



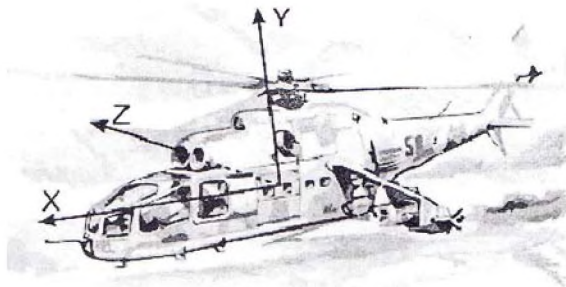
издательство

МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ

УЧЕБНОЕ ПОСОБИЕ

В.М. МОНАШЕВ

ДИНАМИКА И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТА



Москва • 2019

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(национальный исследовательский университет)

В. М. МОНАШЕВ

ДИНАМИКА И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЁТА

Учебное пособие

Под редакцией д-ра техн. наук *В.А. Леонтьева*

Утверждено
на заседании редсовета
18 октября 2017 г.

Москва
Издательство МАИ
2019

Монашев В.М. Динамика и системы управления вертолета: Учеб. пособие / Под ред. д-ра техн. наук В.А. Леонтьева. — М.: Изд-во МАИ, 2019. — 216 с.: ил.

Излагаются материалы курсов «Динамика полета вертолѐта» и «Системы управления вертолѐта», предназначенных для студентов специальности «Вертолѐтостроение» в Московском авиационном институте.

Рассматриваются вопросы динамики несущего винта, маневренности, а также построения систем, улучшающих устойчивость и управляемость вертолѐта.

Учебное пособие может быть полезно для студентов других вузов, обучающихся по данной специальности.

Рецензенты:

кафедра «Аэродинамика, конструкция и прочность летательных аппаратов» МГТУА (зав. кафедрой заслуженный деятель науки РФ д-р техн. наук, проф. *В.Г. Ципенко*);

д-р техн. наук *М.А. Головкин*

ПРЕДИСЛОВИЕ

Динамика полёта является инженерной дисциплиной, изучающей движения ЛА в воздушной среде. Специалист в этой области должен знать конструкцию ЛА и обладать глубокими знаниями в области аэродинамики, а при построении математических моделей опираться на классические законы механики, результатом которых являются дифференциальные уравнения движения ЛА.

На самолёте подъёмная сила создаётся крылом, работающем на большинстве режимов в условиях симметричного обтекания. На вертолёте эту функцию выполняет несущий винт с шарнирным креплением лопастей к втулке. Изучение законов относительного движения лопасти и расчёт сил, действующих на неё, являются первоочередной и сложной теоретической задачей динамики полёта вертолёта.

Системы управления (СУ) любого ЛА предназначены для обеспечения движения по траекториям, определяемым характеристиками его маневренности. Очевидно, что надёжность и качество СУ существенно влияют на эффективность применения ЛА. В общем случае СУ состоит из устройств формирования управляющих сигналов и устройств передачи этих сигналов на органы управления в виде необходимых усилий.

В зависимости от роли человека (оператора) в процессе пилотирования различают полностью автоматические системы САУ, полуавтоматические СПАУ, в которых функции разделены и пилотируемые СУ, в которых пилот является элементом системы. В последнем случае эффективность системы «оператор—ЛА» будет определяться как свойствами человека, так и свойствами самого ЛА. На этой основе формируются такие требования к характеристикам ЛА и его СУ, которые обеспечивают максимальную эффек-

тивность этой системы при минимальных затратах на подготовку пилотов.

Данное пособие написано по программе курсов: «Динамика полёта вертолёт» и «Системы управления вертолёт», изучаемых студентами кафедры «Вертолётостроение» Московского авиационного института. В учебных пособиях [19, 20, 21] излагаются простые методы выбора параметров вертолёт и его системы управления на этапе предварительного проектирования.

В предлагаемой работе изучаются методы построения более сложных математических моделей, реализуемых с помощью ЭВМ. В то же время даётся сопоставление результатов расчётов по простым и более сложным моделям. В пособии также нашли отражение новые разделы: «Электродистанционные системы управления», «Авиационные тренажёры», «Беспилотные вертолёт» не содержащиеся в программе прежнего курса. Автор благодарит д-ра техн. наук В.А. Леонтьева за проделанную работу по редактированию данного пособия.

ПРИНЯТЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

ДИНАМИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ

Таблица 1

Наименование и ед. измерения	Обозначение	Положительное направление
Тяга несущего (рулевого) винта, кГ	T	Вверх (вправо)
Продольная сила несущего винта, кГ	H	Назад
Боковая сила несущего винта, кГ	S	Влево
Подъёмная сила фюзеляжа (крыла, стабилизатора), кГ	$Y_{\phi}, Y_p, Y_{ст}$	Вверх, нормально к скорости набегающего потока
Сила лобового сопротивления фюзеляжа (крыла, стабилизатора) кГ	$X_{\phi}, X_p, X_{ст}$	Назад, по скорости набегающего потока
Боковая сила фюзеляжа (киля), кГ	Z_{ϕ}, Z_k	Вправо по связанной оси oZ
Момент тангажа, кГм	M_z	Против часовой стрелки при виде с положительного направления оси oZ
Момент крена, кГм	M_x	Против часовой стрелки при виде с положительного направления оси oX
Момент рыскания, кГм	M_y	Против часовой стрелки при виде с положительного направления оси oY
Масса вертолѐта, кг	m	
Мощность двигателя, кВт	N	

Окончание табл. 1

Наименование и ед. измерения	Обозначение	Положительное направление
Массовый статический момент лопасти относительно горизонтального (вертикального) шарнира, кгс ²	$S_{\text{гш}}$	
Производная $\frac{dC_y}{d\alpha} \left(\frac{dm_z}{d\alpha} \right)$	$a_{\text{до}}, C_y^{\text{ex}}(m_z^{\text{ex}})$	
Отношение вектора аэродинамических сил к весу вертолѐта (перегрузка):	$\vec{n} = \frac{\vec{F}_a}{mg}$	
тангенциальная перегрузка	n_{xa}	Совпадает с вектором скорости
нормальная перегрузка	n_{ya}	Вверх, нормально к вектору скорости
боковая перегрузка	n_{za}	Вправо, нормально к вектору скорости
Вектор внешних сил	$\vec{F}$	
Коэффициенты сил и моментов	C_T, C_h, m_k	
Производные сил моментов по параметрам движения	$X^{V_x}, M_z^{\Omega_z}$	
Изображение функции по Лапласу	$F(p)$	
Передаточная функция системы	$W(p)$	

Таблица 2

КИНЕМАТИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ

Наименование и ед. измерения	Обозначение	Положительное направление
Углы отклонения автомата перекоса относительно осей повернутых на угол опережения ψ_0 , град(рад): в продольном направлении в поперечном направлении	δ_v δ_φ	Назад Вправо
Угол установки стабилизатора (крыла), угол заклинения фюзеляжа относительно конструктивной плоскости несущего винта (КПВ), град(рад)	$\varepsilon_{ст}, \varepsilon_{кр}$	Носок стабилизатора, крыла, фюзеляжа поднят относительно КПВ
Угол тангажа (угол между осью OX и плоскостью горизонта), град(рад)	ϑ	На кабрирование
Угол крена вертолѐта, град(рад)	γ	Против часовой стрелки, если смотреть с конца оси OX
Конструктивный угол атаки (угол между КПВ и вектором скорости), рад(град)	α_k	Воздушный поток подходит к КПВ снизу
Угол скольжения вертолѐта (угол между вектором скорости и продольной плоскостью вертолѐта), рад(град)	β	Воздушный поток подходит справа к продольной плоскости
Угол установки (шаг) сечения лопасти (угол между хордой профиля и КПВ несущего или рулевого винта), рад(град)	φ	Носок профиля поднят относительно КПВ
Коэффициент компенсатора взмаха (связь между углом взмаха лопасти β и углом установки φ)	$k = \frac{d\varphi}{d\beta}$	

Окончание табл. 2

Наименование и ед. измерения	Обозначение	Положительное направление
Коэффициенты махового движения лопастей $\beta(\psi) = a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi$	a_0, a_1, b_1	Отклонение лопастей вверх, назад и вправо
Передаточное отношение между углом отклонения равнодействующей несущего винта и углом отклонения автомата перекоса	$D_1 = \frac{da_1}{d\delta_B}$ $D_2 = \frac{da_1}{d\delta_\varphi}$	
Окружная скорость винта, м/с	ωR	
Скорость полёта, м/с, км/ч	V	
Индуктивная скорость несущего (рулевого) винта, м/с	v	
Характеристика режима полёта	$\mu = \frac{V \cos \alpha_k}{\omega R}$	
Угол наклона траектории полёта, град, рад	θ	Набор высоты
Скорость ветровых возмущений, м/с	W	Противоположно воздушной скорости
Обобщённая координата в упрощенной модели движения, м, рад	$\eta(t)$	
Передаточные числа системы стабилизации	$i_\vartheta, i_{\Omega_z}$	

Таблица 3

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ

Наименование и ед. измерения	Обозначение	Положительное направление
Центровка вертолѐта, м: продольная, расстояние от центра масс до оси несущего винта; вертикальная, расстояние от центра масс до КПВ	x_T y_T	Центр масс впереди оси несущего винта Центр масс ниже КПВ
Хорда лопасти (крыла, стабилизатора), м	b	
Коэффициент заполнения винта	$\sigma = \frac{K_d b}{\pi R}$	
Число лопастей винта	K_d	
Площадь, ометаемая винтом, м ²	$F_{ом} = \pi R^2$	
Расстояние от оси горизонтального шарнира до оси вращения несущего винта, м	$L_{гш}$	
Площадь крыла (стабилизатора, киля), м ²	$S_{кр}$	
Расстояние от КПВ до точки приложения аэродинамической силы крыла (стабилизатора, киля, рулевого винта), м	$y_{кр}$	Ниже КПВ
Расстояние от оси вращения несущего винта до точки приложения аэродинамической силы крыла (стабилизатора, киля, рулевого винта), м	$L_{кр}$	Позади оси несущего винта

1. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

Движение вертолѐта в пространстве, как и любое движение, описывается в механике векторными дифференциальными уравнениями. В зависимости от конкретной задачи выбирают такую систему координат, в которой эти уравнения записываются наиболее просто. В динамике полѐта вертолѐта наиболее употребительны три системы:

нормальная $OX_gY_gZ_g$;

связанная $OXYZ$;

скоростная $OX_aY_aZ_a$.

Все системы декартовы, правые. Знаки углов, угловых скоростей, ускорений и моментов сил при вращении системы против часовой стрелки считаются положительными, если смотреть с конца координатной оси. Начало всех систем размещается в центре масс вертолѐта. В нормальной системе ось OY_g направлена вверх по радиусу земли. Ось OX_g направлена в сторону предполагаемого направления полѐта.

Если начало нормальной системы расположено в произвольной точке на земле, то такую систему называют *земной*. В этом случае система $OX_gY_gZ_g$ используется в основном при навигации для отсѐта угловых и линейных координат относительно контрольных точек.

В связанной системе координат ось OY направлена вверх параллельно валу несущего винта, ось OX лежит в продольной плоскости симметрии вертолѐта и направлена в сторону носовой части фюзеляжа. Связанная система подвижна, её положение относительно нормальной определяют три угла:

угол рыскания ψ — угол между проекцией оси OX на горизонтальную плоскость OX_gOZ_g и осью OX_g ;

угол тангажа ϑ — угол между осью OX и горизонтальной плоскостью OX_gOZ_g ;

угол крена γ — угол между осью OX и линией $M-N$.

Взаимное расположение связанной и земной систем координат удобно показать в сферической системе (рис. 1.1). Линия MN является пересечением плоскости горизонта и базовой плоскости. Базовая плоскость содержит начало координат и перпендикулярна валу несущего винта.

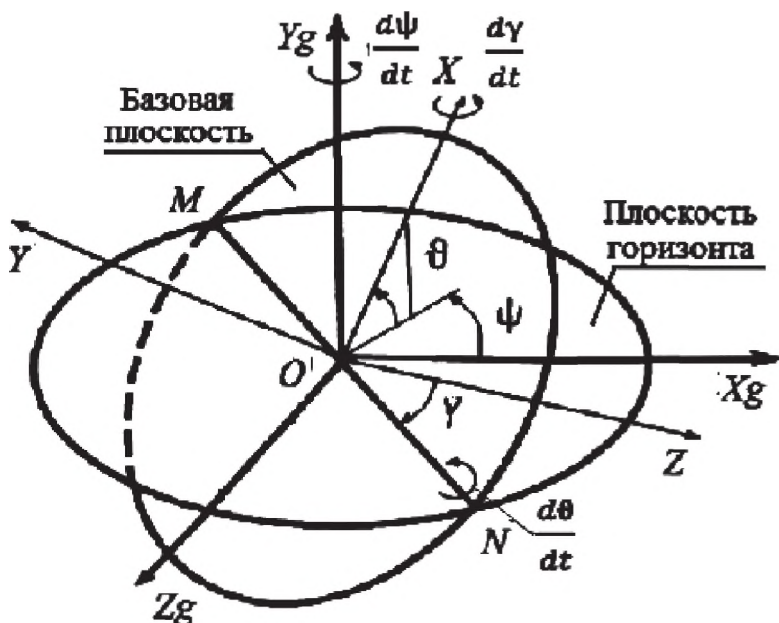


Рис. 1.1

Рассмотрим вращение системы $OXYZ$ относительно центра масс с угловой скоростью $\vec{\Omega}$. Из рис. 1.1 следует, что проекции угловой скорости $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$ на связанные оси координат не равнозначны угловым скоростям $\frac{d\psi}{dt}, \frac{d\vartheta}{dt}, \frac{d\gamma}{dt}$, а именно:

$$\Omega_x = \frac{d\gamma}{dt} + \frac{d\psi}{dt} \sin \vartheta; \quad (1.1)$$

$$\Omega_y = \frac{d\psi}{dt} \cos \vartheta \cos \gamma + \frac{d\vartheta}{dt} \sin \gamma; \quad (1.2)$$

$$\Omega_z = \frac{d\vartheta}{dt} \cos \gamma - \frac{d\psi}{dt} \cos \vartheta \sin \gamma. \quad (1.3)$$

Разрешая систему (1.1)—(1.3) относительно $\frac{d\vartheta}{dt}$, $\frac{d\gamma}{dt}$, $\frac{d\psi}{dt}$, получаем уравнения связи:

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \Omega_y \sin \gamma + \Omega_z \cos \gamma; \quad (1.4)$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \Omega_x - \frac{\sin \vartheta (\Omega_y \cos \gamma - \Omega_z \sin \gamma)}{\cos \vartheta}; \quad (1.5)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{\Omega_y \cos \gamma - \Omega_z \sin \gamma}{\cos \vartheta}. \quad (1.6)$$

Значения углов ψ , ϑ , γ получаются в результате интегрирования системы (1.4)—(1.6) при заданных значениях Ω_x , Ω_y , Ω_z . Углы ψ , ϑ , γ входят в формулы взаимного преобразования координат связанной и нормальной систем. Связанная система координат является универсальной для исследования самых общих случаев движения вертолѐта как тѐрдаго тела. Для описания скоростной системы $OX_a Y_a Z_a$ используется понятие земной $\vec{V}_k$ и воздушной $\vec{V}$ скорости вертолѐта. Воздушная скорость $\vec{V}$ соответствует движению вертолѐта без ветровых возмущений $\vec{W}$. От воздушной ско-

рости $\vec{V}$ зависят аэродинамические силы и моменты, действующие на вертолёт.

В противном случае земная скорость $\vec{V}_k = \vec{V} + \vec{W}$. В скоростной системе $OX_a Y_a Z_a$ ось OX_a совпадает с вектором воздушной скорости $\vec{V}$, ось OY_a расположена в продольной плоскости вертолета и направлена вверх.

Ориентация скоростной системы координат относительно нормальной аналогична ориентации связанной и нормальной системы. Здесь углы $\psi_a, \vartheta_a, \gamma_a$ называются скоростными и определяются аналогично углам ψ, ϑ, γ :

$$\frac{d\vartheta_a}{dt} = \Omega_{ya} \sin \gamma_a + \Omega_{za} \cos \gamma_a; \quad (1.7)$$

$$\frac{d\gamma_a}{dt} = \Omega_{xa} - \operatorname{tg} \vartheta_a (\Omega_{ya} \cos \gamma_a - \Omega_{za} \sin \gamma_a); \quad (1.8)$$

$$\frac{d\psi_a}{dt} = (\Omega_{ya} \cos \gamma_a - \Omega_{za} \sin \gamma_a) / \cos \vartheta_a. \quad (1.9)$$

Ориентация скоростной системы относительно связанной определяется углом скольжения β и углом атаки α :

β — угол между вектором скорости $\vec{V}$ и продольной плоскостью вертолёта;

α — угол между проекцией вектора $\vec{V}$ на продольную плоскость и плоскостью OXZ .

При решении практически любой задачи динамики возникает необходимость пересчёта проекций векторов из одной системы координат в другую. Для этого используется матрица направляющих косинусов, полученная с помощью трех поворотов связанной системы относительно нормальной (рис. 1.2).

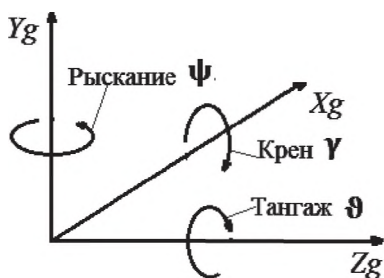


Рис. 1.2

1. Поворот $R_{x\gamma}$ на угол крена вокруг оси OX_g .

2. Поворот $R_{x\vartheta}$ на угол тангажа вокруг оси OZ_g .

3. Поворот $R_{x\psi}$ на угол рыскания вокруг оси OY_g .

Если в связанной системе задан вектор с единичными проекциями, то матрицы поворотов будут иметь следующий вид:

$$R_{x\gamma} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & -\sin \gamma \\ 0 & \sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix};$$

$$R_{x\psi} = \begin{bmatrix} \cos \psi & 0 & \sin \psi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \psi & 0 & \cos \psi \end{bmatrix};$$

$$R_{x\vartheta} = \begin{bmatrix} \cos \vartheta & -\sin \vartheta & 0 \\ \sin \vartheta & \cos \vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Результирующая матрица перехода $R_z = R_{y\psi} \cdot R_{z\vartheta} \cdot R_{x\gamma}$ для связанной и нормальной системы координат приведена в табл. 1.1. В табл. 1.2 приведены значения направляющих косинусов для скоростной и нормальной системами координат. Взаимосвязь между скоростной и связанной системами показана в табл. 1.1.

Таблица 1.1

Система координат	Связанная система		
	OX	OY	OZ
OX_g	$\cos \psi \cos \vartheta$	$-\cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma + \sin \psi \sin \gamma$	$\cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma + \sin \psi \cos \gamma$
OY_g	$\sin \vartheta$	$\cos \vartheta \cos \gamma$	$-\cos \vartheta \sin \gamma$
OZ_g	$-\sin \psi \cos \vartheta$	$\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \cos \gamma \sin \vartheta$	$\cos \psi \cos \gamma - \sin \vartheta \sin \psi \sin \gamma$
OX_a	$\cos \alpha \cos \beta$	$-\sin \alpha \cos \beta$	$\sin \beta$
OY_a	$\sin \alpha$	$\cos \alpha$	0
OZ_a	$-\cos \alpha \sin \beta$	$\sin \alpha \sin \beta$	$\cos \beta$

Таблица 1.2

Система координ	Скоростная система		
	OX_a	OX_a	OX_a
OX_g	$\cos \psi_a \cos \vartheta$	$-\cos \psi_a \sin \vartheta \cos \gamma_a + \sin \psi_a \sin \gamma_a$	$\cos \psi_a \sin \vartheta \sin \gamma_a + \sin \psi_a \cos \gamma_a$
OY_g	$\sin \vartheta$	$\cos \vartheta \cos \gamma_a$	$-\cos \vartheta \sin \gamma_a$
OZ_g	$-\sin \psi_a \cos \vartheta$	$\cos \psi_a \sin \gamma_a + \sin \psi_a \cos \gamma_a \sin \vartheta$	$\cos \psi_a \cos \gamma_a - \sin \vartheta \sin \psi_a \sin \gamma_a$

2. ЧИСЛО СТЕПЕНЕЙ СВОБОДЫ ВЕРТОЛЁТА

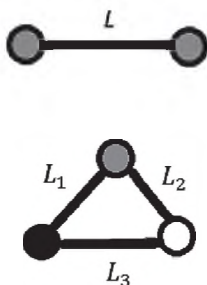
В инерциальной системе отсчёта движение материальной точки массой m описывается двумя дифференциальными уравнениями:

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{F}; \quad \vec{V} = \frac{d\vec{p}}{dt}, \quad (2.1)$$

где $\vec{V}$ – абсолютная скорость точки;

$\vec{\rho}$ – радиус-вектор точки относительно неподвижного полюса.

В трехмерном пространстве точка имеет три степени свободы. Таким образом, для описания движения необходимо шесть скалярных уравнений. Если количество точек равно N , движения которых независимы (например, точки соединённые упругими связями), то число степеней свободы $n = 3N$ и количество скалярных уравнений будет $6N$. Каждая пара точек, соединенных жёсткой связью, уменьшает число степеней свободы на единицу, так как всегда выполняется условие, представленное на рис. 2.1.



Условие жёсткой связи

$$L^2 = (x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2 + (z_2 - z_1)^2$$

Рис. 2.1

В силу этого движение по одной из координат будет зависеть от остальных пяти. Для точек, соединенных упругой связью, изменяются лишь силы, действующие на точки, но не количество степеней свободы. Таким образом, число степеней свободы N материальных точек с d жёсткими связями будет $n = 3N - d$. При $N = 3$ и $d = 3$ имеем $n = 6$. Мы получили минимальную комбинацию образующую твердое тело (рис. 2.1).

Вычислим число степеней свободы вертолёта, имеющего $K_{\text{л}}$ лопастей с шарнирным креплением к втулке (движение относительно осевого шарнира не является независимым):

$$n = 6 + 2K_{\text{л}} + 1.$$

При $K_d = 5$, $n = 17$, что потребует для описания системы 34 дифференциальных уравнения.

Известно, что количество вычислительных операций при численном интегрировании системы дифференциальных уравнений высокого порядка очень велико. Это затрудняет исследования особенно на тренажёрах, где требуются вычисления быстрее, чем в реальном времени. Назовём наиболее часто встречающиеся упрощения при исследовании динамики вертолѐта:

1) конструкция вертолѐта считается абсолютно жѐсткой, за исключением тех элементов, влияние упругости которых на динамику вертолѐта изучается;

2) число степеней свободы уменьшается за счёт замены несущего и рулевого винта силами, действующими на фюзеляж;

3) движения вертолѐта разделяют на продольное движение и боковое;

4) вертолѐт рассматривается как материальная точка.

