TR 8350.2, Third Edition, 1997.

ОГЛАВЛЕНИЕ

От автора	3
Предисловие	27
Список основных сокращений	32
Основные обозначения	35
Введение.	38
РАЗДЕЛ I. ВНЕШНИЕ УСЛОВИЯ ПОЛЕТА РАКЕТ	50
Глава 1. Фигура и гравитационное поле Земли	51
1.1. Фигура Земли и ее модели	51
1.2. Потенциал силы земного тяготения и его классическое представление	58
1.3. Применение метода точечных масс	67
Глава 2. Магнитное поле Земли	70
2.1. Основные понятия и элементы земного магнетизма	70
2.2. Математическое описание магнитного поля Земли	72
Глава 3. Атмосфера Земли	73
3.1. Состав и свойства атмосферы	73
3.2. Стандартная атмосфера	75
3.3. Учет характеристик реальной атмосферы	79
РАЗДЕЛ II. БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТА УПРАВЛЯЕМЫХ БР	83
Глава 4. Математические основы баллистического обеспечения полета	85
4.1. Системы координат и методы их преобразований	85
4.2. Силы и моменты, действующие на БР в полете	100
4.3. Векторно-матричные представления уравнений движения ракет как тел переменной массы	120
4.4. Системы скалярных дифференциальных уравнений пространственного движения ЛА баллистического типа на активном и пассивном участках траектории	127
4.5. Упрощенные уравнения движения БР	135

4.6.	Уравнения движения БР с учетом упругих колебаний ее корпуса	141
4.7.	Возмущенное движение БР и общая характеристика методов его исследования	145
4.8.	Линеаризация уравнений движения	150
4.9.	Общий подход к расчету попадающей траектории	158
4.10.	Обзор возможных методов определения баллистических производных	162
Глава 5.	Синтез программ управления движением БР на восходящем участке траектории	171
5.1.	Требования, предъявляемые к программам управления и оптимизация их модельных структур	171
5.2.	Особенности и различия в выборе программ движения БР на атмосферном и внеатмосферном участках АУТ	186
5.3.	Программы максимальной дальности	189
5.4.	Выбор программы движения БР с учетом характеристик точности	194
5.5.	Особенности выбора и реализации программ движения БР с РДТТ	195
Глава 6.	Решение краевых задач баллистики управляемых БР	197
6.1.	Формулировка и общая характеристика краевых задач баллистики	197
6.2.	Требования, предъявляемые к математическим моделям движения краевых задач баллистики	203
6.3.	Типовая схема решения краевой баллистической задачи полета БР с моноблочной ГЧ	206
6.4.	Особенности постановки и решения краевой баллистической задачи полета БР с разделяющейся ГЧ	212
6.5.	Специфика решения краевых задач для БР без отсечки тяги	221
6.6.	Вычисление баллистических производных в краевых задачах баллистики	226
6.7.	Связь между ЧБП, задаваемыми в различных прямоугольных системах координат	242
РАЗДЕЛ III.	МЕТОДЫ НАВЕДЕНИЯ БР И ИХ ГОЛОВНЫХ ЧАСТЕЙ	245
Глава 7.	Методы наведения баллистических ракет	246
7.1.	Общая характеристика методов наведения БР	246
7.2.	Принципы построения алгоритмов функционального наведения	250
7.3.	Упрощенные линейные методы управления выключением ДУ БР	259

7.4.	Возможные подходы к реализации терминального наведения	270
7.5.	Алгоритмизация процедур расчета типового варианта метода терминального наведения	278
7.6.	Метод требуемой скорости в варианте « Q -наведения»	292
7.7.	Особенности реализации метода конечной требуемой скорости	302
Глава 8.	Управление полетом ступени разведения при построении боевых порядков элементов боевого оснащения	311
8.1.	Боевое оснащение МБР	311
8.2.	Построение боевых порядков	317
8.3.	Баллистическое обеспечение построения боевых порядков	321
8.4.	Управление переориентацией ступени разведения на этапе построения боевого порядка	324
8.5.	Основные виды маневров, осуществляемых при управлении вращательно-поступательным движением последней ступени БР	326
8.6.	Постановка задачи оптимизации маршрута обхода целей	331
Глава 9.	Управление маневрированием ББ на нисходящем участке траектории	335
9.1.	Содержание возможных видов атмосферного маневрирования	335
9.2.	Постановка задач управления атмосферным маневрированием	342
9.3.	Теоретические основы метода требуемых ускорений	348
9.4.	Практические аспекты применения метода требуемых ускорений	351
Глава 10.	Самонаведение при подлете к цели	361
10.1.	Предпосылки необходимости и технической реализуемости процессов самонаведения БР и их ББ	361
10.2.	Кинематический анализ основных свойств траекторий наведения и общие сведения о методах самонаведения	363
10.3.	Теоретические основы метода пропорциональной навигации в общем случае учета маневра цели	367
10.4.	Динамика самонаведения при реализации метода пропорциональной навигации	379
Глава 11.	Математические основы алгоритмизации обзорно-сравнительного метода при наведении по этапам местности	395