3. АЭРОДИНАМИКА НЕСУЩЕГО ВИНТА

Силы, моменты, маховое движение определяются нагрузками на элемент лопасти. Для их расчёта существуют теории различной степени сложности. Аэродинамические нагрузки, действующие на элементе лопасти, зависят от угла атаки, числа Маха M и других факторов, имеющих место в сечении лопасти. Угол атаки, в свою очередь, зависит от местной индуктивной скорости. Определение поля индуктивных скоростей является сложной теоретической проблемой. Наиболее точное решение дают лопастные теории. В них вихревыми системами моделируется каждая лопасть и след, отходящий от неё. Эта схема требует большого объёма вычислений, поэтому в динамике вертолѐта она применяется при исследовании установившихся манѐвров или при исследовании критических режимов полѐта.

В дисковых теориях след вихрей, сошедших с лопастей, представляется сплошной вихревой колонной, а для больших скоростей полѐта плоской вихревой пеленой (теория Л.С. Вильдгрубе). В ряде случаев результаты этих теорий могут быть реализованы в виде конечных формул, обеспечивающих приемлемую точность.

В качестве примера рассмотрим несущий винт с постоянной нагрузкой по диску – самую простую модель обобщенной дисковой теории В.И. Шайдакова. Распределение индуктивных скоростей по диску получается в виде:

$$v(\psi) = v_0(1 + K(r, \delta) \cos \psi),$$

где

$$\tilde{v}_0 = \frac{-\tilde{V}_0 \cos(\alpha + \delta) + \sqrt{\tilde{V}_0^2 \cos^2(\alpha + \delta) + 1}}{2}; \quad (3.1)$$

$K(r, \delta)$ — функция радиуса сечения лопасти и угла наклона вихревого цилиндра δ .

Угол наклона вихревого цилиндра δ определяется по графику в функции угла атаки α и скорости полёта V . Эта теория значительно уточняет расчёт махового движения лопастей на малых скоростях полёта. Самой простой является теория Глауэрта, в которой принимается либо $K(r, \delta) = \text{const}$, либо $K(r, \delta) = 0$. В первом случае $K(r, \delta)$ является функцией угла наклона вихревого цилиндра δ . Скорость $\tilde{v}_0$ является решением уравнения Глауэрта в зависимости от скорости полета $\tilde{V}$ и угла атаки α .

4. ДИНАМИКА ШАРНИРНОЙ ЛОПАСТИ

Динамика шарнирной лопасти определяет не только динамику винта, но и динамику всего вертолётa, так как силы, передаваемые на фюзеляж со стороны лопастей, имеют очень большие величины. Несущий винт является сложной динамической системой, имеющей большое число степеней свободы, однако если считать конструкцию вертолётa абсолютно жёсткой, включая и лопасти, то изучение динамики винта сводится к исследованию законов движения лопасти относительно горизонтального и вертикального шарниров.

Опыт показывает, что определяющим является движение относительно горизонтального шарнира (маховое движение). Движение относительно вертикального шарнира слабо влияет на динамику вертолѐта, но может вызвать такое явление, как «земной резонанс», возникающее на стоянке или пробеге вертолѐта с вращающимся винтом.

5. МАТЕМАТИЧЕСКИЙ АППАРАТ ДИНАМИКИ ПОЛѐТА

Математическая модель динамики полѐта включает системы дифференциальных уравнений, которые, как правило, интегрируются численными методами. Однако существует целый ряд моделей, созданных на базе линейных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами. Для исследования таких систем можно применять математический аппарат операционного исчисления. Рассмотрим основные свойства операционного исчисления.

Изображением по Лапласу заданной функции $\varphi(t)$ (оригинала) называют функцию комплексного переменного p , определяемую равенством:

$$F(p) = \int_0^{\infty} \varphi(t) e^{-pt} dt. \quad (5.1)$$

Символически это записывается как $\varphi(t) \leftarrow F(p)$.

Свойства изображений:

1) изображение суммы конечного числа функций равно сумме их изображений;

$$\sum_{k=1}^N \varphi_k(t) \leftarrow \sum_{k=1}^N F_k(p); \quad (5.2)$$

2) изображение производной

$$\int_0^{\infty} \frac{d\varphi(t)}{dt} e^{-pt} dt. \quad (5.3)$$

Для доказательства воспользуемся формулой интегрирования по частям:

$$\begin{aligned}\int u dv &= uv - \int v du; \\ u &= e^{-pt}; \quad du = -pe^{-pt} dt; \\ v &= \frac{d\varphi(t)}{dt} dt; \quad v = \varphi(t).\end{aligned}$$

Подставим u, du, v, dv в выражение (5.3):

$$\int_0^{\infty} \frac{d\varphi(t)}{dt} e^{-pt} dt = \varphi(t) e^{-pt} + p \int_0^{\infty} \varphi(t) e^{-pt} dt = pF(p) - \varphi(0),$$

получим

$$\frac{d\varphi(t)}{dt} \leftarrow pF(p) - \varphi(0). \quad (5.4)$$

Если имеется функция $\frac{d^n \varphi(t)}{dt^n}$, то, проводя многократное интегрирование по частям, получим общую формулу:

$$\frac{d^n \varphi(t)}{dt^n} \leftarrow p^n F(p) - p^{n-1} \varphi(0) - p^{n-2} \frac{d\varphi(0)}{dt} - \dots - \frac{d^{n-1} \varphi(0)}{dt^{n-1}}. \quad (5.5)$$

В частности для производной второго порядка

$$\frac{d^2 \varphi(t)}{dt^2} \leftarrow p^2 F(p) - p\varphi(0) - \frac{d\varphi(0)}{dt};$$

3) изображение интеграла:

$$\int_0^t \varphi(t) dt \leftarrow \frac{F(p)}{p} - F_1(0), \quad (5.6)$$

$F_1(t) = \int_0^t \varphi(t) dt$ — первообразная интеграла $\varphi(t)$, аналогично:

$$\int_0^t dt \int_0^t \varphi(t) dt \leftarrow \frac{F(p)}{p^2} - \frac{F_1(0)}{p} - F_2(0),$$

где $F_2(t) = \int_0^t dt \int_0^t \varphi(t) dt$ — первообразная функции $\int_0^t \varphi(t) dt$;

4) теорема запаздывания: если имеются две функции $\varphi(t)$ и $\varphi(t - \tau)$, то

$$\varphi(t - \tau) \leftarrow F(p)e^{-p\tau}, \quad (5.7)$$

где $F(p)$ — изображение функции $\varphi(t)$. Очевидно, что вторая функция воспроизводит первую с некоторым запаздыванием определяемым величиной τ ;

5) теорема разложения: если изображение функции $\varphi(t)$ задано в виде дробно-линейной функции переменной p :

$$F(p) = \frac{F_1(p)}{F_2(p)} = \frac{a_m p^m + a_{m-1} p^{m-1} + \dots + a_0}{b_n p^n + b_{n-1} p^{n-1} + \dots + b_0}$$

и $p_1, p_2, \dots, p_k$ — корни знаменателя, то функция $\varphi(t)$ вычисляется по формуле:

$$\varphi(t) = \frac{F_1(0)}{F_2(0)} + \sum_{k=1}^n \frac{F_1(p_k)}{p_k dF_2(p_k)} e^{p_k t}, \quad (5.8)$$

где $dF_2(p_k) = \frac{dF_2(p_k)}{dp}$.

При наличии нулевых корней в формуле появляются слагаемые, содержащие степени t . Для корня второго порядка слагаемое имеет вид t , а для корня третьего порядка t^2 ;

6) теорема о предельных значениях: если $\varphi(\infty) = \lim_{t \rightarrow \infty} \varphi(t)$ и из-

вестно $F(p) = \frac{F_1(p)}{F_2(p)}$, то

$$\varphi(\infty) = \frac{F_1(0)}{F_2(0)}. \quad (5.9)$$

Справедлива также теорема о начальном значении:

$$\varphi(0) = \lim_{p \rightarrow \infty} F(p).$$

Теоремы о предельных значениях имеют смысл только при отсутствии нулевых корней знаменателя. Изображения большого числа элементарных функций приводятся в справочниках по математике.

6. ПЕРЕДАТОЧНЫЕ ФУНКЦИИ

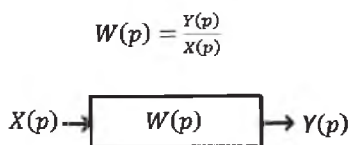


Рис. 6.1

Передачной функцией $W(p)$ называют отношение изображения выходного сигнала $Y(p)$ к изображению входного сигнала $X(p)$ (рис. 6.1).

Передачная функция $W(p)$ последовательно соединённых звеньев равна произведению передачных функций $W_k(p)$ этих звеньев (рис. 6.2):

$$W(p) = W_1(p)W_2(p) \dots W_n(p). \quad (6.1)$$

Передачная функция замкнутой системы $W_3(p)$ определяется через передачную функцию разомкнутой системы $W_{\text{нз}}(p)$ (рис 6.3) по формуле:

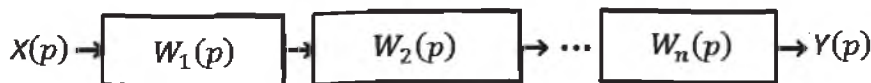


Рис. 6.2

$$W_3(p) = \frac{W_{\text{нз}}(p)}{1 \pm W_{\text{нз}}(p)}.$$

Знак + соответствует отрицательной единичной обратной связи.
Согласно рис 6.3 получим следующие соотношения.

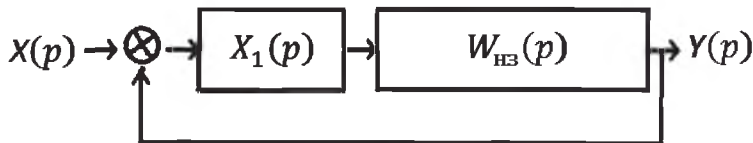


Рис. 6.3

Если передаточная функция незамкнутой системы

$$W_{\text{нз}}(p) = \frac{Y(p)}{X_1(p)}, \text{ а передаточная функция замкнутой системы}$$

$$W_3(p) = \frac{Y(p)}{X(p)}, \text{ то можем записать}$$

$$Y(p) = W_{\text{нз}}(p)X_1(p) = W_{\text{нз}}(p)[X(p) - Y(p)];$$

$$Y(p)[1 + W_{\text{нз}}(p)] = W_{\text{нз}}(p)X(p).$$

Из последнего выражения получаем:

$$W_3(p) = \frac{Y(p)}{X(p)} = \frac{W_{\text{нз}}(p)}{1 + W_{\text{нз}}(p)}.$$

Простейшие передаточные функции:

- 1) $\frac{Y(p)}{X(p)} = K$ (усилительное звено);
- 2) $\frac{Y(p)}{X(p)} = \frac{1}{p}$ (интегрирующее звено);
- 3) $\frac{Y(p)}{X(p)} = p$ (дифференцирующее звено);

- 4) $\frac{Y(p)}{X(p)} = \frac{1}{Tp+1}$ (звено запаздывания с постоянной времени T);
- 5) $\frac{Y(p)}{X(p)} = Tp+1$ (форсирующее звено с постоянной времени T);
- 6) $\frac{Y(p)}{X(p)} = \frac{1}{T_2 p^2 + T_1 p + 1}$ (колебательное звено).

Знаменатель передаточной функции любой системы, приравненный к нулю, называется её характеристическим уравнением. Передаточная функция содержит полную информацию о свойствах линейной системы. Их изучением мы будем заниматься в соответствующих разделах курса.

7. СЛОЖНОЕ ДВИЖЕНИЕ МАТЕРИАЛЬНОЙ ТОЧКИ

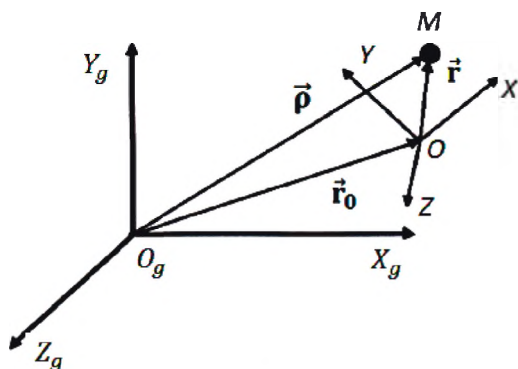


Рис. 7.1

Пусть материальная точка M находится в подвижной (инерциальной) системе координат $OXYZ$ (рис 7.1) и совершает вместе с ней поступательное и вращательное движение относительно полюса O .

Положение точки M относительно подвижной системы задаётся вектором $\vec{r}$.

Положение начала координат (полюса) инерциальной системы относительно неинерциальной системы определяется вектором $\vec{r}_0$.

Тогда положение точки M в неинерциальной системе будет $\vec{\rho} = \vec{r}_0 + \vec{r}$.

Абсолютная скорость точки $\vec{V} = \frac{d\vec{\rho}}{dt}$.

Абсолютное ускорение $\vec{A} = \frac{d\vec{V}}{dt} = \frac{d^2\vec{\rho}}{dt^2}$.

Движение точки M относительно связанной инерциальной системы определяется относительной скоростью $\vec{V}_r$ и относительным ускорением $\vec{A}_r$:

$$\vec{V}_r = \frac{d\vec{r}}{dt} = \frac{dx}{dt}\vec{i} + \frac{dy}{dt}\vec{j} + \frac{dz}{dt}\vec{k} = \frac{D\vec{r}}{dt}; \quad (7.1)$$

$$\vec{A}_r = \frac{d\vec{V}_r}{dt} = \frac{d_2x}{dt^2}\vec{i} + \frac{d_2y}{dt^2}\vec{j} + \frac{d_2z}{dt^2}\vec{k} = \frac{D\vec{V}_r}{dt}. \quad (7.2)$$

Введём понятие переносного движения, определяемого векторами $\vec{V}_e, \vec{A}_e$.

Векторы $\vec{V}_e, \vec{A}_e$ – абсолютная скорость и ускорение начала связанной инерциальной системы, в которой расположена точка M .

В сложном движении $\vec{V} = \vec{V}_r + \vec{V}_e$.

Если вектор $\vec{R}$ задан в подвижной системе координат вращающейся со скоростью $\vec{\Omega}$, то за время Δt он изменит свою длину на величину $D\vec{R}$ и получит приращение за счёт поворота на угол $d\vec{\varphi}$. Таким образом, полное приращение вектора $\vec{R}$ будет иметь вид $\Delta\vec{R} = D\vec{R} + d\vec{\varphi} \times \vec{R}$.

Поделив на Δt и переходя к пределу, получим:

$$\lim_{\Delta t \rightarrow \infty} \frac{\Delta\vec{R}}{\Delta t} = \frac{D\vec{R}}{dt} + \vec{\Omega} \times \vec{R},$$

таким образом

$$\frac{d\vec{R}}{dt} = \frac{D\vec{R}}{dt} + \vec{\Omega} \times \vec{R}. \quad (7.3)$$

Последнее выражение носит название «формула Бура». Символом D обозначена локальная производная, вычисляемая в подвижной системе координат. Применяя формулу Бура к вектору $\vec{R}$, получаем абсолютную скорость точки M :

$$\frac{d\vec{r}}{dt} = \frac{d\vec{r}_0}{dt} + \frac{D\vec{r}}{dt} + \vec{\Omega} \times \vec{r} = \vec{V}_0 + \vec{\Omega} \times \vec{r} + \vec{V}_r, \quad (7.4)$$

где $\vec{V}_e = \vec{V}_0 + \vec{\Omega} \times \vec{r}$ — переносная скорость;

$\vec{V}_0$ — абсолютная скорость начала координат (полюса);

$\vec{V}_r = \frac{D\vec{r}}{dt}$ — относительная скорость.

Теорема Кориолиса утверждает, что при сложном непоступательном, переносном движении абсолютное ускорение точки состоит из трёх компонентов: $\vec{A} = \vec{A}_r + \vec{A}_e + \vec{A}_c$

$$\vec{A} = \frac{d\vec{V}}{dt} = \frac{d}{dt}(\vec{V}_0 + \vec{\Omega} \times \vec{r} + \vec{V}_r) = \vec{A}_0 + \frac{d}{dt}(\vec{\Omega} \times \vec{r}) + \frac{d\vec{V}_r}{dt}. \quad (7.5)$$

Векторы $\vec{V}_r$ и $\vec{r}$ заданы в подвижной системе, поэтому при вычислении производной снова воспользуемся формулой Бура:

$$\frac{d\vec{V}_r}{dt} = \frac{D\vec{V}_r}{dt} + \vec{\Omega} \times \vec{V}_r;$$

$$\frac{d}{dt}(\vec{\Omega} \times \vec{r}) = \frac{d\vec{\Omega}}{dt} \times \vec{r} + \vec{\Omega} \times (\vec{V}_r + \vec{\Omega} \times \vec{r}).$$

Подставляя в формулу (7.5) два последних выражения, получаем:

$$\vec{A} = \vec{A}_0 + \frac{d\vec{\Omega}}{dt} \times \vec{r} + \vec{\Omega} \times (\vec{\Omega} \times \vec{r}) + \frac{D\vec{V}_r}{dt} + 2(\vec{\Omega} \times \vec{V}_r), \quad (7.6)$$

где $\vec{A}_r = \frac{D\vec{V}_r}{dt}$ — относительное ускорение;

$\vec{A}_e = \vec{A}_0 + \frac{d\vec{\Omega}}{dt} \times \vec{r} + \vec{\Omega} \times (\vec{\Omega} \times \vec{r})$ — переносное ускорение;

$\vec{A}_c = 2(\vec{\Omega} \times \vec{V}_r)$ — ускорение Кориолиса.

8. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ ТВЁРДОГО ТЕЛА

В предыдущей главе получены выражения для скорости и ускорения материальной точки в связанной системе координат. Материальная точка имеет три степени свободы и её движение описывают с помощью трех дифференциальных уравнений второго порядка. Поскольку твёрдое тело обладает в общем случае шестью степенями свободы, то математическая модель его движения должна содержать шесть независимых дифференциальных уравнений.

Выберем внутри твёрдого тела точку O (полюс) и поместим в неё начало инерциальной (связанной) системы координат (рис. 8.1). Зададим проекции вектора $\vec{r}_0$ в этой системе координат. Поскольку точка m_k жёстко связана с телом, то в этом случае относитель-

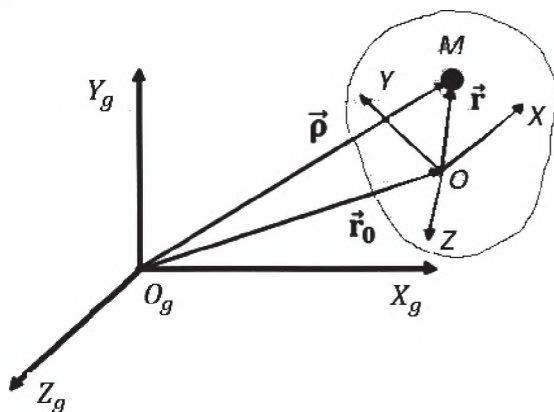


Рис. 8.1

ная скорость $\vec{V}_r$, относительное ускорение $\vec{A}_r$ и ускорение Кориолиса $\vec{A}_c$ обращаются в ноль.

Вектор $\vec{r}_0$ задан в подвижной системе и абсолютная скорость точки m_k теперь будет:

$$\frac{d\vec{r}}{dt} = \frac{D\vec{r}_0}{dt} + \vec{\Omega} \times (\vec{r} + \vec{r}_0) = \vec{V}_0 + \vec{\Omega} \times (\vec{r} + \vec{r}_0).$$

Если совместить начало земной и связанной системы, то модуль вектора $\vec{r}_0$ будет равен нулю, и мы получим: $\vec{V} = \vec{V}_0 + \vec{\Omega} \times \vec{r}$.

$\vec{V}_0 = \frac{d\vec{r}_0}{dt}$ — скорость начала координат в проекциях на связанные оси.

При вычислении абсолютного ускорения заметим, что вектор $\vec{V}_0$ задан в подвижной системе $\vec{A}_0 = \frac{D\vec{V}_0}{dt} + \vec{\Omega} \times \vec{V}_0$.

Итак, абсолютная скорость и абсолютное ускорение произвольной точки m_k твёрдого тела будут иметь следующий вид:

$$\vec{V}_k = \vec{V}_0 + \vec{\Omega} \times \vec{r}_k; \quad (8.1)$$

$$\vec{A}_k = \vec{A}_0 + \vec{\Omega} \times \vec{V}_0 + \frac{d\vec{\Omega}}{dt} \times \vec{r}_k + \vec{\Omega} \times (\vec{\Omega} \times \vec{r}_k), \quad (8.2)$$

где $\vec{V}_0$ и $\vec{A}_0$ — абсолютная скорость и ускорение полюса в проекциях на связанные оси.

Представим твёрдое тело в виде совокупности материальных точек m_k , связанных жёсткими связями. Тогда суммарная сила инерции $\vec{F}_{ин}$ и суммарный момент инерционных сил $\vec{M}_{ин}$ запишем так:

$$\vec{F}_{\text{ин}} = \sum_{k=1}^N m_k \vec{A}_k;$$

$$\vec{M}_{\text{ин}} = \sum_{k=1}^N m_k \vec{r} \times \vec{A}_k.$$

Здесь $\vec{A}_k$ — абсолютное ускорение точки m_k .

Прежде чем приступить к вычислению $\vec{F}_{\text{ин}}$ и $\vec{M}_{\text{ин}}$, рассмотрим свойство векторного произведения $(\vec{R} \times \vec{r}_k)$. Вектор $\vec{r}_k$ определяет положение точки m_k относительно начала координат инерциальной системы.

Пусть вектор $\vec{R}$ является общим для всех точек инерциальной (связанной) системы координат. Раскроем векторное произведение:

$$\vec{R} \times \vec{r}_k = (R_y z_k - R_z y_k) \vec{i} - (R_x z_k - R_z x_k) \vec{j} + (R_x y_k - R_y x_k) \vec{k}.$$

Умножим обе части равенства на m_k и просуммируем по всем точкам. Можно показать, что всегда существует такое положение начала связанной системы координат (полюса), относительно которого:

$$\sum m_k x_k = \sum m_k y_k = \sum m_k z_k = 0.$$

Эта точка называется центром масс системы (ЦМ). Координаты нового полюса по отношению к произвольно выбранному полюсу будут:

$$X_{\text{ЦМ}} = \frac{\sum m_k x_k}{M}; \quad Y_{\text{ЦМ}} = \frac{\sum m_k y_k}{M}; \quad Z_{\text{ЦМ}} = \frac{\sum m_k z_k}{M},$$

где M — полная масса тела.

Понятие центра масс применимо не только к твёрдому телу, но и к любой системе материальных точек. В этом случае положе-

ние центра масс зависит от времени и называется мгновенным центром масс (МЦМ). Если начало координат твёрдого тела выбрано в центре масс, то

$$\sum m_k \vec{R} \times \vec{r}_k = \vec{R} \times \sum m_k \vec{r}_k = 0.$$

К векторам $\vec{R}$ -типа можно отнести $\vec{\Omega}$, $\vec{V}_0$, $\vec{\Omega} \times \vec{V}_0$, $\frac{d\vec{\Omega}}{dt}$. Применяв этот вывод к первой сумме, получим:

$$\sum_{k=1}^N m_k \vec{A}_k = M(\vec{A}_0 + \vec{\Omega} \times \vec{V}_0);$$

$$\frac{d\vec{\Omega}}{dt} \times \sum m_k \vec{r}_k = 0; \quad \vec{\Omega} \times \sum m_k \vec{r}_k = 0.$$

Таким образом, первое уравнение системы, описывающее поступательное движение ЦМ твёрдого тела примет вид:

$$M(\vec{A}_0 + \vec{\Omega} \times \vec{V}_0) = \vec{F}, \quad (8.3)$$

где $\vec{F}$ – суммарный вектор внешних сил, действующих на тело.

Переходя к вычислению второй суммы, заметим:

$$\sum m_k (\vec{A}_0 \times \vec{r}_k) = 0; \quad \sum m_k (\vec{\Omega} \times \vec{V}_0) \times \vec{r}_k = 0.$$

Вычислим векторное произведение:

$$\begin{aligned} \vec{r}_k \times \left(\frac{d\vec{\Omega}}{dt} \times \vec{r}_k \right) &= \left[\frac{d\Omega_x}{dt} (y_k^2 + z_k^2) - \left(\frac{d\Omega_y}{dt} x_k y_k + \frac{d\Omega_z}{dt} x_k z_k \right) \right] \vec{i} + \\ &+ \left[\frac{d\Omega_y}{dt} (x_k^2 + z_k^2) - \left(\frac{d\Omega_x}{dt} x_k y_k + \frac{d\Omega_z}{dt} y_k z_k \right) \right] \vec{j} + \\ &+ \left[\frac{d\Omega_z}{dt} (y_k^2 + x_k^2) - \left(\frac{d\Omega_x}{dt} x_k z_k + \frac{d\Omega_y}{dt} y_k z_k \right) \right] \vec{k}. \end{aligned} \quad (8.4)$$

А также:

$$\begin{aligned}
 & \vec{r}_k \times [\vec{\Omega} \times (\vec{\Omega} \times \vec{r}_k)] = \\
 & = \left[\Omega_x \Omega_z x_k y_k - (\Omega_y^2 - \Omega_z^2) y_k z_k - \Omega_y \Omega_z (z_k^2 - y_k^2) - \Omega_x \Omega_y x_k z_k \right] \vec{i} + \\
 & + \left[\Omega_y \Omega_x y_k z_k - (\Omega_z^2 - \Omega_x^2) x_k z_k - \Omega_y \Omega_z x_k y_k - \Omega_x \Omega_z (x_k^2 - z_k^2) \right] \vec{j} + \\
 & + \left[\Omega_y \Omega_z x_k z_k - (\Omega_x^2 - \Omega_y^2) x_k y_k - \Omega_x \Omega_z x_k z_k - \Omega_x \Omega_y (y_k^2 - x_k^2) \right] \vec{k}. \quad (8.5)
 \end{aligned}$$

Введем обозначения:

$$\begin{aligned}
 J_x &= \sum m_k (y_k^2 + z_k^2); & J_{xy} &= \sum m_k x_k y_k; \\
 J_y &= \sum m_k (x_k^2 + z_k^2); & J_{xz} &= \sum m_k x_k z_k; \\
 J_z &= \sum m_k (x_k^2 + y_k^2); & J_{yz} &= \sum m_k y_k z_k.
 \end{aligned}$$

J_x, J_y, J_z – главные моменты инерции твёрдого тела;

J_{xy}, J_{xz}, J_{yz} – центробежные моменты инерции твёрдого тела.

Можно показать, что всегда существует такое направление осей связанной системы, относительно которой центробежные моменты обращаются в ноль.

Для сферического тела это условие выполняется автоматически при любом направлении осей. Для фюзеляжа ЛА, обладающего определённой симметрией, можно принять $J_{xz} = J_{yz} = 0, J_{xy} \neq 0$.

Подставляя выражения (8.4) и (8.5) в (8.2) и учитывая последние допущения, получим систему из 13 дифференциальных уравнений, описывающих движения фюзеляжа вертолёта:

$$1) \quad M \left(\frac{dV_{x0}}{dt} + \Omega_y V_{z0} - \Omega_z V_{y0} \right) = F_x.$$

$$2) \quad M \left(\frac{dV_{y0}}{dt} + \Omega_z V_{x0} - \Omega_x V_{z0} \right) = F_y.$$

$$3) \quad M \left(\frac{dV_{z0}}{dt} + \Omega_x V_{y0} - \Omega_y V_{x0} \right) = F_z.$$

$$4) \quad J_x \frac{d\Omega_x}{dt} - \Omega_y \Omega_z (J_y - J_z) + \left(\Omega_x \Omega_z - \frac{d\Omega_y}{dt} \right) J_{xy} = M_x.$$

$$5) \quad J_y \frac{d\Omega_y}{dt} - \Omega_x \Omega_z (J_x - J_z) + \left(\Omega_y \Omega_z - \frac{d\Omega_x}{dt} \right) J_{xy} = M_y.$$

$$6) \quad J_z \frac{d\Omega_z}{dt} - \Omega_x \Omega_y (J_x - J_y) + (\Omega_x^2 - \Omega_y^2) J_{xy} = M_z.$$

$$7) \quad \frac{d\vartheta}{dt} = \Omega_y \sin \gamma + \Omega_z \cos \gamma.$$

$$8) \quad \frac{d\gamma}{dt} = \Omega_x - \frac{\sin \vartheta (\Omega_y \cos \gamma - \Omega_z \sin \gamma)}{\cos \vartheta}.$$

$$9) \quad \frac{d\psi}{dt} = \frac{\Omega_y \cos \gamma - \Omega_z \sin \gamma}{\cos \vartheta}.$$

$$10) \quad \frac{dX_g}{dt} = V_{xg} = f_x(V_x, V_y, V_z, \vartheta, \gamma, \psi).$$

$$11) \quad \frac{dY_g}{dt} = V_{yg} = f_y(V_x, V_y, V_z, \vartheta, \gamma, \psi).$$

$$12) \quad \frac{dZ_g}{dt} = V_{zg} = f_z(V_x, V_y, V_z, \vartheta, \gamma, \psi).$$

$$13) \quad J_{\text{нв}} = \frac{d\mathcal{G}_{\text{нв}}}{dt} = M_{\text{д}} - M_{\text{ка}}.$$

Здесь к уравнениям движения вертолѐта как тѣрного тела добавлены шесть кинематических уравнений для определения угловых и линейных координат вертолѐта относительно земной системы (7)–(12). Уравнение 13 является суммой моментов относительно

но вала несущего винта. $J_{\text{нв}}$ — момент инерции втулки вместе с лопастями. $M_{\text{ка}}$ — суммарный момент аэродинамических сил действующий на втулку несущего винта. При больших углах атаки и крена (например, при выполнении фигур высшего пилотажа) возникают трудности в решении уравнений 7—9. Для этого существуют специальные методы интегрирования.

9. БАЛАНСИРОВКА ВЕРТОЛЁТА

Балансировка — это нахождение таких параметров управления, при которых на вертолёт не действуют ускорения, т. е. выполняются условия:

$$\frac{dV_x}{dt} = \frac{dV_y}{dt} = \frac{dV_z}{dt} = 0; \quad \frac{d\Omega_x}{dt} = \frac{d\Omega_y}{dt} = \frac{d\Omega_z}{dt} = \frac{d\omega_{\text{нв}}}{dt} = 0.$$

При этом линейные и угловые скорости в зависимости от режима полёта могут иметь конкретные значения. Влияние угловых скоростей на балансировку проявляется при выполнении пространственных маневров (вираж, спираль и т. п.). Лётчик в процессе пилотирования должен контролировать 7 параметров полёта

$$V_x, V_y, V_z, \vartheta, \gamma, \psi, \omega_{\text{нв}}.$$

Для этого на вертолёте имеются 5 каналов управления:

- 1) канал управления высотой;
- 2) канал продольного управления;
- 3) канал поперечного управления;
- 4) канал путевого управления;
- 5) канал управления оборотами винта.

Каждый канал имеет рычаги, проводку и органы управления:

$$\varphi_{\text{нв}}, \delta_{\text{в}}, \delta_{\text{э}}, \delta_{\text{н}}, \Delta\omega_{\text{нв}}.$$

При управлении общим углом установки лопастей $\varphi_{\text{нв}}$ относительно конструктивной плоскости вращения (КПВ) происходит изменение суммарной подъёмной силы лопастей несущего винта $T_{\text{нв}}$ в канале управления высотой.

Изменение наклона автомата перекоса $\delta_{\text{в}}, \delta_{\text{э}}$ относительно КПВ приводит к наклону равнодействующей силы $R_{\text{нв}}$ и появле-

нию продольной H и боковой S сил на втулке несущего винта. Поскольку центр втулки несущего винта не совпадает с центром масс вертолѐта, эти силы создают управляющий момент относительно центра масс в каналах продольного и поперечного управления соответственно. Управление δ_n создаѐт управляющий момент в канале путевого управления вертолѐта за сѣт изменения тяги рулевого винта на одновинтовом вертолѐте или дифференциального шага несущих винтов на соосном вертолѐте. Все перечисленные моменты используются в процессе балансировки, а также в процессе выполнения маневров вертолѐтом. Управление скоростями V_x , V_z осуществляется через изменение углов тангажа ϑ и крена γ .

Поскольку канал управления высотой на современных вертолѐтах связан с управлением мощностью двигателей по определенному закону, то возникает необходимость корректировки угловой скорости несущего винта $\Delta\omega_{nv}$ в зависимости от условий полѐта (высоты, температуры и т. д.)

При выполнении условий балансировки режим называется квазиустановившемся, то еѐ параметры полѐта либо сохраняются постоянными (горизонтальный полѐт с постоянной скоростью), либо линейно изменяются по времени (набор высоты, установившийся вираж и т. д.).

Чем сложнее режим выполняемый вертолѐтом, тем больше параметров полѐта участвуют в балансировке. Это объясняется большим количеством перекрѐстных связей при движении и управлении вертолѐтом. Так, например, для выполнения вертикального взлета вертолѐта с последующим зависанием необходимо за действовать 4 канала управления:

- 1) канал управления высотой для выполнения условия $T_{nv} > mg$;
- 2) канал путевого управления для управления по курсу;
- 3) канал поперечного управления для балансировки по крену и боковому смещению центра масс;
- 4) канал продольного управления для балансировки по тангажу и продольному смещению центра масс.

Рассмотрим наиболее важный режим движения вертолѐта в продольной плоскости, перпендикулярной плоскости горизонта.

В этом случае движение удобно рассматривать в связанной системе координат. Из рис. 9.1 следуют условия равновесия сил и моментов в проекциях на связанные оси. Дополнительным условием для балансировки является: $\Omega_x = \Omega_y = \Omega_z = 0$.

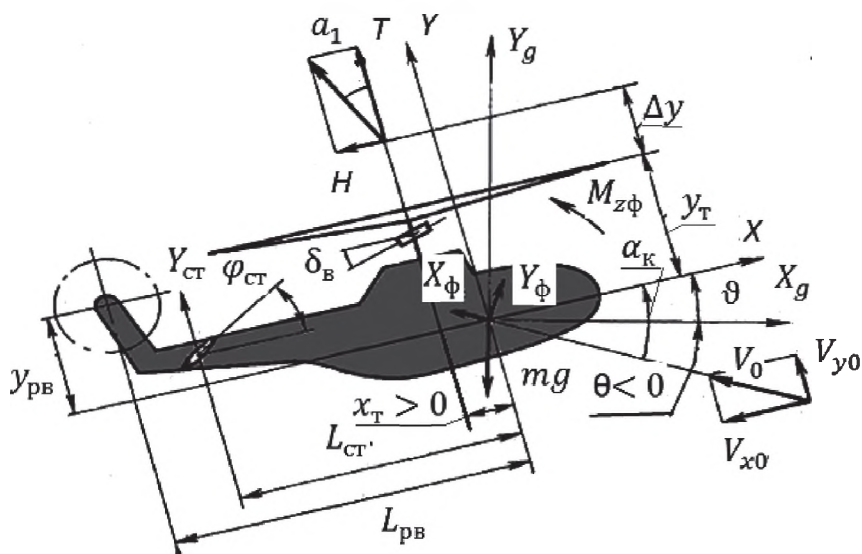


Рис. 9.1

Уравнения балансировки:

$$\begin{aligned}\sum_x &= -H - X_\phi \cos \alpha_k + Y_\phi \sin \alpha_k - mg \sin \vartheta; \\ \sum_y &= T_{нв} + X_\phi \sin \alpha_k + Y_\phi \cos \alpha_k - mg \cos \vartheta; \\ \sum_{m_z} &= -T_{нв} x_T + H y_o + M_{зв} = 0.\end{aligned}\quad (9.1)$$

Здесь $\alpha_k = \vartheta - \theta$ — конструктивный угол атаки;

$y_o = y_T + \Delta y$ — эффективная вертикальная центровка;

θ — угол наклона траектории полёта ($\theta > 0$ при наборе $\theta < 0$ при снижении).

Момент $M_{zв}(\alpha_k) = M_{zф}(\alpha_ф) + M_{zст}(\alpha_{ст})$ играет важную роль при расчёте продольной балансировки и обеспечении продольной статической устойчивости по углу атаки $M_{z\kappa}^{\alpha_k}$ и скорости полёта $M_{z\kappa}^{V_x}$.

Как правило, фюзеляжи вертолётов имеют $\frac{dM_{zф}}{d\alpha_k} > 0$, что свиде-

тельствует о неустойчивости самого фюзеляжа по углу атаки. Правильный выбор параметров горизонтального оперения $L_{ст}$, $S_{ст}$ позволяет обеспечить условие статической устойчивости по углу атаки

$\frac{dM_{zф}}{d\alpha_k} < 0$ на режимах горизонтального полёта. Параметр горизон-

тального оперения $A_{го} = \frac{L_{ст}S_{ст}}{L_{ф}S_{мф}}$ должен находиться в определённом

диапазоне для одновинтовых и соосных вертолётов. Для обеспечения условия $M_{z\kappa}^{V_x} > 0$ необходимо, чтобы подъёмная сила стабилизатора $Y_{ст}$ была меньше нуля. Это достигается выбором угла установки стабилизатора $\varepsilon_{ст}$ по отношению к фюзеляжу. На некоторых вертолётах существует кинематическая связь $\varepsilon_{ст}(\varphi_{нв})$, которая способствует выполнению условий балансировки и статической устойчивости при $x_T \neq 0$.

Дополнительное плечо Δu появляется на втулке несущего винта, так как мгновенный центр масс всех лопастей (МЦМ) расположен выше конструктивной плоскости вращения винта, а суммарные внешние силы, действующие со стороны лопастей, приложены в МЦМ.

В целях упрощения задачи делаются следующие допущения:

- 1) вертолёт без крыла $Y_{кр} = 0$;
- 2) $C_{xф} \approx \text{const}$ по скорости полёта, а $m_{zф}(\alpha_ф)$ — линейная функция;
- 3) продольная сила $H \approx T_{нв}(a_1 + D_1\Delta\delta_b)$;

$D_1 \approx (1,6 \div 2,0)$ – коэффициент кинематики втулки несущего винта;

4) распределение индуктивных скоростей $v = \text{const}$ по диску винта на всех режимах полёта.

Приведём систему уравнений продольной балансировки к безразмерному виду, поделив на $\Delta = \frac{\rho(\omega R)^2}{2} \pi R^2$, получим:

$$C_h = -C_{\text{то}} \sin \vartheta - \bar{X}_\Phi \cos \alpha_k + \bar{Y}_\Phi \sin \alpha_k; \quad (9.2)$$

$$C_T = -C_{\text{то}} \cos \vartheta - \bar{X}_\Phi \sin \alpha_k - \bar{Y}_\Phi \cos \alpha_k; \quad (9.3)$$

$$\bar{m}_z = -C_{\text{то}} \bar{x}_T - C_h \bar{y}_\vartheta, \quad (9.4)$$

где $\bar{x}_T = \frac{x_T}{R}$; $\bar{y}_T = \frac{y_T}{R}$; $\bar{m}_z = \frac{M_z}{R\Delta}$; $\bar{S}_M = \frac{S_M}{\pi R^2}$; $\bar{V} = \frac{V}{\omega R}$;

$$\bar{X}_\Phi = C_{x\Phi} \bar{S}_M \bar{V}^2; \quad \bar{Y}_\Phi = C_{y\Phi} \bar{S}_M \bar{V}^2.$$

Учитывая, что

$$C_h \approx C_T(a_1 + D_1 \Delta \delta_b); \quad a_1 = f_1(C_T, \alpha_k, V);$$

$$m_z = m_{z\Phi} + m_{z\text{CT}} = f_2(C_T, \alpha_k, V); \quad C_T = f_3(\varphi_{\text{ош}}, \alpha_k, V),$$

то решение системы алгебраических уравнений (9.2)–(9.4) относительно балансировочных значений $\varphi_{\text{ошбал}}$, $\vartheta_{\text{бал}}$, $\delta_{\text{вбал}}$ представляет известные трудности. Система (9.2)–(9.4) нелинейная относительно этих переменных и задача решается методом итераций. При этом необходимо знать характеристики фюзеляжа и стабилизатора в условиях работы в поле индуктивных скоростей от несущего винта.

На режиме висения уравнения балансировки имеют решение при условии:

$$Y_\Phi \approx 0; \quad X_\Phi = 0; \quad \sin \vartheta \approx \vartheta; \quad C_h = C_T D_1 \delta_b; \quad C_T \approx C_{\text{то}};$$

$$\vartheta_{\text{бал}} = \frac{\bar{x}_r}{\bar{y}_3} + \frac{m_{z\text{об}}}{C_{\text{то}} \bar{y}_3}; \quad \delta_{\text{вбал}} = -\frac{\vartheta_{\text{бал}}}{D_1}; \quad \varphi_{\text{ошбал}} = 3 \left(\frac{C_{\text{то}}}{\kappa a_{\infty} \sigma} - \frac{\lambda_0}{2} \right).$$

Коэффициент $m_{z\text{об}}$ может иметь значительную величину на режиме висения и малых скоростях горизонтального полёта так, что $\vartheta_{\text{бал}}$ будет больше нуля даже при положительной центровке. Для режима горизонтального полёта можно предложить упрощённую методику расчёта балансировки, основанную на допущениях:

$Y_{\Phi} \approx X_{\Phi} \sin \alpha_k \approx 0$; $C_r \approx C_{\text{то}}$, подставляя в уравнение (9.3) получаем:

$$C_{\text{то}}(a_1 + D_1 \delta_{\text{в}}) = -C_{\text{то}} \sin(\alpha_k + \theta) - \bar{X}_{\Phi} \cos \alpha_k.$$

Уравнение (9.4) приобретает вид:

$$\bar{m}_z = -C_{\text{то}} \bar{x}_r - C_{\text{то}}(a_1 + D_1 \delta_{\text{в}}) \bar{y}_3.$$

Подставляя из уравнения (9.2) зависимость $C_{\text{то}}(a_1 + D_1 \delta_{\text{в}})$, получаем:

$$m_z = -C_{\text{то}} \bar{x}_r + (C_{\text{то}} \sin(\alpha_k + \theta) + \bar{X}_{\Phi} \cos \alpha_k) \bar{y}_3. \quad (9.5)$$

Раскрывая зависимость $m_z(V, \alpha_k)$, из уравнения (9.5) можно определить значения конструктивного угла атаки α_k от скорости горизонтального полёта V .

Определив α_k из уравнения (9.2), найдём:

$$\delta_{\text{вбал}} = -\frac{\sin(\alpha_k + \theta) + \frac{\bar{X}_{\Phi}}{C_{\text{то}}} \cos \alpha_k + a_1}{D_1}. \quad (9.6)$$

Значение $\varphi_{\text{ошбал}}$ определяется из формулы для C_r для известных значений $\alpha_k(V)$. На рис. 9.2—9.4 представлены расчетные за-

висимости параметров продольной балансировки среднего вертолѐта по скорости горизонтального полѐта V . Для вертолѐта МИ-8:

$$m = 11100 \text{ кг}; h = 500 \text{ м}; x_T = \pm 0,232 \text{ м.}$$

Уравнения равновесия в боковом движении одновинтового вертолѐта согласно рис. 9.5 имеют вид:

$$\sum Z = S + mg \sin \gamma - T_{pB} - X_\Phi \sin \beta = 0;$$

$$\sum m_x = Sy_\Theta - T_{pB} y_{pB} = 0;$$

$$\sum m_y = M_y - T_{pB} L_{pB} = 0.$$



Рис. 9.2



Рис. 9.3

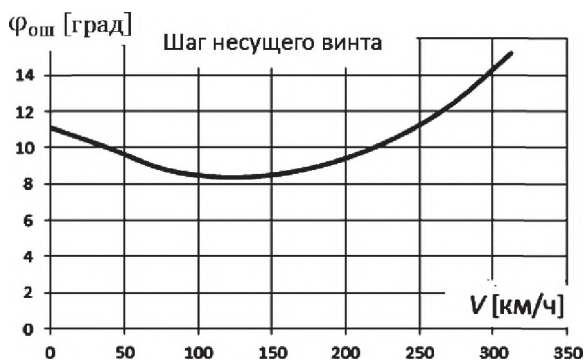


Рис. 9.4

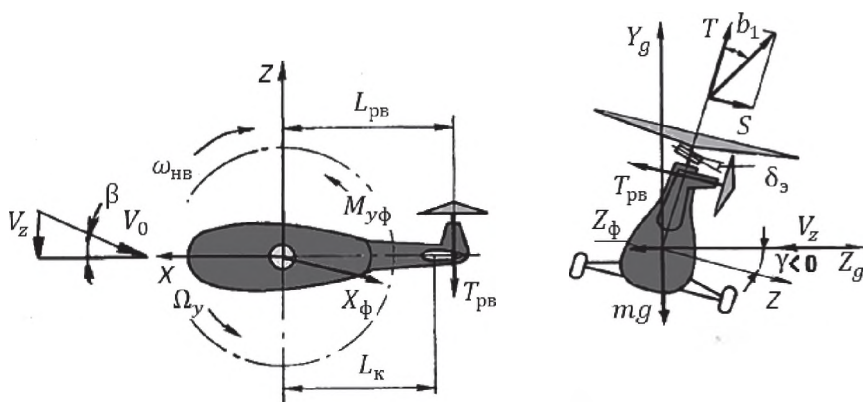


Рис. 9.5

Неизвестными величинами являются S , $T_{pв}$, γ , β . Поскольку мы имеем три уравнения балансировки, то одну из неизвестных величин необходимо задать. При заданном угле скольжения β решение имеет вид:

$$S = \frac{M_y(\beta)y_{pв}}{y_{\partial}L_{pв}}; T_{pв} = \frac{M_y(\beta)}{L_{pв}}; \sin \gamma = \frac{x_{\phi} \sin \beta}{mg} + \frac{M_y(\beta)(y_{\partial} - y_{pв})}{mgy_{\partial}L_{pв}}.$$

$$\text{Зная } S \approx T_{нв}(b_1 + D_1\delta_{\partial}), \text{ найдём } \delta_{\partial} = \frac{1}{D_1} \left(\frac{S}{T_{нв}} - b_1 \right).$$

δ_n определяется из выражения для T_{pv} , применив формулу для $C_{трв}$, аналогичную $C_{тнв}$.