11.1.	Принцип построения и классификация корреляционно-экстремальных навигационных систем (КЭНС)	395
11.2.	Основы реализации многоальтернативных задач теории принятия решений в КЭНС	402
11.3.	Корреляционно-экстремальный алгоритм фиксации прохождения ЛА района, характеризуемого аномалией геофизического поля	412
11.4.	Оптимизация поисковых алгоритмов работы КЭНС	414
РАЗДЕЛ IV. НАВИГАЦИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ И ИХ ГОЛОВНЫХ ЧАСТЕЙ 419		
Глава 12. Теоретические основы инерциальной навигации . 423		
12.1.	Кажущееся ускорение и кажущаяся скорость БР	423
12.2.	Принцип инерциальных измерений и основное уравнение инерциальной навигации	426
12.3.	Общая характеристика и классификация платформенных ИНС	430
12.4.	Особенности решения задач навигации при использовании БИНС	438
12.5.	Основные источники и характер эволюций ошибок ИНС	444
12.6.	Свойство неустойчивости решения основного уравнения инерциальной навигации	449
12.7.	Начальная выставка ИНС	450
Глава 13. Статистическая динамика навигационных систем 455		
13.1.	Элементы системного анализа задач навигации и управления движением	455
13.2.	Наблюдающие устройства и алгоритмические аспекты их синтеза	469
13.3.	Теорема разделения и ее применение при решении задач навигации и управления	473
13.4.	Введение в теорию оптимальной фильтрации	480
13.5.	Способы включения оптимального фильтра в контур навигационной системы	510
13.6.	Понижение размерности фильтра в навигационных системах на основе наблюдающих устройств минимальной размерности	519
13.7.	Беспоисковые и рекуррентно-поисковые алгоритмы оценивания навигационных координат в КЭНС	522
Глава 14. Коррекция движения ЛА баллистического типа и баллистико-навигационного обеспечения их автономных систем управления от дополнительных источников навигационной информации 526		

14.1.	Общая постановка задачи коррекции	526
14.2.	Градиентная и параметрическая коррекция программно-го движения	532
14.3.	Коррекция движения с использованием эталонов местности	546
14.4.	Коррекция движения от спутниковых навигационных систем	551
Глава 15.	Элементы искусственного интеллекта в системах навигации и управления полетом БР и их аппаратно-алгоритмическая реализация	560
15.1.	Определения, основные задачи применения и классификация	560
15.2.	Структура и возможные принципы действия бортового сегмента интеллектуальных СУ БР	562
15.3.	Применение систем видеонаведения и условия их эксплуатации	569
15.4.	Характеристики системы видеонаведения	576
15.5.	Особенности реализации алгоритмического обеспечения систем наведения	580
15.6.	Формирование структуры системы наведения и анализ основных алгоритмических операций	583
15.7.	Аппаратная реализация	588
15.8.	Возможности применения обучаемых сетей	589
15.9.	Эталонная информация и базы данных для обучения системы	593
РАЗДЕЛ V.	ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ПОЛЕТА БР	598
Глава 16.	Общетеоретические основы оценки точностных характеристик движения БР	600
16.1.	Исходные положения статистической схемы анализа рассеивания	600
16.2.	Характеристики точности попадания в цель	610
16.3.	Определение характеристик рассеивания методом статистических испытаний	616
Глава 17.	Влияние требований по повышению точности БР на совершенствование баллистико-навигационного обеспечения полета	625
17.1.	Общая характеристика основных ошибок и априори неопределенных факторов, влияющих на точность движения БР	625
17.2.	Погрешности геодезической привязки боевой стартовой позиции и оценка численных значений их составляющих	628
17.3.	Влияние начальных ошибок выставки	639
		669

17.4. Техническое рассеивание БР и влияние методических ошибок	643
17.5. Комплексный анализ составляющих рассеивания, обусловленных действием возмущающих факторов и ошибок управления	653
Список литературы	658

Учебное издание

Лысенко Лев Николаевич

**НАВЕДЕНИЕ И НАВИГАЦИЯ
БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ**

Редактор *В.М. Царев*

Корректор *Р.В. Царева*

Художник *С.С. Водчиц*

Компьютерная верстка *В.И. Товстоног*

Санитарно-эпидемиологическое заключение
№ 77.99.02.953.Д.008880.09.06 от 29.09.2006 г.

Подписано в печать 31.01.07. Формат 60×90/16. Печать офсетная.

Бумага офсетная. Печ. л. 42. Уч.-изд. л. 39,58.

Тираж 1000 экз. Заказ

Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., 5

Отпечатано с готовых диапозитивов в ГУП ППП «Типография «Наука»
121099, Москва, Шубинский пер., 6