Расчётные зависимости параметров боковой балансировки среднего вертолётa по скорости V горизонтального полёта при условии $\beta \approx 0$ представлены на рис. 9.6—9.8.

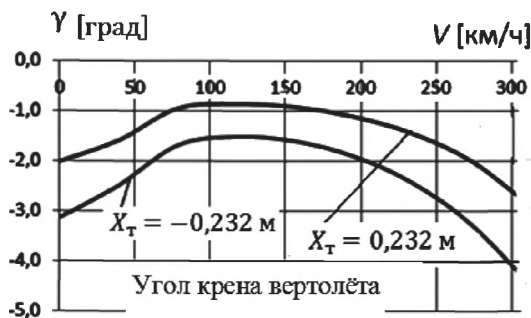


Рис. 9.6

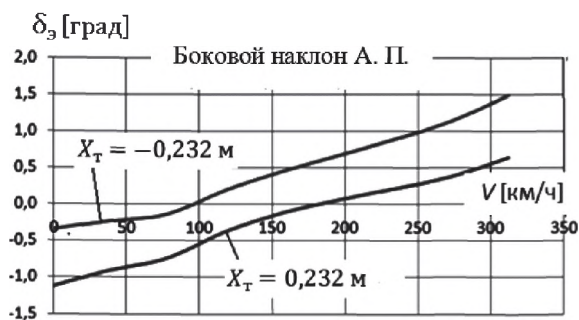


Рис. 9.7



Рис. 9.8

10. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ В СЕЧЕНИИ ЛОПАСТИ

Наиболее простой и завершенной теорией для расчёта сил действующих на винт является теория Глауэрта—Локка. Основные допущения этой теории:

1) силы, действующие на элемент лопасти, вычисляются по значениям скоростей в сечении, перпендикулярном оси лопасти (гипотеза плоских сечений). Ось OX_1 параллельна конструктивной плоскости вращения (КПВ), а ось OY_1 лежит в плоскости, содержащей вал винта;

2) используются аэродинамические характеристики профиля сечения крыла конечного размаха, полученные при испытаниях в аэродинамической трубе с последующим пересчётом на бесконечное удлинение лопасти;

3) индуктивное сопротивление вычисляется для местного угла атаки;

4) индуктивная скорость, создаваемая винтом, равномерно распределена по диску;

5) углы считаются малыми, так что: $\arctg\left(\frac{U_y}{U_x}\right) \approx \frac{U_y}{U_x}$; $\left(\frac{U_y}{U_x}\right)^2 \approx 0$.

Отсчёт углов ведётся от конструктивной плоскости вращения (КПВ), содержащей центр втулки, и параллельной базовой плоскости (рис. 10.1).

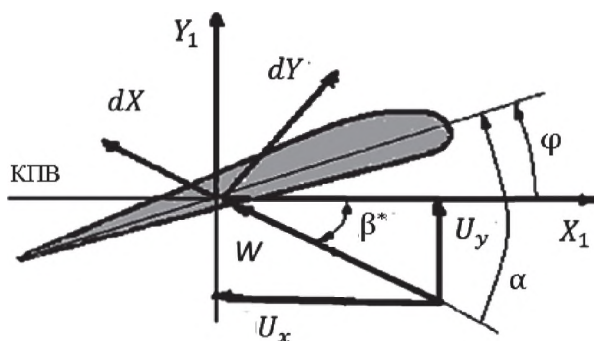


Рис. 10.1

Согласно рис. 10.1 элементарная подъёмная сила dY перпендикулярна полному вектору скорости W :

$$dY = C_y(\alpha) \frac{\rho W^2}{2} b dr.$$

Элементарная сила сопротивления совпадает по направлению с вектором скорости $\vec{W}$:

$$dX = C_{xp}(\alpha) \frac{\rho W^2}{2} b dr,$$

$\alpha = \varphi + \beta^*$ — угол атаки сечения лопасти;

φ — угол установки сечения лопасти по отношению к КПВ;

β^* — угол притекания.

Если принять зависимость $C_y(\alpha) = a_\infty \sin(\varphi + \beta^*)$, то

$$dY \approx \alpha_\infty (\varphi U_x + U_y) \frac{\rho W}{2} b dr.$$

Вычислим проекции аэродинамических сил на КПВ и ось OY_1 :

$$dY_1 = dY \cos \beta^* + dX \sin \beta^* = dY \frac{U_x}{W} + dX \frac{U_y}{W};$$

$$dQ = dY \sin \beta^* - dX \cos \beta^* = dY \frac{U_y}{W} - dX \frac{U_x}{W}.$$

Из рис. 10.2 следует, что элементарные компоненты сил и крутящего момента в связанной системе координат выражаются следующими формулами, полученными Локком

$$dT = \frac{1}{2} b \rho a_\infty (\varphi U_x^2 + U_x U_y) dr; \quad (10.1)$$

$$dM_y = \frac{1}{2} b \rho [C_{xp} U_x^2 - a_\infty (\varphi U_x U_y + U_y^2) r] dr; \quad (10.2)$$

$$dH = \frac{dM_y}{r} \sin \psi - \beta dT \cos \psi; \quad (10.3)$$

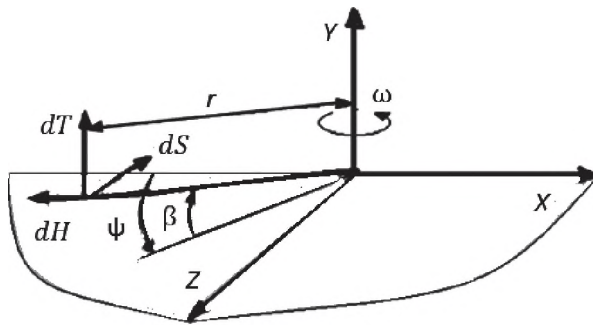


Рис. 10.2

$$dS = -\frac{dM_y}{r} \cos \psi - \beta dT \sin \psi. \quad (10.4)$$

При вращении фюзеляжа с угловой скоростью $\vec{\Omega}$ на диске винта появляются дополнительные компоненты скорости (рис. 10.3, а, б)*

$$\Delta U_y = r(\Omega_x \sin \psi + \Omega_z \cos \psi).$$

Окончательно выражения для скоростей примут вид:

$$U_x = \omega r + \mu \omega R \sin \psi; \quad (10.5)$$

$$U_y = \omega R(\lambda - \mu \beta \cos \psi) - \frac{d\beta}{dt} + r(\Omega_x \sin \psi + \Omega_z \cos \psi); \quad (10.6)$$

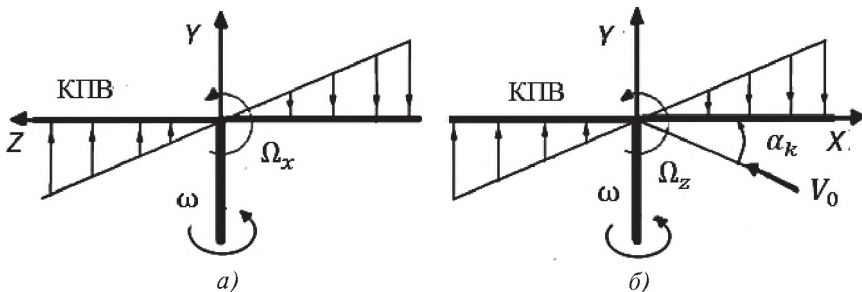


Рис. 10.3

* Здесь и далее по всей работе нумерация рисунков для удобства понимания соответствует нумерации глав, разделов и формул.

$$\varphi = \varphi_7 + \varphi(r) - \delta_z \cos \psi - \delta_x \sin \psi - k\beta(\psi), \quad (10.7)$$

где μ, λ — безразмерные коэффициенты режима полёта,

$$\mu = \frac{V \cos \alpha_k}{\omega R}; \quad \lambda = \frac{V \sin \alpha_k - v}{\omega R};$$

$\varphi(r)$ — геометрическая крутка лопасти;

v — местная индуктивная скорость;

$\delta_z \cos \psi, \delta_x \sin \psi$ — изменение угла установки лопасти за счёт продольного и бокового наклона автомата перекоса;

φ_7 — угол установки лопасти в характерном сечении;

k — коэффициент компенсатора взмаха.

Для вычисления сил, действующих на элемент лопасти, и их последующего интегрирования необходимо знать зависимость $\beta(\psi)$ для заданного режима полёта.

11. УРАВНЕНИЕ МОМЕНТОВ ОТНОСИТЕЛЬНО ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ШАРНИРА

Здесь предлагается упрощенный вывод линейного дифференциального уравнения движения лопасти относительно горизонтального шарнира. Система координат расположена в центре втулки и вращается с угловой скоростью

$$\vec{\Omega} = \Omega_x \vec{i} + \Omega_y \vec{j} + \Omega_z \vec{k}.$$

Движения относительно горизонтального и вертикального шарниров считаются независимыми. Значения параметров $X_T, Y_T, L_{\text{тш}}$ считаются равными нулю. Такая модель позволяет значительно упростить задачу. Более полный вывод уравнения движения выходит за рамки нашего курса.

На рис. 11.1 показаны элементарные силы, действующие в сечении лопасти при вращении системы координат с угловой скоростью $\vec{\Omega}$.

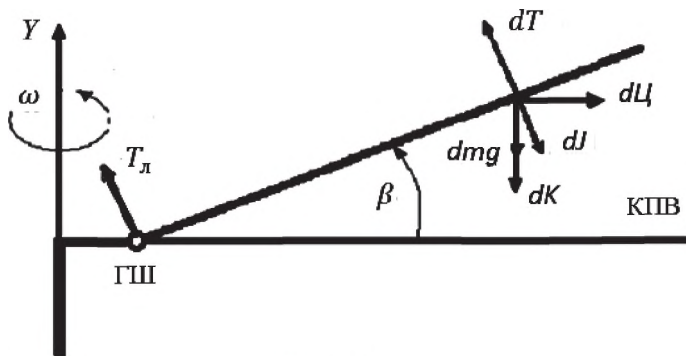


Рис. 11.1

Запишем последовательно выражения для моментов массовых сил.

1. Момент инерционных сил:

$$\int_0^R m \frac{d^2\beta}{dt^2} r^2 dr = J_{\text{ГШ}} \frac{d^2\beta}{dt^2}.$$

2. Момент центробежных сил:

$$\int_0^R m \omega^2 r^2 \sin \beta \cos \beta dr \approx J_{\text{ГШ}} \omega^2 \beta,$$

если принять $\sin \beta \approx \beta$, $\cos \beta \approx 1$.

3. Момент от веса лопасти:

$$\int_0^R mgr dr = S_{\text{ГШ}}.$$

4. Момент от подъёмной силы:

$$\int_0^R dTr.$$

Поскольку элемент лопасти совершает сложное движение, вызванное вращением системы со скоростью $\vec{\Omega}$ и относительное дви-

жение со скоростью $\vec{V}_{\text{отн}}$, то на элемент лопасти будут действовать ускорения Кориолиса $\vec{A}_c = 2(\vec{\Omega} \times \vec{V}_{\text{отн}})$.

Проекции вектора $\vec{V}_{\text{отн}}$ на подвижную систему координат будут иметь вид:

$$1) V_{x_{\text{отн}}} = r \left(\omega \sin \psi + \frac{d\beta}{dt} \sin \beta \cos \psi \right);$$

$$2) V_{y_{\text{отн}}} = r \frac{d\beta}{dt} \cos \beta;$$

$$3) V_{z_{\text{отн}}} = r \left(\omega \cos \psi - \frac{d\beta}{dt} \sin \beta \sin \psi \right).$$

Раскрывая векторное произведение, получим элементарный момент Кориолисовых сил относительно горизонтального шарнира:

$$dK_c = m\omega r^2 [\bar{\Omega}_y \sin 2\beta + 2(\cos \beta)^2 (\bar{\Omega}_z \sin \psi - \bar{\Omega}_x \cos \psi)].$$

Полагая $\bar{\Omega}_y \sin 2\beta \approx 0$, поскольку $\omega \gg \Omega_y$, $\cos \beta \approx 1$ и проводя интегрирование по длине лопасти, получаем:

$$K_c = 2J_{\text{гш}} \omega (\bar{\Omega}_z \sin \psi - \bar{\Omega}_x \cos \psi).$$

Учитывая, что $\psi - \omega t$, перейдём от дифференцирования по времени к дифференцированию по азимуту, тогда:

$$\frac{d\beta}{dt} = \frac{d\beta}{d\psi} \frac{d\psi}{dt} = \omega \frac{d\beta}{d\psi}; \quad \frac{d^2\beta}{dt^2} = \omega^2 \frac{d^2\beta}{d\psi^2}.$$

Поделив все слагаемые на $J_{\text{гш}} \omega^2$ получим дифференциальное уравнение в виде:

$$\frac{d^2\beta}{d\psi^2} + \beta = \frac{1}{J_{\text{гш}} \bar{\omega}^2} \int_0^R dT + 2 \frac{\Omega_z}{\omega} \sin \psi - 2 \frac{\Omega_x}{\omega} \cos \psi - \frac{S_{\text{гш}}}{J_{\text{гш}} \omega^2}. \quad (11.1)$$

Подставляя полученное ранее выражение (10.1) и проводя интегрирование, получаем уравнение махового движения в окончательном виде:

$$\frac{d^2\beta}{d\psi^2} + \gamma \left(\frac{1}{4} + \frac{\mu}{3} \sin \psi \right) \frac{d\beta}{d\psi} + \left[1 + \frac{k\gamma(1+\mu^2)}{4} + \frac{\gamma\mu}{3} \cos \psi + \frac{2k\gamma\mu}{3} \sin \psi - \right. \\ \left. - \frac{k\gamma\mu^2}{4} \cos 2\psi + \frac{\gamma\mu^2}{4} \sin 2\psi \right] \beta = F_{\text{в}}(\psi). \quad (11.2)$$

$$F_{\text{в}}(\psi) = \sum_{k=0}^3 F_{kC} \cos k\psi + F_{kS} \sin k\psi. \quad (11.3)$$

Выражения для коэффициентов тригонометрического ряда (11.3) имеют вид:

$$F_0 = \gamma \left[\frac{\varphi_7(1+\mu^2)}{4} + \frac{\lambda_0}{3} + \frac{\mu(\Omega_x - 2)\delta_x}{6} \right]; \quad F_{1C} = \gamma \left[\frac{\Omega_z}{4} + \frac{2\Omega_x}{\gamma} - \frac{(2+\mu^2)\delta_z}{8} \right];$$

$$F_{1S} = \gamma \left[\frac{\mu(4\varphi_7 + 3\lambda_0)}{6} + \frac{\Omega_x}{4} - \frac{2\Omega_z}{\gamma} - \frac{(2+3\mu^2)\delta_x}{8} \right];$$

$$F_{2C} = -\gamma\mu \left(\frac{\varphi_7\mu}{4} - \frac{\delta_x}{3} - \frac{\Omega_x}{6} \right); \quad F_{2S} = -\gamma\mu \left(\frac{\delta_z}{3} - \frac{\Omega_z}{6} \right);$$

$$F_{3C} = \frac{\gamma\mu^2\delta_z}{8}; \quad F_{3S} = \frac{\gamma\mu^2\delta_x}{8};$$

$$\gamma = \frac{bpa_{\infty}R^4}{2J_{\text{гш}}} \text{ — массовая характеристика лопасти является пара-}$$

метром подобия для уравнения махового движения.

Полученное уравнение относится к классу линейных дифференциальных уравнений с периодическими коэффициентами (уравнение Матье). Общее решение этого уравнения складывается из собственного и вынужденного движения лопасти:

$$\beta(\psi) = \beta_{\text{соб}}(\psi) + \beta_{\text{вын}}(\psi).$$

Анализ собственного движения лопасти показывает, что оно устойчиво при определённых сочетаниях γ, k, μ и достаточно демпфировано в рабочем диапазоне параметров. Поскольку правая часть уравнения $F_{\text{в}}(\psi)$ является периодической функцией периода 2π , то его приближенное решение следует искать в форме тригонометрического ряда:

$$\beta_{\text{вын}}(\psi) = a_0 - \sum_{k=1}^n a_k \cos k\psi + b_k \sin k\psi.$$

Достаточно точное приближение можно получить при сохранении трех первых членов этого ряда. Из более точных расчётов, выполненных до $\mu < 0,3$, а также из экспериментов, получено, что амплитуды высших гармоник быстро убывают. Обычно имеет место соотношение:

$$\frac{a_2}{a_1} \approx \frac{b_2}{b_1} \approx 0,1.$$

Подставляя решение $\beta_{\text{вын}}(\psi)$ и его производные в уравнение махового движения лопасти и приравнивая коэффициенты при одинаковых гармониках, получаем формулы для вычисления трех первых коэффициентов ряда в зависимости от параметров системы для винта без компенсатора взмаха:

$$a_0 = \gamma \left[\frac{\lambda}{3} + \frac{\varphi_7(1+\mu^2)}{4} \right] - \frac{\gamma^2 \delta_x \mu}{3} + \frac{\Omega_x \gamma \mu}{6\omega} - \frac{S_{\text{гш}}}{J_{\text{гш}} \omega^2}.$$

$$a_1 = \frac{\left(2\lambda_0 + \frac{8\varphi_7}{3} \right) \mu - \frac{8\Omega_z}{\gamma\omega} \delta_x}{1 - \frac{\mu^2}{2}}.$$

$$b_1 = \frac{\frac{4\mu a_0}{3} - \frac{\Omega_z}{\omega} - \frac{8\Omega_x}{\gamma\omega} - \delta_z}{1 + \frac{\mu^2}{2}}.$$

Полученные выражения используют при выводе интегральных формул для сил и моментов, приходящих со стороны винта.

На рис. 11.2 и 11.3 представлено сравнение коэффициентов махового движения вертолета по скорости полёта μ , вычисленным по интегральным формулам для винта, имеющего компенсатор взмаха $k = 0,5$. Индексом «м» обозначен расчёт по более точной модели МВЗ им. М. Л. Миля. Если маховое движение лопастей описывается первой гармоникой тригонометрического ряда, то через концевые сечения лопастей всегда можно провести плоскость плоскость концов лопастей (ПКЛ).

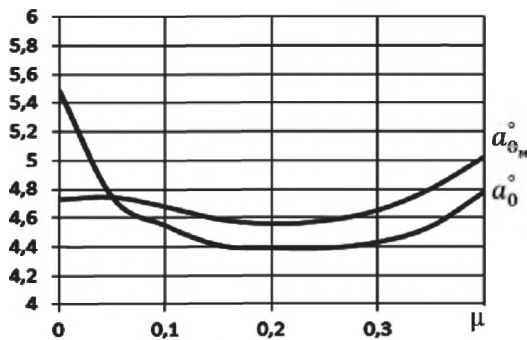


Рис. 11.2

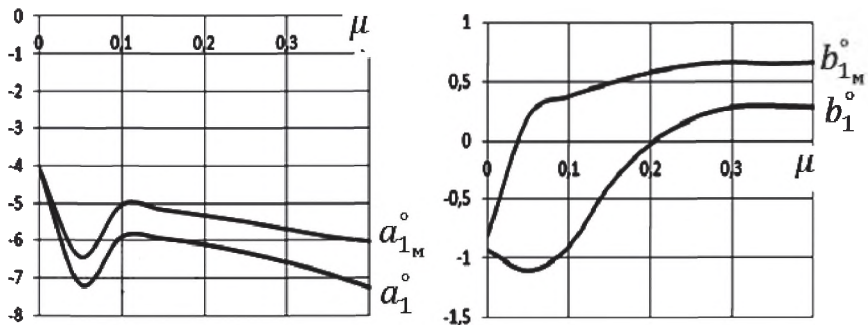


Рис. 11.3

При этом равнодействующая сил на несущем винте $\vec{R}_{\text{нв}}$ будет перпендикулярна этой плоскости и можно рассматривать движение не каждой лопасти в отдельности, а движение оси конуса несущего винта в целом.

Тогда

a_0 — угол конусности несущего винта;

a_1 — продольный наклон конуса;

b_1 — боковой наклон конуса.

Рассмотрим поведение оси конуса на режиме висения $\mu = 0$.

При вращении вертолѐта с угловой скоростью Ω_z (рис. 11.4 и 11.5)

равнодействующая отстаѐт от вала на величину $-\frac{8\Omega_z}{\gamma\omega}$ и отклоня-

ется влево на величину $\frac{\Omega_z}{\omega}$. Это приводит к появлению продольной и боковой силы на втулке винта и, следовательно, к появлению демпфирующего момента тангажа $M_z^{\Omega_z}$ и момента крена M_x относительно центра масс вертолѐта.

При отклонении автомата перекоса δ_z в продольном направлении появляется боковая сила S и момент крена M_x . При откло-

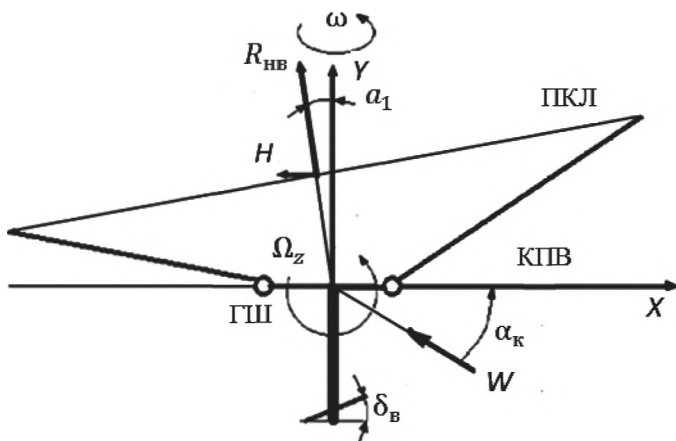


Рис. 11.4

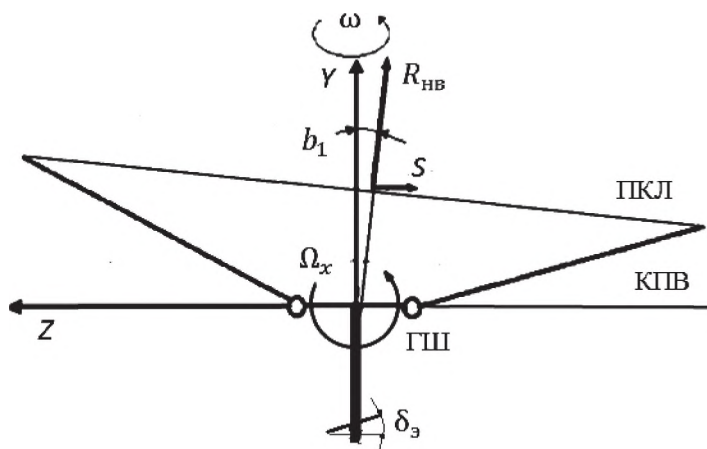


Рис. 11.5

нении автомата перекоса δ_x в боковом направлении появляется продольная сила H и момент тангажа M_z .

Эти свойства винта приводят к неправильной фазировке демпфирующих и управляющих моментов. Для устранения этого явления в закон управления углом установки по азимуту вводят два параметра:

$$\varphi(\psi) = \varphi_{\text{ош}} - k\beta(\psi) - \delta_z \cos(\psi + \psi_0) - \delta_x \sin(\psi + \psi_0),$$

где k — коэффициент компенсатора взмаха;

ψ_0 — угол опережения управления.

С точки зрения теории автоматического регулирования (ТАР) k является коэффициентом обратной связи, а ψ_0 — фазовой компенсацией. Рассмотрим решение уравнения махового движения при $\mu = 0$, $k \neq 0$, $\delta_x \neq 0$, $\delta_z \neq 0$, $\Omega_x \neq 0$, $\Omega_z \neq 0$:

$$a_0 = \frac{\gamma \left(\varphi_7 + \frac{4\lambda_0}{3} \right)}{4 + k\gamma};$$

$$a_1 = -D_2\delta_{\vartheta} + D_1\delta_{\varphi} - \frac{1}{1+k^2} \left[\left(k + \frac{8}{\gamma} \right) \Omega_z + \left(\frac{8k}{\gamma} - 1 \right) \Omega_x \right];$$

$$b_1 = D_1\delta_{\varphi} + D_2\delta_{\vartheta} - \frac{1}{1+k^2} \left[\left(k + \frac{8}{\gamma} \right) \Omega_x + \left(\frac{8k}{\gamma} - 1 \right) \Omega_z \right],$$

$\delta_{\vartheta}, \delta_{\varphi}$ — отклонение автомата перекоса относительно осей, повернутых на угол ψ_0 ;

$$D_1 = \frac{R_{\text{ап}}(k \cos \psi_0 - \sin \psi_0)}{r_{\text{оп}}(1+k^2)}; \quad D_2 = \frac{R_{\text{ап}}(\cos \psi_0 + k \sin \psi_0)}{r_{\text{оп}}(1+k^2)}.$$

Для правильной фазировки демпфирующих и управляющих моментов необходимо выполнить условия:

$$\frac{da_1}{d\Omega_x} = \frac{db_1}{d\Omega_z} = \frac{da_1}{d\delta_{\vartheta}} = \frac{db_1}{d\delta_{\varphi}} = 0.$$

Легко заметить, что это условие выполняется при

$$k = \frac{\gamma}{8} \text{ и } \operatorname{tg} \psi_0 = -\frac{1}{k}.$$

При этом $D_1 = \frac{R_{\text{ап}}}{r_{\text{оп}}\sqrt{1+k^2}}; \quad D_2 = 0.$

Однако правильная фазировка на режимах горизонтального полёта при выбранных параметрах обеспечиваться не будет.

Для вертолётa МИ-8 при $k = 0,5; \gamma = 4,8; D_1 = 1,78; D_2 = 0,144.$

12. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ И КРУТЯЩИЙ МОМЕНТ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Аэродинамические силы и момент определяются из формул подобия, которые применительно к винту вертолётa имеют вид:

$$T = C_T \frac{\rho(\omega R)^2}{2} \pi R^2; \quad H = C_H \frac{\rho(\omega R)^2}{2} \pi R^2;$$

$$S = C_S \frac{\rho(\omega R)^2}{2} \pi R^2; \quad M_K = m_K \frac{\rho(\omega R)^2}{2} \pi R^3.$$

Интегрируя по диску винта полученные ранее выражения для элементарных сил и момента, находим формулы для коэффициентов C_T , C_H , C_S , m_K . В безразмерном виде эти выражения будут записаны так:

$$C_T = \frac{\sigma}{2\pi} \int_0^1 \int_0^{2\pi} dY(r, \psi) U_x(r, \psi) d\psi dr;$$

$$C_H = -\frac{\sigma}{2\pi} \int_0^1 \int_0^{2\pi} dY(r, \psi) (U_y \sin \psi + U_x \beta(\psi) \cos \psi) d\psi dr;$$

$$C_S = \frac{\sigma}{2\pi} \int_0^1 \int_0^{2\pi} dY(r, \psi) (U_y \cos \psi - U_x \beta(\psi) \sin \psi) d\psi dr;$$

$$m_{Ki} = -\frac{\sigma}{2\pi} \int_0^1 \int_0^{2\pi} dY(r, \psi) U_x(r, \psi) U_y(r, \psi) d\psi dr;$$

$$m_{Kp} = \frac{\sigma}{2\pi} \int_0^1 \int_0^{2\pi} C_{xp}(r, \psi) U_x^2(r, \psi) d\psi dr;$$

$$dY(r, \psi) = a_\infty (\varphi(\psi) U_x(r, \psi) + U_y(r, \psi)).$$

Здесь $a_\infty = \frac{dC_y}{d\alpha}$ характеристика профиля лопасти винта;

$\sigma = \frac{Klb}{\pi R}$ коэффициент заполнения винта;

K — число лопастей винта.

В результате интегрирования получаются следующие выражения:

$$C_T = a_\infty \sigma \left[(\varphi_7 - k a_0) \left(\frac{1}{3} + \frac{\mu^2}{2} \right) + \frac{\lambda_0}{2} + \frac{\Omega_x + 2(k b_1 - \delta_x)}{4} \right];$$

$$C_h = C_T a_1 + \frac{C_{xp} \sigma}{4} \mu + F_h(\varphi_7, \Omega_x, \Omega_z, \delta_x, \delta_y, a_0, a_1, b_1);$$

$$C_s = C_T b_1 + F_s(\varphi_7, \Omega_x, \Omega_z, \delta_x, \delta_y, a_0, a_1, b_1);$$

$$m_{ki} = -C_T \lambda_0 + F_m(\varphi_7, \Omega_x, \Omega_z, \delta_x, \delta_y, a_0, a_1, b_1);$$

$$m_{kp} = \frac{C_{xp} \sigma_7 (1 + 3\mu^2)}{4}.$$

На рис. 12.1 представлена зависимость коэффициентов продольной $\frac{C_h}{C_T}$, и боковой $\frac{C_s}{C_T}$ силы несущего винта вертолѐта от скорости полѐта μ при $x_T = -0,232$ м.

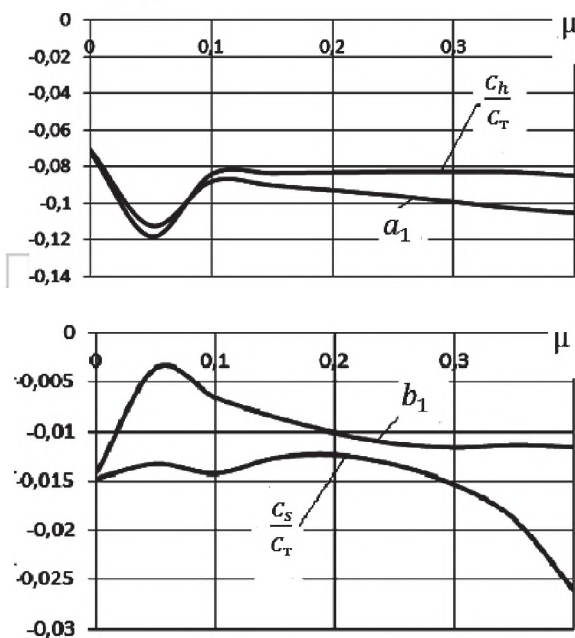


Рис. 12.1

На рис. 12.2 представлена зависимость коэффициентов продольной $\frac{C_h}{C_T}$, и боковой $\frac{C_s}{C_T}$ силы несущего винта вертолѐта от скорости полѐта при $x_T = -0,232$ м.

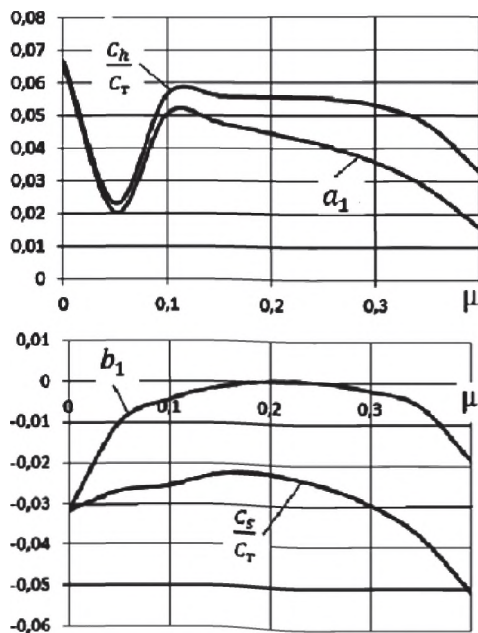


Рис. 12.2

13. МОМЕНТ НА ВТУЛКЕ ОТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ

Элементарные моменты на втулке от аэродинамических сил относительно связанных осей (рис. 13.1) будут иметь следующий вид:

$$dm_z = -\bar{L}_{\text{гш}} dY(r, \psi) U_x(r, \psi) \cos \psi dr; \quad (13.1)$$

$$dm_x = -\bar{L}_{\text{гш}} dY(r, \psi) U_x(r, \psi) \sin \psi dr, \quad (13.2)$$

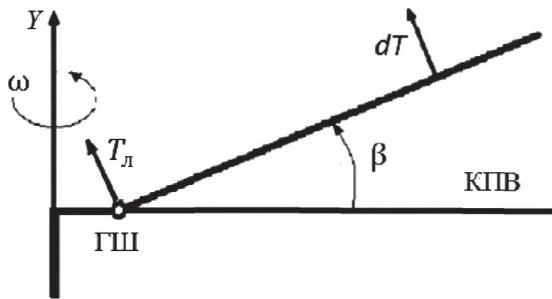


Рис. 13.1

$\bar{L}_{\text{ГШ}}$ – относительный разнос горизонтальных шарниров.

Проинтегрируем выражения (13.1) и (13.2) по всему диску:

$$\Delta m_z = -\frac{\bar{L}_{\text{ГШ}}\sigma}{2\pi} \int_0^1 \int_0^{2\pi} dY(r, \psi) U_x(r, \psi) \cos \psi d\psi dr;$$

$$\Delta m_x = -\frac{\bar{L}_{\text{ГШ}}\sigma}{2\pi} \int_0^1 \int_0^{2\pi} dY(r, \psi) U_x(r, \psi) \sin \psi d\psi dr.$$

Коэффициенты суммарного момента, действующего на вертолёт со стороны винта, запишем так:

$$m_z = C_h \bar{y}_T + \Delta m_z; \quad m_x = C_s \bar{y}_T + \Delta m_x.$$

Формулы для коэффициентов $C_h, C_s, \Delta m_z, \Delta m_x$ имеют сложную зависимость от параметров полёта, поэтому в приближённых расчётах принимают:

$$m_z \approx C_T a_1 \left(\bar{y}_T + \frac{\bar{L}_{\text{ГШ}}}{2a_0} \right); \quad m_x \approx C_T b_1 \left(\bar{y}_T + \frac{\bar{L}_{\text{ГШ}}}{2a_0} \right).$$

На рис. 13.2 и 13.3 представлены расчётные зависимости $\frac{m_z}{\sigma}$ и $\frac{m_x}{\sigma}$, полученные на МВЗ им. Миля, а также приближённые зависимости, используемые в общей практике.

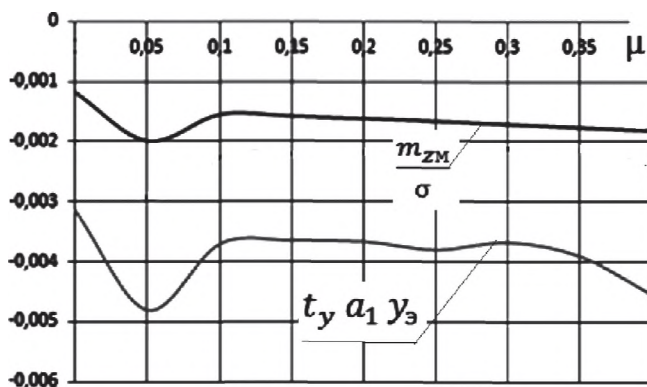


Рис. 13.2

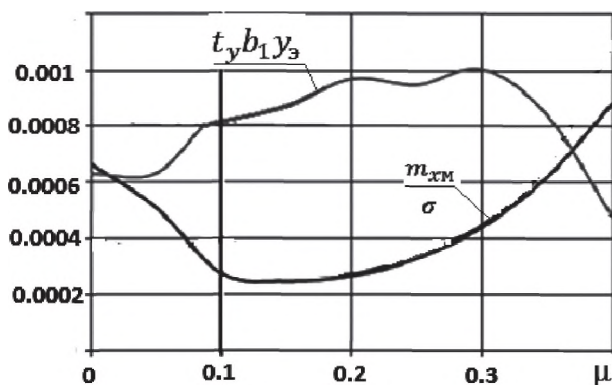


Рис. 13.3

14. ЛИНЕЙНАЯ МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ ВЕРТОЛЁТА В СВЯЗАННОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ

Линейная модель вертолётa строится на базе уравнений движения твёрдого тела. За исходный выбирается любой квазиустановившийся режим полёта. Полученная линейная система дифференциальных уравнений будет описывать движение в окрестности исходного режима при условии, что изменения параметров полёта будут малыми. Общая задача условно разделяется на продольное и

боковое движения, предположительно слабо зависящие друг от друга.

При выводе уравнений воспользуемся обычными правилами линеаризации, а именно:

1) углы ϑ, γ, ψ считаются малыми, так что:

$$\cos \vartheta \approx \cos \gamma \approx \cos \psi \approx 1; \sin \vartheta \approx \vartheta; \sin \gamma \approx \gamma; \sin \psi \approx \psi;$$

2) произведения двух и более производных приблизительно равны нулю.

Поскольку уравнения движения твердого тела получены в неинерциальной системе координат, то в них будут присутствовать дополнительные инерционные силы. Запишем уравнения движения твёрдого тела в следующем виде:

$$1) \quad m \left(\frac{dV_{x0}}{dt} + \Omega_y V_{z0} - \Omega_z V_{y0} \right) = F_{xa} - mg \sin \vartheta;$$

$$2) \quad m \left(\frac{dV_{y0}}{dt} + \Omega_z V_{x0} - \Omega_x V_{z0} \right) = F_{ya} - mg \cos \vartheta;$$

$$3) \quad m \left(\frac{dV_{z0}}{dt} + \Omega_x V_{y0} - \Omega_y V_{x0} \right) = F_{za} - mg \sin \gamma;$$

$$4) \quad J_x \frac{d\Omega_x}{dt} - \Omega_y \Omega_z (J_y - J_z) + \left(\Omega_x \Omega_z - \frac{d\Omega_y}{dt} \right) J_{xy} = M_{xa};$$

$$5) \quad J_y \frac{d\Omega_y}{dt} - \Omega_x \Omega_z (J_x - J_z) + \left(\Omega_y \Omega_z - \frac{d\Omega_x}{dt} \right) J_{xy} = M_{ya};$$

$$6) \quad J_z \frac{d\Omega_z}{dt} - \Omega_x \Omega_y (J_x - J_y) + \left(\Omega_x^2 - \Omega_y^2 \right) J_{xy} = M_{za}.$$

Пусть в момент времени t_0 движение твёрдого тела определяется параметрами: $V_{x0}, V_{y0}, V_{z0}, \Omega_{x0}, \Omega_{y0}, \Omega_{z0}$.

Если в этот момент времени силы и моменты получают приращения: $\Delta F_x, \Delta F_y, \Delta F_z, \Delta M_x, \Delta M_y, \Delta M_z$ тогда параметры движения также получают приращения:

$$\begin{aligned} V_{x0} + \Delta V_x(t), V_{y0} + \Delta V_y(t), V_{z0} + \Delta V_z(t), \\ \Omega_{x0} + \Delta \Omega_x(t), \Omega_{y0} + \Delta \Omega_y(t), \Omega_{z0} + \Delta \Omega_z(t). \end{aligned} \quad (14.1)$$

Подставляя выражения (14.1) в левые части уравнений движения твердого тела 1—6 и проводя необходимые операции при линеаризации, получаем:

$$1) \quad m \frac{d\Delta V_x}{dt} = \Delta F_{xa} + \Delta F_{xi} - mg\vartheta;$$

$$2) \quad m \frac{d\Delta V_y}{dt} = \Delta F_{ya} + \Delta F_{yi} - mg;$$

$$3) \quad m \frac{d\Delta V_z}{dt} = \Delta F_{za} + \Delta F_{zi} - mg\gamma;$$

$$4) \quad J_x \frac{d\Delta \Omega_x}{dt} - J_{xy} \frac{d\Delta \Omega_y}{dt} = \Delta M_{xa} + \Delta M_{xi};$$

$$5) \quad J_y \frac{d\Delta \Omega_y}{dt} - J_{xy} \frac{d\Delta \Omega_x}{dt} = \Delta M_{ya} + \Delta M_{yi};$$

$$6) \quad J_z \frac{d\Delta \Omega_z}{dt} = \Delta M_{za} + \Delta M_{zi}.$$

Разрешив 4-е и 5-е уравнения относительно производных

$\frac{d\Delta \Omega_x}{dt}, \frac{d\Delta \Omega_y}{dt}$, окончательно получим:

$$1) \quad \frac{d\Delta V_x}{dt} = \Delta \bar{F}_{xa} + \Delta \bar{F}_{xi} - g\vartheta;$$

$$2) \quad \frac{d\Delta V_y}{dt} = \Delta \bar{F}_{ya} + \Delta \bar{F}_{yi} - g;$$

$$3) \quad \frac{d\Delta V_z}{dt} = \Delta \bar{F}_{za} + \Delta \bar{F}_{zi} - g\gamma;$$

$$4) \frac{d\Delta\Omega_x}{dt} = \Delta\bar{M}_{xa} + \Delta\bar{M}_{xi};$$

$$5) \frac{d\Delta\Omega_y}{dt} = \Delta\bar{M}_{ya} + \Delta\bar{M}_{yi};$$

$$6) \frac{d\Delta\Omega_z}{dt} = \Delta\bar{M}_{za} + \Delta\bar{M}_{zi};$$

$$\Delta\bar{F}_{xa} = \frac{\Delta F_{xa}}{m}; \Delta\bar{F}_{ya} = \frac{\Delta F_{ya}}{m}; \Delta\bar{F}_{za} = \frac{\Delta F_{za}}{m}; \Delta\bar{M}_{za} = \frac{\Delta M_{za}}{J_z};$$

$$\Delta\bar{M}_{xa} = \frac{J_y \Delta M_{xa} + J_{xy} \Delta M_{ya}}{\Delta_0}; \Delta\bar{M}_{ax} = \frac{J_x \Delta M_{ya} + J_{xy} \Delta M_{xa}}{\Delta_0}.$$

Выражения для инерционных сил и моментов определяются режимом полёта, на котором производится линеаризация уравнений движения, а также геометрией фюзеляжа через коэффициенты C_k :

$$\Delta\bar{F}_{xi} = V_{y0} \Delta\Omega_z - V_{z0} \Delta\Omega_y + \Omega_{z0} \Delta V_y - \Omega_{y0} \Delta V_z;$$

$$\Delta\bar{F}_{yi} = V_{z0} \Delta\Omega_x - V_{x0} \Delta\Omega_z + \Omega_{x0} \Delta V_z - \Omega_{z0} \Delta V_x;$$

$$\Delta\bar{F}_{zi} = V_{x0} \Delta\Omega_y - V_{y0} \Delta\Omega_x + \Omega_{y0} \Delta V_x - \Omega_{x0} \Delta V_y;$$

$$\Delta\bar{M}_{xi} = -C_1 \Omega_{z0} \Delta\Omega_x + (C_2 \Omega_{y0} - C_1 \Omega_{x0}) \Delta\Omega_z + C_2 \Omega_{z0} \Delta\Omega_y;$$

$$\Delta\bar{M}_{yi} = -C_3 \Omega_{z0} \Delta\Omega_x - (C_3 \Omega_{x0} - C_1 \Omega_{y0}) \Delta\Omega_z + C_1 \Omega_{z0} \Delta\Omega_y;$$

$$\Delta\bar{M}_{zi} = (C_4 \Omega_{y0} + C_5 \Omega_{x0}) \Delta\Omega_x + (C_4 \Omega_{x0} - C_5 \Omega_{y0}) \Delta\Omega_y.$$

Применительно к фюзеляжу вертолётa коэффициенты C_k имеют вид:

$$C_1 = \frac{J_{xy}(J_x + J_y - J_z)}{\Delta_0}; \quad C_2 = \frac{J_y(J_y - J_z) + J_{xy}^2}{\Delta_0};$$

$$C_3 = \frac{J_x(J_x - J_z) + J_{xy}^2}{\Delta_0}; \quad C_4 = \frac{J_x - J_y}{J_z}; \quad C_5 = \frac{2J_{xy}}{J_z}; \quad \Delta_0 = J_x J_y - J_{xy}^2.$$

При линеаризации уравнений связи предполагается, что изменение углов ϑ, γ, ψ происходит только за счёт вращения фюзеляжа с угловыми скоростями $\Delta\Omega_x, \Delta\Omega_y, \Delta\Omega_z$, тогда:

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \Omega_y \sin \gamma + \Omega_z \cos \gamma; \quad \frac{d\gamma}{dt} = \Omega_x - \frac{\sin \vartheta (\Omega_y \cos \gamma - \Omega_z \sin \gamma)}{\cos \vartheta};$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{\Omega_y \cos \gamma - \Omega_z \sin \gamma}{\cos \vartheta}.$$

Тогда:

- 1) $\frac{d\vartheta}{dt} = \Delta\Omega_y \sin \gamma_0 + \Delta\Omega_z \cos \gamma_0;$
- 2) $\frac{d\gamma}{dt} = \Delta\Omega_x - \tan \vartheta_0 (\Delta\Omega_y \cos \gamma_0 - \Delta\Omega_z \sin \gamma_0);$
- 3) $\frac{d\psi}{dt} = \frac{\Delta\Omega_y \cos \gamma_0 - \Delta\Omega_z \sin \gamma_0}{\cos \vartheta_0}.$

Обычно третье уравнение связи не используется, так как силы и моменты, действующие на фюзеляж, не зависят от угла курса ψ .

При линеаризации выражений для аэродинамических сил и моментов считается, что всегда имеются аналитические выражения, описывающие их изменения в функции параметров полёта и управлений. Поэтому в качестве приращений сил и моментов берутся первые члены разложения в ряд Тейлора функции многих переменных по этим параметрам.

Полная линейная модель движения будет содержать большое число перекрёстных связей, что значительно усложняет исследо-

вания, не всегда приводя к увеличению точности. В отличие от самолета на вертолёте имеют место большое количество перекрёстных связей, обусловленных динамикой несущего винта и системой управления. В практике обычно движения разделяют на продольное движение и боковое, считая их условно независимыми.

Уравнения продольного движения при этом принимают следующий вид:

$$1) \frac{d\Delta V_x}{dt} = \bar{X}^{V_x} \Delta V_x + \bar{X}^{V_y} \Delta V_y + \bar{X}^{\Omega_x} \Delta \Omega_x + \bar{X}^{\omega} \Delta \omega + \bar{X}^{\vartheta} \Delta \vartheta + \\ + \bar{X}^{\delta_B} \Delta \delta_B + \bar{X}^{\varphi_{\text{ош}}} \Delta \varphi_{\text{ош}};$$

$$2) \frac{d\Delta V_y}{dt} = \bar{Y}^{V_x} \Delta V_x + \bar{Y}^{V_y} \Delta V_y + \bar{Y}^{\Omega_z} \Delta \Omega_z + \bar{Y}^{\omega} \Delta \omega + \\ + \bar{Y}^{\delta_B} \Delta \delta_B + \bar{Y}^{\varphi_{\text{ош}}} \Delta \varphi_{\text{ош}};$$

$$3) \frac{d\Delta \Omega_z}{dt} = \bar{M}_z^{V_x} \Delta V_x + \bar{M}_z^{V_y} \Delta V_y + \bar{M}_z^{\Omega_z} \Delta \Omega_z + \bar{M}_z^{\omega} \Delta \omega + \\ + \bar{M}_z^{\delta_B} \Delta \delta_B + \bar{M}_z^{\varphi_{\text{ош}}} \Delta \varphi_{\text{ош}};$$

$$4) \frac{d\Delta \omega}{dt} = \bar{M}_K^{V_x} \Delta V_x + \bar{M}_K^{V_y} \Delta V_y + \bar{M}_K^{\Omega_z} \Delta \Omega_z + \bar{M}_K^{\omega} \Delta \omega + \\ + \bar{M}_K^{\delta_B} \Delta \delta_B + \bar{M}_K^{\varphi_{\text{ош}}} \Delta \varphi_{\text{ош}} + \bar{M}_K^{\xi} \Delta \xi_{\text{дв}};$$

$$5) \frac{d\Delta \vartheta}{dt} = \Delta \Omega_z.$$

Уравнения бокового движения будут следующими:

$$1) \frac{d\Delta V_z}{dt} = \bar{Z}^{V_z} \Delta V_z + \bar{Z}^{\Omega_y} \Delta \Omega_y + \bar{Z}^{\Omega_x} \Delta \Omega_x + \bar{Z}^{\gamma} \Delta \gamma + \bar{Z}^{\delta_\vartheta} \Delta \delta_\vartheta + \bar{Z}^{\delta_H} \Delta \delta_H;$$

$$2) \frac{d\Delta \Omega_x}{dt} = \bar{M}_x^{V_z} \Delta V_z + \bar{M}_x^{\Omega_x} \Delta \Omega_x + \bar{M}_x^{\Omega_y} \Delta \Omega_y + \bar{M}_x^{\delta_\vartheta} \Delta \delta_\vartheta + \bar{M}_x^{\delta_H} \Delta \delta_H;$$

$$3) \frac{d\Delta\Omega_y}{dt} = \bar{M}_y^V \Delta V_z + \bar{M}_y^{\Omega_x} \Delta\Omega_x + \bar{M}_y^{\Omega_y} \Delta\Omega_y + \bar{M}_y^{\delta_\sigma} \Delta\delta_\sigma + \bar{M}_y^{\delta_H} \Delta\delta_H;$$

$$4) \frac{d\Delta\gamma}{dt} = \Delta\Omega_x - \tan \vartheta_0 \cos \gamma_0 \Delta\Omega_y.$$

Ко всем производным, входящим в уравнения при наличии исходного вращения добавляются инерционные слагаемые.

На (рис. 14.1) представлены зависимости производных: $\bar{X}^{V_x}, \bar{M}_z^{V_x}, \bar{M}_z^{V_y}, \bar{M}_z^{\Omega_z}, \bar{M}_x^{\Omega_x}, \bar{M}_y^{\Omega_y}$ вертолёта МИ-8 по скорости полёта μ .

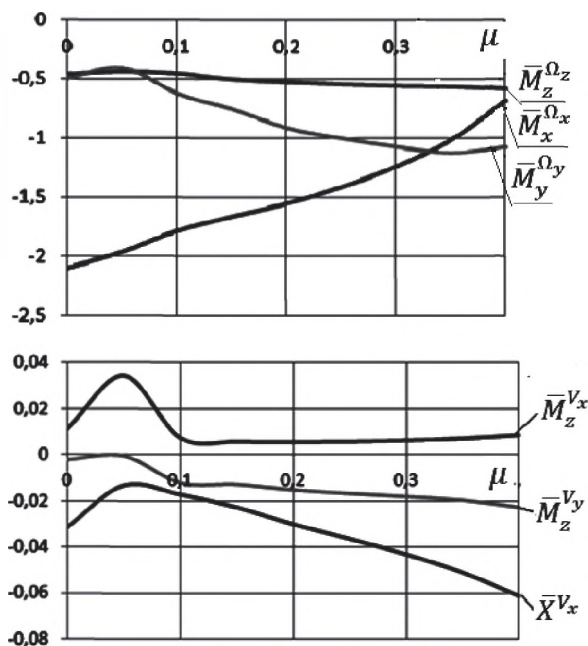


Рис. 14.1

15. МАНЁВР ВЕРТОЛЁТА

Общее движение вертолёта можно представить как перемещение центра масс (линейное) и вращение относительно центра масс

(угловое). Характер углового движения определяется свойствами управляемости, характер линейного движения — свойствами маневренности.

Как правило, любой маневр разделяется на три участка: вход в маневр, установившуюся траекторию, выход из маневра. На этапах 1—3 для совершения манёвра необходимо нарушить балансировку с помощью управления, придав вертолёту необходимые ускорения. Этап 2 выполняется с постоянными скоростями.

Скорости V_x и V_z изменяются на вертолёте через угловые движения тангажа $\Delta\theta$ и крена $\Delta\gamma$. На больших скоростях полёта V_y можно изменять за счёт изменения угла атаки $\Delta\alpha_k$. Поскольку угловые движения развиваются на порядок быстрее линейных, то их вклад в общее время манёвра можно считать незначительным. В конечном счёте, всё разнообразие маневров сводится к изменению высоты, скорости и направления полёта.

Манёвры могут быть элементарными (разгон по прямолинейной траектории) или пространственными (спираль). Маневр, как правило, совершается во времени и пространстве. Чем меньше времени и пространства требуется ЛА для выполнения манёвра, тем лучше его маневренные характеристики.

Время манёвра является главной характеристикой боевых вертолётов. При маневрировании вблизи земли или горной местности может преобладать фактор пространства. Законы управления в процессе задаются лётчиком с учётом ограничений, связанных с безопасностью полёта: нагрузок на конструкцию, опасных форм колебания лопастей (сближение с хвостовой балкой, «схлёстывание» у соосных вертолётов и т. п.).

Маневренность — достаточно широкое понятие и для её оценки вводят ряд обобщённых критериев, главными из которых являются располагаемые перегрузки n_x, n_y, n_z и избыток мощности двигателя ΔN .

15.1. Характеристики маневренности вертолёта

Под маневренностью ЛА понимают их способность изменять своё положение в пространстве путём изменения скорости центра

масс по величине и направлению. При этом, как правило, ограничиваются рассмотрением движения только центра масс вертолѐта в земной системе координат. Вращением вертолѐта относительно центра масс чаще всего пренебрегают, считая $\sum \vec{M} \approx 0$.

Перегрузкой называется отношение вектора аэродинамических сил к силе тяжести $\vec{n} = \frac{\vec{R}}{mg}$.

Проекцию вектора $\vec{n}$ на касательную к траектории (в скоростной системе координат) называют *тангенциальной перегрузкой* n_{xa} .

Проекцию вектора $\vec{n}$ на нормаль к траектории в вертикальной плоскости называют *нормальной перегрузкой* n_{ya} .

Проекцию вектора $\vec{n}$ на нормаль к траектории в горизонтальной плоскости называют *боковой перегрузкой* n_{za} .

Тангенциальная перегрузка n_{xa} ускоряет или замедляет движение вертолѐта, нормальная n_{ya} и боковая n_{za} перегрузки вызывают искривление траектории в вертикальной и горизонтальной плоскостях соответственно.

Величины располагаемых перегрузок на данном режиме являются характеристиками маневренности вертолѐта. Эти характеристики являются особенно важными для боевых вертолѐтов. Для количественной оценки величин располагаемых перегрузок воспользуемся методом энергий.

Запишем выражение для полной механической энергии вертолѐта:

$$E = \frac{mV^2}{2} + \frac{J_{\text{шв}}\omega^2}{2} + mgH + \int_0^t (N_p - N_{\text{п}})dt,$$

где $\frac{mV^2}{2}$ — кинетическая энергия вертолѐта;

$\frac{J_{\text{шв}}\omega^2}{2}$ — кинетическая энергия несущего винта;

mgH — потенциальная энергия вертолѐта;

$$\int_0^t (N_p - N_{\pi}) dt = \int_0^t \Delta N dt \text{ — работа внешних сил.}$$

Поскольку работа внешних сил равна изменению полной энергии, можно написать:

$$\int_0^t \Delta N dt = \frac{n(V^2 - V_0^2)}{2} + \frac{J_{\text{нв}}(\omega^2 - \omega_0^2)}{2} + mg(H - H_0).$$

Индексом «0» обозначены параметры движения в момент времени $t = 0$. Продифференцировав по времени последнее уравнение, получим:

$$\Delta N = mg \frac{dH}{dt} + mV + \frac{dV}{dt} + J_{\text{нв}} \omega \frac{d\omega}{dt}.$$

Выразим поочерёдно:

$$\frac{dH}{dt} = V_y = \frac{1}{mg} \Delta N - \frac{1}{g} V \dot{V} - \frac{J_{\text{нв}} \omega}{mg} \frac{d\omega}{dt};$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{1}{mV} \Delta N - g \frac{V_y}{V} - \frac{J_{\text{нв}} \omega}{mV} \frac{d\omega}{dt};$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{1}{J_{\text{нв}} \omega} \Delta N - \frac{1}{J_{\text{нв}} \omega} V \dot{V} - \frac{mg}{J_{\text{нв}} \omega} V_y.$$

Из анализа последних выражений следует:

1. Мощность двигателей расходуется на выполнение установившегося режима полёта для заданных значений V_0, H_0, ω_0 , а также на изменение суммарной энергии ΔE .

2. Набор высоты возможен не только за счёт увеличения мощности ΔN , но также за счёт уменьшения скорости V или уменьшения оборотов несущего винта ω .

3. Для разгона вертолёта могут быть использованы ΔN , уменьшение угла наклона траектории θ или частота вращения несущего винта ω .

4. Раскрутка НВ возможна при увеличении ΔN , а также при снижении вертолѐта ($V_y < 0$) или его торможении ($dV/dt < 0$).

В отличие от самолѐта кинетическая энергия вертолѐта определяется не только поступательной скоростью V , но и частотой вращения несущего винта ω . На рис. 15.1,а показано примерное соотношение энергии несущего винта $E_{\text{нв}}$ и суммарной энергии $E = E_{\text{к}} + E_{\text{нв}}$ в зависимости от скорости горизонтального полѐта.

Использование кинетической энергии вращения НВ возможно только на малых скоростях и, главным образом, при аварийной посадке с неработающими двигателями.

На рис. 15.1,б показана зависимость потребной $N_{\text{п}}$ и располагаемой $N_{\text{р}}$ мощности по скорости горизонтального полѐта вертолѐта МИ-8 при $H = 500$ м.

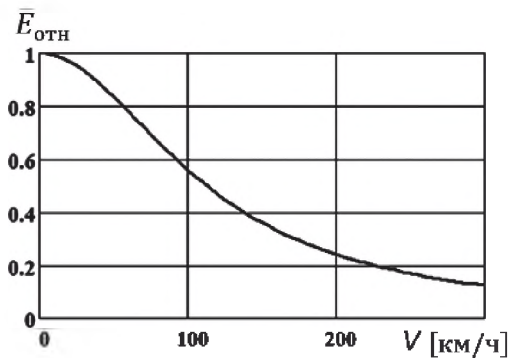
Избыток мощности $N_{\text{р}} - N_{\text{п}}$ расходуется на изменение кинетической энергии, а в конечном итоге, на маневрирование.

С этой целью определим располагаемую длительную перегрузку $n_{\text{ур}} = F(V)$ при $n_{\text{ха}} = 0$, $H = \text{const}$ и работе двигателей на взлѐтном и номинальном режимах (рис. 15.1,в).

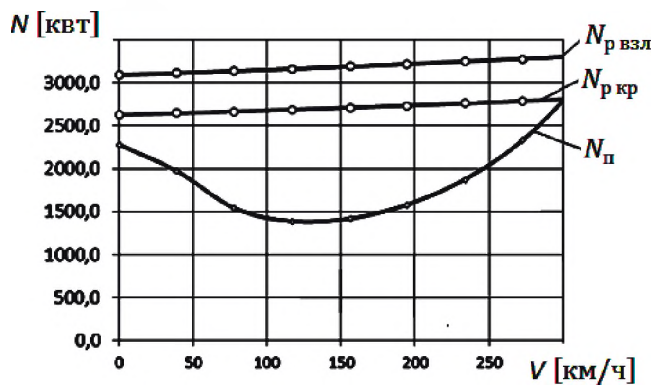
С ростом скорости горизонтального полѐта возможность получения положительных перегрузок стремится к нулю. Кроме располагаемых перегрузок, существуют еще допустимые перегрузки $n_{\text{доп}}$, обусловленные в общем случае условиями устойчивости, управляемости и динамической прочности вертолѐта.

15.2. Системы координат для расчѐта манѐвров вертолѐта

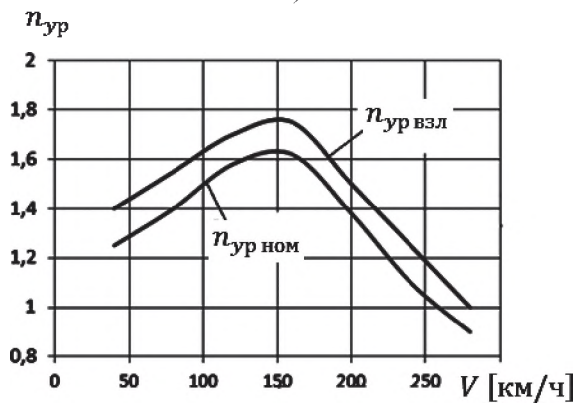
Расчѐт манѐвра является частной задачей динамики вертолѐта. В неё входит определение управляющих воздействий, при которых вертолѐт перемещается из точки $M_1(x_{g1}, y_{g1}, z_{g1})$ в точку $M_2(x_{g2}, y_{g2}, z_{g2})$ по заданной траектории. Поскольку манѐвр совершается относительно земли, то его описание удобно вести в земной системе координат. Движение центра масс в земной системе координат описывается системой уравнений:



a)



б)



в)

Рис. 15.1

$$m\dot{V}_{xg} = F_{xg}; \quad m\dot{V}_{yg} = F_{yg}; \quad m\dot{V}_{zg} = F_{zg}. \quad (15.2a)$$

К ним следует добавить уравнение энергий:

$$E = \frac{mV^2}{2} + \frac{J_{\text{нв}}\omega^2}{2} + mgH + \int_0^t (N_p - N_{\text{п}}) dt \frac{dV_{xg}}{dt}. \quad (15.2б)$$

Продифференцируем по времени уравнение 15.2,а, получим:

$$m \left(V_{xg} \frac{dV_{xg}}{dt} + V_{yg} \frac{dV_{yg}}{dt} + V_{zg} \frac{dV_{zg}}{dt} \right) + mgV_{yg} = \Delta N - J_{\text{нв}}\omega \frac{d\omega}{dt}. \quad (15.2в)$$

Поделив уравнения (15.2а)—(15.2в) на mg и обозначив как перегрузки:

$$n_{xg} = \frac{F_{xg}}{mg}; \quad n_{yg} = \frac{F_{yg}}{mg}; \quad n_{zg} = \frac{F_{zg}}{mg},$$

получим систему уравнений в перегрузках для описания манёвров в земной декартовой системе координат:

$$n_{xg}V_{xg} + (n_{yg} + 1)V_{yg} + n_{zg}V_{zg} = \frac{\Delta N}{mg};$$

$$\frac{dV_{xg}}{dt} = gn_{xg}; \quad \frac{dV_{yg}}{dt} = gn_{yg}; \quad \frac{dV_{zg}}{dt} = gn_{zg}; \quad J_{\text{нв}} \frac{d\omega}{dt} = M_{\text{к}}.$$

Если энергия вращающегося винта не используется в полете, то её можно исключить из уравнений. Эта энергия используется при аварийной посадке на режиме авторотации или на автожире, где нет системы стабилизации оборотов винта. В двух последних случаях к системе уравнений добавляется пятое уравнение, описывающее динамику вращения несущего винта. При этом $M_{\text{к}}$ будет функцией не только параметров полёта V_{xg}, V_{yg}, V_{zg} , но и функцией перегрузок n_{xg}, n_{yg}, n_{zg} . Рассмотрим, прежде всего, случаи полёта без использования энергии несущего винта. В этом случае уравнения принимают вид:

$$\frac{dV_{xg}}{dt} = gn_{xg}; \quad \frac{dV_{yg}}{dt} = gn_{yg}; \quad \frac{dV_{zg}}{dt} = gn_{zg}; \quad (15.2г)$$

$$n_{xg}V_{xg} + (n_{yg} + 1)V_{yg} + n_{zg}V_{zg} = \frac{\Delta N}{mg}. \quad (15.2д)$$

При заданной траектории маневра мы можем вычислить скорости и ускорения и из уравнений (15.2г) и (15.2д) определить перегрузки $n_{xg}(t), n_{yg}(t), n_{zg}(t)$, необходимые для совершения манёвра. Подставив их в выражение (15.2д), проверить их энергетическую реализацию.

Левая часть (15.2д) должна быть меньше или равна правой части. Далее следует проверка технической реализации, так, допустимая величина перегрузки ($n_{доп}$) на вертолётe зависят от величины тяги винта, его положения в пространстве (углов ϑ, γ) и различных ограничений.

Для серийных ЛА законы управления перегрузками при выполнении типовых маневров хорошо известны и входят в цикл обучения пилотов. Для вновь создаваемых аппаратов эти законы можно определить на тренажерах с непосредственным участием опытных пилотов.

15.3. Вертикальный набор высоты

Рассмотрим баланс мощностей вертолётa на режиме висения и вертикального набора высоты со скоростью V_y .

На висении:

$$N_{\text{вис}} = T_{i\text{вис}} + N_{p\text{вис}} = T_{\text{нв}} v_{i\text{вис}} + N_{p\text{вис}}.$$

При наборе высоты:

$$N_{\text{наб}} = N_{i\text{наб}} + N_{p\text{наб}} + mgV_y.$$

N_i и N_p — индуктивная и профильная мощности, потребляемые винтом. При постоянном распределении индуктивной скорости $v_{i\text{наб}}$ по диску винта её зависимость от относительной скорости набора определяется выражением:

$$v_{i\text{наб}} = v_{i\text{вис}} \left(-\frac{\tilde{V}_y}{2} + \sqrt{\frac{\tilde{V}_y^2}{4} + 1} \right),$$

при этом

$$N_{i\text{наб}} = T_{\text{нв}} (v_{i\text{наб}} + V_y) = T_{\text{нв}} v_{i\text{вис}} \left(\frac{\tilde{V}_y}{2} + \sqrt{\frac{\tilde{V}_y^2}{4} + 1} \right),$$

$v_{i\text{вис}}$ — индуктивная скорость на режиме висения.

Предполагая, что на установившемся режиме $T_{\text{нв}} = mg$ и $N_{r\text{наб}} \approx N_{r\text{вис}}$ найдём избыточную мощность:

$$\Delta N = N_{\text{наб}} - N_{\text{вис}} = mg v_{i\text{вис}} \left(\frac{3\tilde{V}_y}{2} + \sqrt{\frac{\tilde{V}_y^2}{4} + 1} - 1 \right). \quad (15.3)$$

Обозначим $\tilde{V}_{y\Phi} = \frac{\Delta N}{mg v_{i\text{вис}}}$ и разрешим уравнение (15.3) относительно $\tilde{V}_y$, получим:

$$\tilde{V}_y = \frac{3(\tilde{V}_{y\Phi} + 1) - \sqrt{(\tilde{V}_{y\Phi} + 1)^2 + 8}}{4}.$$

Таким образом,

$$V_y = K(\tilde{V}_{y\Phi}) v_{i\text{вис}},$$

где $K(\tilde{V}_{y\Phi}) = \frac{3(\tilde{V}_{y\Phi} + 1) - \sqrt{(\tilde{V}_{y\Phi} + 1)^2 + 8}}{4}.$

На режиме горизонтального полёта с относительными скоростями $\mu > 0,15$ можно принять $K = 1$.

15.4. Манёвр вертолётa в вертикальной плоскости

Запишем суммы сил и моментов, действующих на вертолёт в вертикальной плоскости земной системы координат:

$$F_{xg} = -(H \cos \vartheta + T \sin \vartheta + X_{\phi} \cos \theta + Y_{\phi} \sin \theta);$$

$$F_{yg} = T \cos \vartheta - H \sin \vartheta - X_{\phi} \sin \theta + Y_{\phi} \cos \theta - mg;$$

$$M_z = M_{z\phi} + Hy_{\vartheta} + Tx_T.$$

Используя условие $\vartheta = \alpha_k + \theta$, перегруппируем выражения для сил F_{xg} и F_{yg} :

$$F_{xg} = -\Delta_1 \sin \vartheta - \Delta_2 \cos \vartheta;$$

$$F_{yg} = -\Delta_1 \sin \vartheta + \Delta_2 \cos \vartheta - mg.$$

Поделив F_{xg} и F_{yg} на mg , получим выражения для располагаемых перегрузок в скоростной системе координат:

$$n_{xa} = -\frac{T \sin \alpha_k + H \cos \alpha_k + X_{\phi}}{mg}; \quad n_{ya} = \frac{T \cos \alpha_k - H \sin \alpha_k + Y_{\phi}}{mg}.$$

Переходя к земной системе координат, будем иметь:

$$n_{xg} = n_{xa} \cos \theta - n_{ya} \sin \theta; \quad n_{yg} = n_{xa} \sin \theta + n_{ya} \cos \theta - 1.$$

Учитывая, что $V_{xg} = V \cos \theta$, $V_{yg} = V \sin \theta$, и подставляя значения перегрузок n_{xg} и n_{yg} в уравнение энергий, получаем уравнение энергий для плоского движения в вертикальной плоскости:

$$n_{xa}(V) = \frac{\Delta N(V)}{mgV}.$$

15.5. Разгон и торможение вертолёта

При горизонтальном полёте $\theta = 0$; $\alpha_k = \vartheta$; $n_{xg} = n_{xa}$;

$$n_{yg} = n_{ya} - 1; \quad n_{xa} = \frac{\Delta N}{mgV_{xg}}; \quad \frac{dV_{xg}}{dt} = gn_{xa} = \frac{\Delta N}{mV_{xg}}; \quad \frac{dV_{yg}}{dt} = g(n_{yg} - 1).$$

Разгон вертолета в горизонтальной плоскости возможен только при $n_{xa} > 0$, значит только при наличии избытка мощности ΔN .

Минимальное время разгона вертолѐта от скорости V_1 до скорости V_2 будет:

$$t_{p \min} = m \int_{V_1}^{V_2} \frac{V_{xg} dV_{xg}}{\Delta N(V_{xg})}.$$

При этом должно выполняться условие $\frac{dV_{yg}}{dt} = 0$ при $n_{yg} = 1$.

Зависимость $\Delta N(V_{xg}, H)$ берѐтся из аэродинамического расчёта. Если задан закон управления перегрузкой $n_{xg}(t)$ то изменение скорости полѐта и дистанции определяются выражениями:

$$\Delta V_{xg}(t) = g \int_0^t n_{xg}(t) dt; \quad \Delta L(t) = g \int_0^t \int_0^t n_{xg}(t) dt.$$

При выборе закона управления перегрузкой $n_{xg}(t)$ следует соблюдать условие $n_{xg} V_{xg} < \frac{\Delta N(V_{xg})}{mg}$ и сопоставлять его с допустимой перегрузкой для данного режима полѐта.

Определим допустимые располагаемые перегрузки на этапе горизонтального разгона.

Необходимые условия для выполнения манѐвра:

$$T \sin \alpha_K + H \cos \alpha_K + X_\Phi = -F_{xg}; \quad (15.5a)$$

$$T \cos \alpha_K - H \sin \alpha_K + Y_\Phi - mg = 0; \quad (15.5б)$$

$$Tx_\tau + Hy_\tau + M_z = 0. \quad (15.5в)$$

Разрешим уравнения (15.5б) и (15.5в) относительно T и H . Поделив решения на mg получим:

$$\frac{C_T}{C_{T0}} = \frac{(1 - \bar{Y}_\Phi) \cos \varphi_{II} - \bar{M}_z \sin \alpha_K}{\cos(\alpha_K - \varphi_{II})}; \quad (15.5г)$$

$$\frac{C_h}{C_{T0}} = - \frac{(1 - \bar{Y}_\Phi) \sin \varphi_{II} - \bar{M}_z \cos \alpha_K}{\cos(\alpha_K - \varphi_{II})}. \quad (15.5д)$$

Учтем, что $C_h \approx C_T a_1$, поделим уравнение (15.5д) на (15.5г), получим:

$$\delta_B(\alpha_K) \approx - \frac{\tan(\alpha_K + \varphi_{II} + \varepsilon(\alpha_K)) + a_{10}(\alpha_K)}{D_1};$$

$$C_T(\alpha_K) = C_{T0} - \frac{(1 - \bar{Y}_\Phi(\alpha_K)) \cos \varphi_{II} - \bar{M}_z(\alpha_K) \sin \alpha_K}{\cos(\alpha_K - \varphi_{II})}.$$

Величины $C_T(\alpha_K)$ и $\delta_B(\alpha_K)$ ограничены предельными возможностями несущего винта и системы управления, а значит, будут ограничены предельные углы атаки, на которых выполняется манёвр. Кроме этого, предельные углы атаки могут быть ограничены условиями устойчивости и динамической прочности вертолёта.

Подставив значения T и H в уравнение (15.5а), получим связь между n_{xap} и конструктивным углом атаки α_K :

$$n_{xgp} = n_{xap};$$

$$n_{xgp}(\alpha_K) = (1 - \bar{Y}_\Phi(\alpha_K)) \tan(\alpha_K - \varphi_{II}) + \bar{M}_z(\alpha_K) - \bar{X}_\Phi(\alpha_K),$$

где

$$\bar{X}_\Phi(\alpha_K) = \frac{X_\Phi(\alpha_K, V_x)}{mg}; \quad \bar{Y}_\Phi(\alpha_K) = \frac{Y_\Phi(\alpha_K, V_x)}{mg};$$

$$\bar{M}_z(\alpha_K) = \frac{M_z(\alpha_K, V_x)}{mgr_{II} \cos(\alpha_K - \varphi_{II})}; \quad r_{II} = \sqrt{x_T^2 + y_o^2}; \quad \tan \varepsilon(\alpha_K) = \frac{\bar{M}_z(\alpha_K)}{1 - \bar{Y}_\Phi(\alpha_K)}.$$

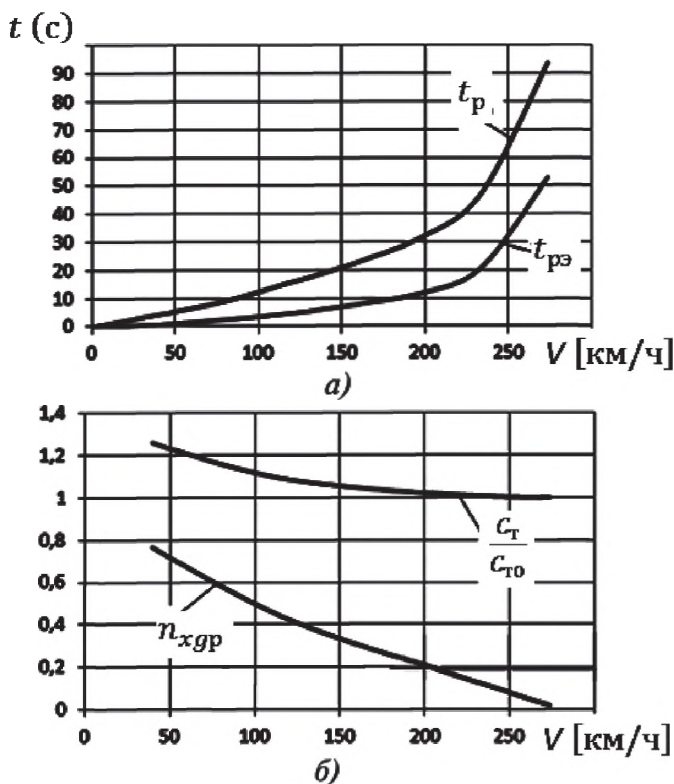


Рис. 15.5

На рис. 15.5,а представлена зависимость времени разгона t_{p2} вертолѣта МИ-8 от скорости полѣта при реализации перегрузки n_{xg2} , полученной из уравнения энергий.

На этом же рисунке представлена зависимость t_p , полученная при изменении угла тангажа в полѣте от -10° до $-1,5^\circ$.

На рис. 15.5,б показаны потребные C_T/C_{T0} и зависимость n_{xg2} от скорости полѣта при реализации закона управления по энергетической перегрузке. В этом случае при скорости полета, равной нулю, угол тангажа должен быть равен -90° , а тяга винта равна бесконечности.

15.6. Горка и пикирование вертолѐта

Горка — это манѐвр быстрого набора высоты, осуществляемый с использованием кинетической энергии вертолѐта. *Пикирование* — маневр для быстрого снижения с использованием потенциальной энергии. В первом случае горизонтальная скорость выхода из манѐвра меньше скорости входа, во втором — больше. Оба этих манѐвра совершаются в вертикальной плоскости, поэтому для описания движения воспользуемся полученными ранее уравнениями вертикального манѐвра.

Использование избыточной энергии ΔN на этих режимах является проблематичным из-за достаточно большого времени приѐмистости ($t_{\text{пр}} = 8 \div 15$ с) газотурбинного двигателя, вызванного работой системы управления двигателем и системы стабилизации оборотов несущего винта.

Подставив выражения для перегрузок вертикального манѐвра в уравнение энергий, получим условие $n_{xa} = 0$. При этом

$$n_{xg} = -n_{ya} \sin \theta; \quad (15.6a)$$

$$n_{yg} = n_{ya} \cos \theta - 1. \quad (15.6б)$$

Уравнения примут вид:

$$\frac{dV_{xg}}{dt} = gn_{xg}; \quad \frac{dV_{yg}}{dt} = gn_{yg}; \quad J_z \frac{d\omega_z}{dt} = M_z; \quad \frac{dH}{dt} = V_{yg}; \quad \frac{dL}{dt} = V_{xg}.$$

Характеристики вертикального манѐвра $V_{xg}(t)$ и $V_{yg}(t)$ определяются законами управления перегрузками $n_{xg}(t)$ и $n_{yg}(t)$, которые зависят не только от $C_T(t)$, $\alpha_K(t)$, но и угла наклона траектории $\theta(t)$. Кроме того, на законы управления накладываются ограничения, перечисленные ранее.

Интегрируя уравнения движения, получаем:

$$V_{xg}(t) = g \int_0^t n_{xg}(t) dt; \quad L(t) = \int_0^t V_{xg}(t) dt;$$

$$V_{yg}(t) = g \int_0^t n_{yg}(t) dt; \quad H(t) = \int_0^t V_{yg}(t) dt.$$

Управляющие воздействия $\Phi_{\text{ош}}(t)$ и $\delta_B(t)$ должны быть максимально простыми для возможности их реализации в режиме ручного управления.

Начальные условия манёвра: $M_z = 0$; $V_{yg}(0) = 0$; $V_{xg}(0) = V_0$.

При описании вертикального манёвра удобно пользоваться скоростной системой координат. Параметрами этой системы будет абсолютная скорость центра масс вертолёта V и угол наклона траектории θ . Компоненты скоростей в этой системе будут:

$$V_{xg} = V \cos \theta; \quad (15.6\text{в})$$

$$V_{yg} = V \sin \theta. \quad (15.6\text{г})$$

Дифференцируя по времени выражения (15.6,в), (15.6,г) и используя (15.6,а), (15.6,б), получаем:

$$\frac{dV_{xg}}{dt} = \frac{dV}{dt} \cos \theta - V \frac{d\theta}{dt} \sin \theta = g(n_{xa} \cos \theta - n_{ya} \sin \theta); \quad (15.6\text{д})$$

$$\frac{dV_{yg}}{dt} = \frac{dV}{dt} \sin \theta + V \frac{d\theta}{dt} \cos \theta = g(n_{xa} \sin \theta + n_{ya} \cos \theta - 1). \quad (15.6\text{е})$$

Разрешив уравнения (15.6д), (15.6е) относительно $\frac{dV}{dt}$ и $V \frac{d\theta}{dt}$, получим уравнения движения материальной точки в скоростной системе координат:

$$\frac{dV}{dt} = g[n_{xa}(t) - \sin \theta(t)]; \quad (15.6\text{ж})$$

$$V \frac{d\theta}{dt} = g[n_{ya}(t) - \cos \theta(t)]. \quad (15.6\text{з})$$

Допустим, что при выполнении манёвров «горка» и «пикирование» угол наклона траектории меняется по закону:

$$\theta(t) = \theta_m \sin kt, \quad n_{\text{нз}}(t) = 0,$$

тогда $\frac{d\theta}{dt} = k\theta_m \cos kt$; $k = \frac{\pi}{T_m}$.

Здесь принято: T_m — заданное время манёвра; θ_m — предельный угол наклона траектории при выполнении манёвра.

Закон управления перегрузкой определим из уравнения (15.6з):

$$n(t) = \frac{k\theta_m V(t) \cos kt}{g} + \cos \theta(t).$$

Интегрируя по времени уравнение (15.6ж), получаем изменение скорости $V(t)$, дистанции $L(t)$ и высоты полёта $H(t)$:

$$V(t) = V_0 - g \int_0^t \sin \theta(t) dt; \quad L(t) = \int_0^t V(t) \cos \theta(t) dt;$$

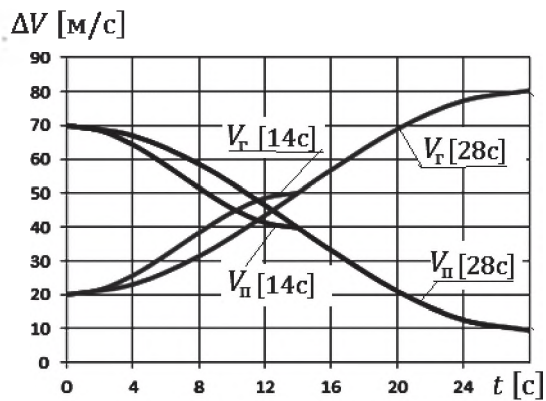
$$H(t) = H_0 + \int_0^t V(t) \sin \theta(t) dt.$$

Изменение $V(t)$, $n(t)$, $H = F(L)$ для двух значений T_m представлено на (рис. 15.6, а—б)

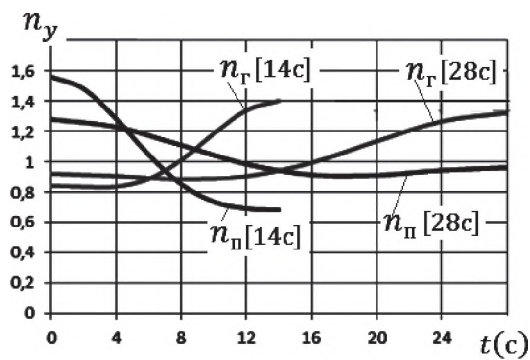
Анализ полученных результатов показывает, что изменение высоты полёта $H(t)$ определяется допустимой максимальной перегрузкой n_{max} , заданным временем манёвра T_m и углом θ_m . Эти условия являются определяющими при быстром покидании исходной траектории, уклонения от встречи с препятствием и т. п.

При выполнении входа в пикирование создание отрицательной перегрузки реализуется с креном, так как $n(t) < 0,7$ нежелательно из-за снижения эффективности управления.

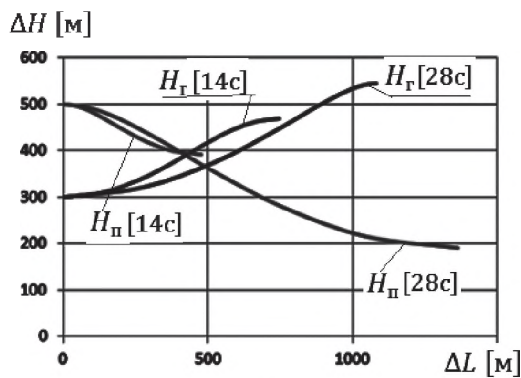
На вертолёте в отличие от самолёта располагаемая нормальная перегрузка практически не зависит от скорости полёта, поэтому



a)



б)



в)

Рис. 15.6

выход из пикирования следует начинать раньше, так как с ростом скорости увеличивается необходимая перегрузка для выхода из манёвра.

15.7. Петля Нестерова

Петля Нестерова считается правильной, если все точки траектории расположены в вертикальной плоскости. Манёвр считается кратковременным, поэтому его параметрами будут скорость входа V_0 , располагаемая перегрузка n_{ya} и допустимая угловая скорость ω_z в процессе его выполнения. В качестве примера найдем решение задачи при условии $n_{ya} = \text{const}$, $n_{xa} = \text{const}$.

Уравнения движения в этом случае примут вид:

$$\frac{dV}{dt} = -g \sin \theta(t); \quad (15.7a)$$

$$V \frac{d\theta}{dt} = g[n_{ya}(t) - \cos \theta(t)]. \quad (15.7б)$$

Представив $\frac{dV}{dt} = \frac{dV}{d\theta} \frac{d\theta}{dt}$ и поделив уравнение (15.7a) на (15.7б), получим уравнение в полных дифференциалах:

$$\frac{dV}{V} = - \frac{\sin \theta d\theta}{n_{ya}(t) - \cos \theta(t)}. \quad (15.7в)$$

Интегрируя уравнение (15.7в) при начальных условиях $\theta(0) = 0$, $V(0) = V_0$, получаем решение для изменения скорости полёта $V(\theta)$, угловой скорости вращения фюзеляжа Ω_z , изменения высоты $H(\theta)$ и дистанции $L(\theta)$ в процессе выполнения маневра:

$$V(\theta) = V_0 \frac{n_{ya} - 1}{n_{ya} - \cos \theta}; \quad \frac{d\theta}{dt} = \Omega_z = \frac{g(n_{ya} - \cos \theta)}{V(\theta)};$$

$$H(\theta) = H_0 + \int_0^\theta V(\theta) \sin \theta d\theta; \quad L(\theta) = L_0 + \int_0^\theta V(\theta) \cos \theta d\theta.$$

На рис. 15.7,а представлены траектории полёта $H(L)$ при выполнении манёвра «петля Нестерова» для значений перегрузки $n_{ya} = 1,3$ и $n_{ya} = 2,5$. На рис. 15,7,б показаны угловые скорости изменения угла тангажа Ω_z , необходимые для совершения этих манёвров. Скорость входа в манёвр в обоих случаях составляла $V_0 =$

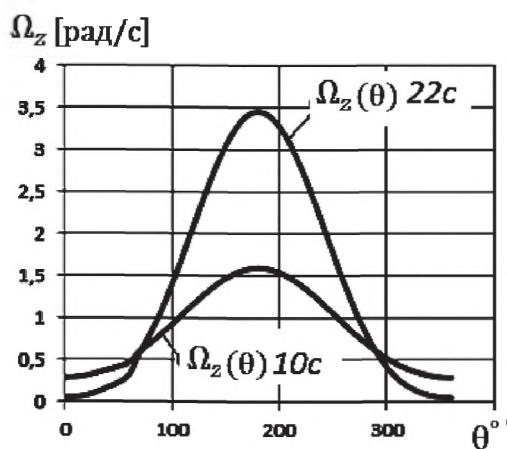
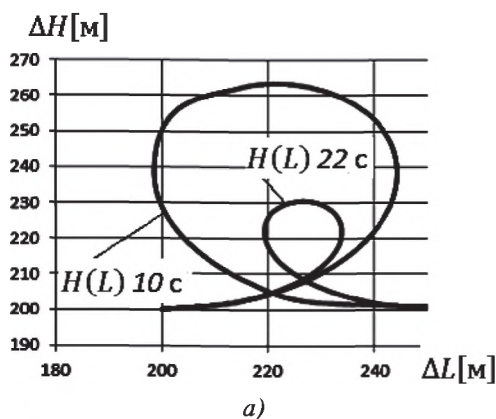


Рис. 15.7

= 50 м/с. Из рис.15.7, *а, б* следует, что при $n_{ya} = 1,3$, реализуемой на вертолёте, энергетически возможно выполнении «петли» с малым радиусом, однако потребные угловые скорости тангажа значительно больше допустимых значений. В то же время при перегрузке $n_{ya} = 2,5$, реализуемой на спортивном вертолёте этот манёвр не вызывает затруднений.

15.8. Пространственные маневры

Для расчета пространственных манёвров используют цилиндрическую или сферическую системы координат. Цилиндрическая система является комбинацией декартовой и полярной системы.

Уравнения движения записываются в виде:

$$\frac{dV_R}{dt} + V_\psi \Omega_y = gn_{Rg}; \quad (15.8a)$$

$$V \frac{d\Omega_y}{dt} + 2V_R \Omega_y = gn_{\psi g}; \quad (15.8б)$$

$$\frac{dV_h}{dt} = gn_{yg}; \quad (15.8в)$$

$$V_R = \frac{dR}{dt}; \quad V_\psi = R\Omega_y; \quad V_h = \frac{dh}{dt}.$$

Перегрузки $n_{Rg}, n_{\psi g}, n_{yg}$ являются проекциями перегрузок n_{ya}, n_{xa}, n_{za} на оси цилиндрической системы координат.

Виращ выполняется в горизонтальной плоскости с целью изменения направления полёта, определяемого углом курса ψ . Траектория правильного виража будет окружностью при условии:

$$\frac{dV_R}{dt} = V_R = 0; \quad \frac{dV_h}{dt} = V_h = 0; \quad V_\psi = V_{\text{вир}} = \text{const.}$$

Из уравнения (15.8a) следует: $V_\psi \Omega_y = gn_{Rg}$

Из уравнения (15.86) получаем $\Omega_y = \text{const}$, тогда основные параметры виража определяются из следующих выражений:

$$\Omega_y = \Omega_{\text{вир}} = g \frac{n_{Rg}}{V_{\text{вир}}} \text{ — угловая скорость виража;}$$

$$T_v = \frac{2\pi V_{\text{вир}}}{gn_{Rg}} \text{ — время виража;}$$

$$R_{\text{вир}} = \frac{V_{\text{вир}}^2}{gn_{Rg}} \text{ — радиус виража;}$$

$$n_{\psi g} = n_{yg} = 0; \quad n_{Rg} = \text{const}.$$

Параметры виража T_v и $R_{\text{вир}}$ определяются скоростью входа в манёвр $V_{\text{вир}}$ и располагаемой перегрузкой n_{Rg} , которая непосредственно связана с перегрузками n_{ya} и n_{xa} . Виращ считается продолжительным манёвром, поэтому он выполняется с использованием избыточной мощности двигателя ΔN .

Спираль вертолѐта – манёвр, выполняемый с целью изменения высоты в ограниченном пространстве. При правильной спирали к условиям правильного виража добавляются $V_h = \text{const}$ и па-

раметр манёвра $\Delta h_{\text{сп}} = \frac{2V_h V_{\psi}}{gn_{Rg}}$, определяющий изменение высоты за один виток спирали.

При $V_h > 0$ требуются затраты мощности (восходящая спираль).

При $V_h < 0$ (нисходящая спираль) режим выполняется за счёт потенциальной энергии вертолѐта.

15.9. Общие уравнения пространственного маневра

Наиболее общей системой координат для описания движения материальной точки является сферическая система. Её параметрами являются азимут ψ , угол θ и радиус R , определяющий расстояние до точки. В этой системе задаются координаты точки на поверхности земли ψ — долгота, θ — широта.

Эта система используется в астрономии и космонавтике. Она успешно применяется в комплексе управления современных аэропортов, т.к. наземный локатор при обнаружении объекта сразу выдаёт сигналы ψ , θ , R .

Обработав информацию на ЭВМ, можно составить представление о движении всех объектов в зоне обзора и предотвратить опасные сближения.

Уравнения движения материальной точки в сферической системе координат (рис. 15.9) имеют следующий вид:

$$\frac{dV_R}{dt} + V_\theta \Omega_\theta + V_\psi \Omega_\psi \cos^2 \theta = g n_R;$$

$$V \frac{d\Omega_\theta}{dt} + 2V_R \Omega_\theta + V_\psi \Omega_\psi \sin \theta \cos \theta = g n_\theta;$$

$$R \frac{d\Omega_\psi}{dt} + 2V_R \Omega_\psi - 2V_\theta \Omega_\psi \frac{\sin \theta}{\cos \theta} = g n_\psi,$$

где

$$V_R = \frac{dR}{dt}; V_\theta = R\Omega_\theta; V_\psi = R\Omega_\psi; \Omega_\theta = \frac{d\theta}{dt}; \Omega_\psi = \frac{d\psi}{dt}.$$

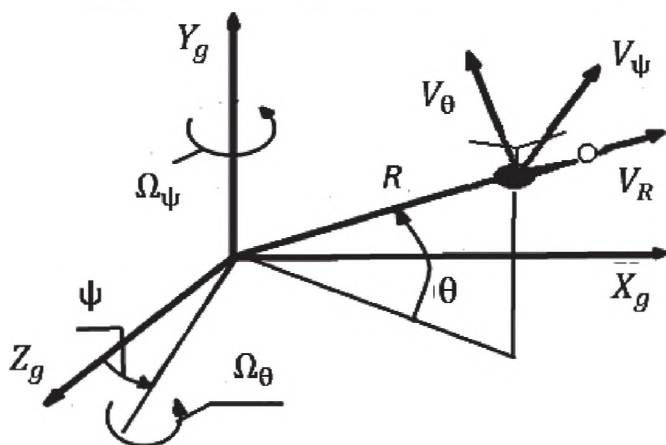


Рис. 15.9

16. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЁТА

Системы управления (СУ) любого ЛА предназначены для обеспечения движения по траекториям, определяемым характеристиками его маневренности. Очевидно, что надёжность и качество СУ существенно влияет на эффективность применения ЛА.

В общем случае СУ состоит из устройств формирования управляющих сигналов и устройств передачи этих сигналов на органы управления в виде необходимых усилий.

В зависимости от роли человека (оператора) в процессе пилотирования различают полностью автоматические системы САУ, полуавтоматические СПАУ, в которых функции разделены и пилотируемые СУ, в которых пилот является элементом системы. В последнем случае эффективность системы «оператор—ЛА» будет определяться как свойствами человека, так и свойствами самого ЛА. На этой основе формируются такие требования к характеристикам ЛА и его СУ, которые обеспечивают максимальную эффективность системы при минимальных затратах на подготовку пилотов.

17. ОПЕРАТОР В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ЛА

Квалифицированный оператор как звено СУ обладает следующими преимуществами:

- 1) высокой степенью надёжности;
 - 2) возможностью устранять отказы в системах ЛА в полёте;
 - 3) получать одни и те же результаты различными средствами;
 - 4) реагировать на неожиданные события, принимать решения в непредвидимых ситуациях;
 - 5) выполнять поставленную задачу в условиях минимума информации;
 - 6) приспосабливаться (адаптироваться) к характеристикам ЛА;
 - 7) выполнять операции, трудно поддающиеся автоматизации.
- Однако возможности человека ограничены и это проявляется в таких слабых сторонах, как:

- 1) ограниченная пропускная способность в восприятии и обработке информации;

- 2) неточность и низкая производительность вычислений;
- 3) неточность воспроизведения заданных сигналов;
- 4) ограниченная возможность по совмещению операции;
- 5) снижение работоспособности вследствие усталости.

Функции оператора ЛА обычно сводятся к следующему:

- 1) работа в контуре системы управления;
- 2) решение навигационных задач;
- 3) управление бортовыми системами и контроль их работы;
- 4) восстановление функционирования отказавших систем;
- 5) приём, обработка и передача специальной информации.

При этом одно из важнейших требований состоит в том, чтобы количество информации, которое оператор должен принять и переработать в единицу времени не превысило его пропускной способности. Это требование обеспечивается:

- 1) выбором количества операторов (экипаж ЛА);
- 2) введением систем первичной обработки информации и представление её в удобном виде (например, дисплей);
- 3) передачей ряда функций оператора автоматическим системам.

Одновременно чрезмерное уменьшение функций оператора ведёт к снижению его концентрации, что уменьшает вероятность принятия правильных решений в нештатных ситуациях. Поэтому важной задачей является оптимальное распределение функций между оператором и автоматическими системами.

Работа оператора в контуре СУ вертолётa включает большое разнообразие режимов полёта, требующих точного пилотирования. При этом он должен управлять шестью координатами, а также частотой вращения несущего винта. Если характеристики вертолётa плохо приспособлены к свойствам оператора, то эффективность системы не может быть высокой.

17.1. Свойства оператора как звена СУ

Оператор как звено СУ должен обладать сложной системой характеристик, параметры которой зависят от его индивидуальных свойств, обученности, опыта, внешних условий, психофизического состояния и т. п. Изучением поведения человека занимаются

психологи. Традиционный подход, используемый в экспериментальной психологии, заключается в описании поведения человека в терминах дискретных событий. Значительная часть исследований сенсомоторных реакций направлена на установление соотношения между стимулами, т. е. сигналами, воздействующими на те или иные органы чувств, и моторными реакциями (такими, например, как время реакции, пороги чувствительности и т. д.) при определённом сочетании различных факторов.

Результаты этих работ для исследования задач пилотирования, представляющих собой непрерывный процесс, имеют пока ограниченное приложение. Условия таких задач требуют рассматривать летчика, действующего в составе замкнутой системы «пилот—ЛА», применяя и развивая при этом соответствующие теоретические методы исследования его поведения. Поэтому значительный вклад в изучение характеристик действий летчика, его свойств как управляющей системы внесли инженеры, применив методы теории управления.

В процессе непрерывного пилотирования летчик в соответствии с требованиями задачи и воспринимаемыми сигналами $E(t)$ вырабатывает управляющие воздействия $F(t)$, которые носят, как правило, непрерывный характер. Действия летчика в таких условиях могут быть представлены динамической системой, описывающей последовательность трёх взаимосвязанных процессов: восприятия информации, её переработку и выработку стратегий действий, выполнение управляющих действий.

Процесс восприятия осуществляется сенсорной системой (рис. 17.1) человека, состоящей из совокупности анализаторов, каждый из которых приспособлен к определённому виду информации (зрительной, акселерационной, кинестатической и др.). Между ними как, например, между зрительным и акселерационным анализаторами, существуют перекрёстные связи.

Здесь и в дальнейшем под восприятием понимаются процессы, возникающие в анализаторе от момента воздействия на него того или иного стимула до поступления импульсов в сенсорные отделы головного мозга. Определение количественных характеристик анализаторов по приёму информации представляет значительные труд-

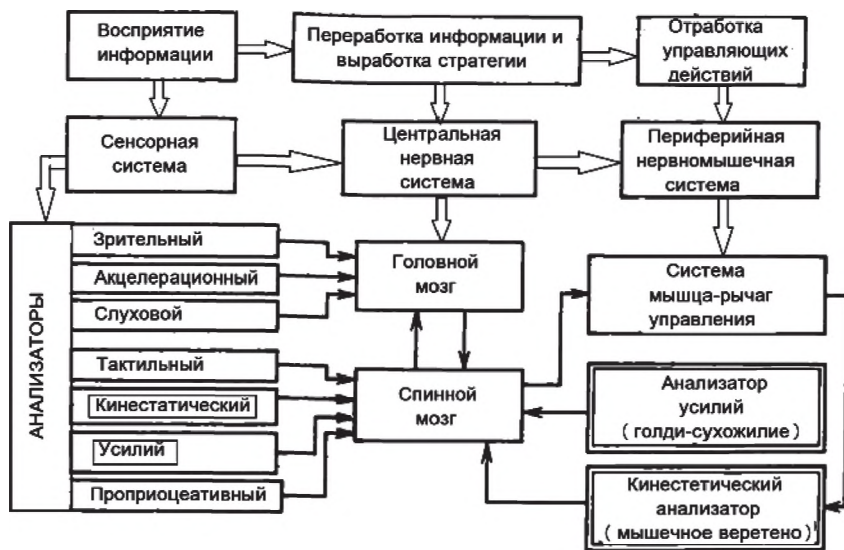


Рис. 17.1

ности. Так, например, до сих пор неизвестен механизм, по которому зрение распознаёт предметы.

Минимальная величина линейного ускорения, воспринимаемого оператором, составляет $0,1 \text{ м/с}^2$. Угловые скорости и ускорения воспринимаются вестибулярным аппаратом с некоторым запаздыванием, зависящем от величины ускорения. Минимальная величина воспринимаемого углового ускорения составляет $0,3 \text{ град/с}^2$.

При ускорении 5 град/с^2 время запаздывания составляет $0,1 \text{ с}$.

Вместе с тем следует отметить, что вестибулярный аппарат полезный на земле даёт ошибочные ощущения на многих манёврах в полёте. Это обстоятельство подтверждается сравнением частоты аварий при полёте по приборам и частоты аварий при чисто визуальном полёте. Можно утверждать, что существует тесная связь между вестибулярным аппаратом и зрением.

Выполнение управляющих команд осуществляется моторной (периферийной нервно-мышечной системой). Здесь же находится ряд сенсорных датчиков, передающих информацию через спинной

мозг в центральную нервную систему о положении сустава (проприоцептивный анализатор), о скорости перемещения и положении мышцы руки (кинестатический анализатор) и о прикладываемых усилиях. Последние два являются датчиками обратной связи в моторной системе.

Процесс обработки управляющих команд начинается с момента поступления импульсов из моторных отделов головного мозга и заканчивается перемещением конечности вместе с рычагом управления.

Центральная нервная система осуществляет связь сенсорных отделов с моторными отделами. При передаче сигналов от одного отдела к другому принятая информация корректируется и вырабатывается стратегия управления.

В дальнейшем будем считать, что объект управления описывается некоторой математической моделью, определяющей реакцию на отклонение рычагов системы.

Восприятие лётчиком командной информации (стимула) происходит непосредственно (через восприятие внешней визуальной обстановки, перегрузок и т. п.), а также с помощью специальных технических устройств. В любом случае восприятие информации осуществляется через естественный или специально созданный интерфейс-дисплей. Его можно определить как совокупность средств, формирующих и передающих на вход того или иного канала восприятия лётчика командный сигнал $E = F(u_{\text{вх}}, u_{\text{вых}}, t, \Delta t)$, часто называемый стимулом. Здесь $u_{\text{вх}}$ и $u_{\text{вых}}$ — входной и выходной сигналы замкнутой системы «лётчик—ЛА»; t — текущий момент времени; Δt — временной интервал, определяющий либо прогнозируемую ($\Delta t > 0$), либо уже переданную ($\Delta t < 0$) информацию.

17.2. Модели оператора

Оператор является главным и наиболее сложным звеном в контуре ручного управления. Характер действий оператора зависит от многих факторов: целей управления, свойств объекта, характеристик системы индикации и др. Управление может осуществляться в одном и нескольких каналах, по одному и нескольким

параметрам в каждом канале. Это не позволяет разработать единую математическую модель действий оператора, пригодную для всех условий управления. Создаются модели для отдельных задач управления, которые отражают действия оператора в среднем. В диапазоне частот 1,2...1,5 Гц оказалось возможным характеризовать деятельность оператора квазилинейным звеном. Полученная в экспериментах модель (рис. 17.2,а) имеет передаточную функцию:

$$W_{\text{л}}(p) = \frac{K_{\text{л}} e^{-\tau_{\text{л}} p} (T_{\text{л1}} p + 1)}{(T_{\text{л2}} p + 1)(T_{\text{л3}} p + 1)}.$$

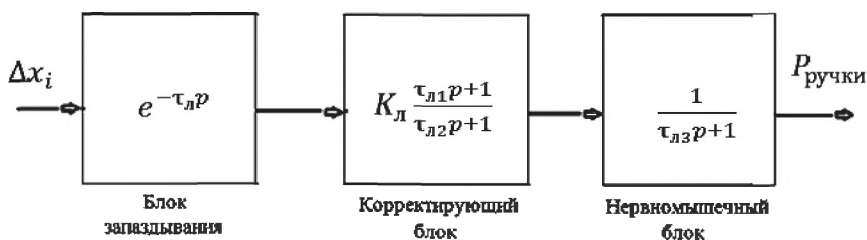
Здесь входом для лётчика является отклонение регулируемого параметра x от заданного значения x_3 , а выходом – изменение усилий на рычагах управления ΔP ;

$$K_{\text{л}} = \frac{\Delta P}{x - x_3} \text{ — коэффициент усиления летчика.}$$

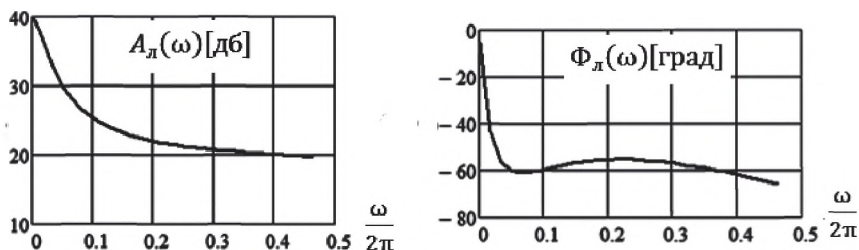
Блок запаздывания, характеризующий время запаздывания лётчика по приёму и распознаванию поступающей информации, – время, потребное для возбуждения рецепторов, прохождение сигнала возбуждения нервной системы, для интерпретации полученной информации и осуществления необходимых расчётов ($\tau_{\text{л}} \approx 0,1...0,2$ с).

Корректирующий блок отражает способность человека к самонастройке, т. е. к приспособлению своих динамических характеристик к характеристикам остальной части системы и характеристикам входного сигнала. Этот блок преобразует входной сигнал в команду нервно-мышечной системе. Настройка блока осуществляется путём изменения значений $K_{\text{л}}$, $T_{\text{л1}}$, $T_{\text{л2}}$. Коэффициент $T_{\text{л1}}$ характеризует способность лётчика работать с опережением.

Очевидно, что чем большая величина $T_{\text{л1}}$ требуется для обеспечения хороших динамических свойств системы, тем труднее процесс для лётчика, так как необходимое увеличение $T_{\text{л1}}$ требует от оператора большей точности в определении скорости изменения входного сигнала. Эксперименты показывают, что данная величина



а)



б)

Рис. 17.2

на не превышает 1 с. Способность лётчика реагировать с задержкой в переработке информации и выработке решения характеризуется величиной $T_{л2}$. Управление с задержкой проще управления с опережением, поскольку лётчику не приходится оценивать скорость изменения входного сигнала (что затруднительно). Эксперименты дают значение $T_{л2} = 10...20$ с.

Нервно-мышечный блок, характеризующий запаздывание между командой, идущей в нервно-мышечную систему человека, и реакцией на команду перемещения руки лётчика. Величина $T_{л3} = 0,1...0,2$ с.

На рис. 17.2,б представлена амплитудно-фазовая характеристика лётчика для $τ_л = 0,15$ с; $T_{л1} = 1$ с; $T_{л2} = 10$ с; $T_{л3} = 0,15$ с; $K_л = 100$, из которого видно, что при данном сочетании параметров лётчик реагирует в рабочем диапазоне частот ($≈ 0,5$ Гц) введением фазового запаздывания $≈ 60^\circ$ и уменьшением амплитуды управляющего воздействия от 40 до 20 дБ.

Исследованиями установлено, что человек реагирует на команду изменением усилия, а не перемещением органа управления. При

наличии усилий на ручке лётчик лучше ощущает положение органа управления и лучше контролирует свои действия (проявляются, таким образом, положительные свойства обратной связи). Именно из этих соображений каналы ручного управления ЛА всегда загружают пропорциональной нагрузкой.

Приведенная квазилинейная модель лётчика страдает рядом недостатков:

1. Человек не работает как чисто линейное звено. Кроме управляющего сигнала он добавляет случайные сигналы (шум). Однако, как показывают эксперименты, в диапазоне частот 0,5 Гц уровень этого шума не превышает 5%.

2. Модель не отражает способность лётчика к экстраполяции своей реакции, т. е. при временном исчезновении входного сигнала лётчик продолжает управление примерно в том же виде, как и при наличии сигнала.

3. Человек осуществляет управление дискретно, квантуя перемещения командных рычагов управления по времени.

4. Модель не учитывает способности лётчика принимать правильные решения при неполной и даже противоречивой информации.

Лётчик обычно оценивает объект как плохой в управлении, если требуется вводить корректирующие действия, особенно с прогнозированием. Наиболее благоприятно, по оценкам лётчика, если его действия описываются передаточной функцией (нейромускульным запаздыванием пренебрегаем) усилительного звена с небольшим запаздыванием.

Установлено, что в пределах своих возможностей лётчик организует управляющую деятельность так, чтобы передаточная функция разомкнутого контура управления оставалась постоянной $W_d(p)W_{cy}(p)W_{ла}(p) = \text{const}$, а величины K_d , T_{d1} , T_{d2} регулируются им так, чтобы вся замкнутая система обладала запасом устойчивости по фазе 60...100 град.

Как показывают исследования, деятельность оператора в процессе управления является случайным процессом, поэтому в более сложных дискретных моделях оператор представляется некоторым каналом связи, характеризующимся определённым уровнем помех и пропускной способностью. Количественные оценки ха-

рактик оператора зависят от многих факторов и тоже являются случайными величинами. Задача конструктора состоит в максимальном ограничении информационных потоков в рутинных (продолжительных, однообразных) операциях.

18. ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЁТА КАК ОБЪЕКТА УПРАВЛЕНИЯ

Представим себе процесс управления в виде следующей схемы, представленной на рис. 18.

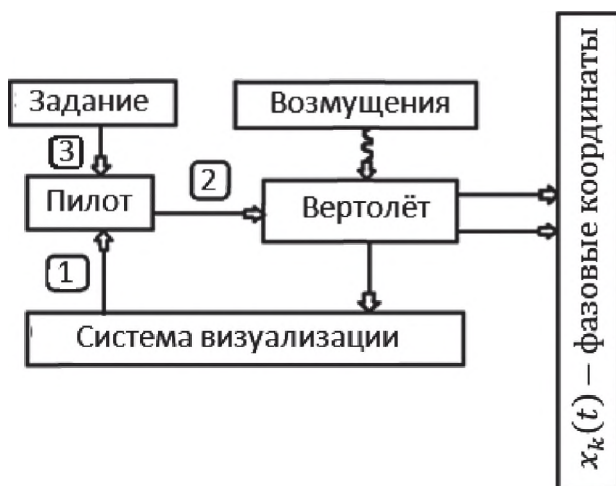


Рис. 18

В процессе полёта в соответствии с заданием лётчик выполняет две функции пилотирования:

- 1) при действии возмущений удерживает параметры полёта вблизи заданных значений (режим стабилизации);
- 2) изменяет необходимые параметры в нужные моменты времени (режим маневрирования).

При этом работа лётчика по выполнению задания для определённого уровня возмущений складывается из обработки информации и принятия решения (этап 1 и 3 на рис. 18), приведение в действие системы управления (этап 2 там же).

Можно оценить управляемость по следующему критерию.

«Управляемостью называется степень сложности (работа лётчика) целенаправленного изменения параметров полёта или их стабилизации».

Количественная оценка этого процесса затруднена ввиду отсутствия точной модели оператора, однако можно выделить 3 группы факторов влияющих на эту оценку:

1. Факторы инженерной психологии.
2. Характеристики объекта управления (вертолёта).
3. Характеристики системы управления объекта.

В первой группе факторов можно улучшить управляемость правильной компоновкой кабины и приборного оборудования, улучшения визуального обзора и т. д. Так, например, стандарты США требуют, чтобы лётчик мог управлять ЛА, не глядя на органы управления. Изучением взаимодействия человека с техническими системами занимается наука «эргономика».

К характеристикам второй группы факторов можно отнести:

1. Устойчивость движения вертолёта.
2. Чувствительность к внешним возмущениям.
3. Характеристики возмущенного движения.
4. Градиенты балансировочных кривых.
5. Реакция на отклонение управляющих органов.
6. Амплитудно-фазовые характеристики вертолёта по управлению.
7. Перекрёстные связи.

18.1. Устойчивость движения вертолёта

Определим понятие устойчивости сложной системы следующим образом:

«Сложная система считается устойчивой, если действие конечно малого возмущения приводит к конечно малому изменению параметров движения системы». Условие конечно малого возмущения означает, что всегда существует определённая величина возмущения, которая делает систему неустойчивой.

Если математическая модель системы представлена линейными дифференциальными уравнениями, то оценку устойчивости

можно проводить по величине корней характеристического уравнения. Общее решение для любой фазовой координаты линейной системы имеет вид:

$$\Delta\eta(t) = A_0 + \sum_{i=1}^{p-1} C_i t^{i+1} + \sum_{k=1}^m A_k e^{p_k t} + \sum_{j=1}^n e^{\alpha_j t} (A_j \cos \beta_j t + B_j \sin \beta_j t),$$

где P — число нулевых корней характеристического уравнения;

n — число комплексных корней;

m — число действительных корней.

Два первых слагаемых могут представлять движение под действием постоянной силы или момента (равноускоренное движение). Вторая сумма образует группу движений, называемых аperiodическими. Третья сумма представляет собой группу колебательных движений.

Достаточным условием устойчивости линейной системы является $p_k < 0$, $\alpha_j < 0$. Существует множество методов оценки устойчивости линейной системы по коэффициентам характеристического уравнения, однако все они являются следствием названного условия.

Зная корни характеристического уравнения можно оценить влияние каждого из них на движение всей системы.

Движение вертолета, состоящее из поступательного движения центра масс и вращательного относительно центра масс, для упрощения анализа обычно разбивается на группы элементарных движений, которые на определённых режимах достаточно слабо влияют друг на друга.

Следует отметить, что общее движение вертолета воспринимается пилотом, также состоящим из ряда движений поочерёдно им управляемым и контролируемым. Очевидно, что согласно определению неустойчивость одного из элементарных движений будет свидетельствовать о неустойчивости вертолётa в целом.

Однако для пилотирования важнейшее значение имеет устойчивость тех движений, которые являются определяющими в общем движении вертолётa. К ним относятся, прежде всего, контроль угловых движений и в зависимости от условий задания высоты полётa.

На режиме висения движения вертолѐта при небольших отклонениях от балансировочного значения слабо связаны между собой. Так, можно рассматривать независимо вертикальное $(\Delta h, \Delta V_y)$, продольное $(\Delta \vartheta, \Delta \Omega_z, \Delta V_x)$ и боковое $(\Delta \gamma, \Delta \Omega_x, \Delta V_z)$ движения, а также движения рыскания $(\Delta \psi, \Delta \Omega_y)$.

Линейная модель вертикального движения имеет вид:

$$\frac{d\Delta V_y}{dt} = \bar{Y}^{V_y} \Delta V_y + \bar{Y}^h \Delta h + \bar{Y}^\Phi \Delta \Phi + \bar{Y}_B;$$

$$\frac{d\Delta h}{dt} = \Delta V_y,$$

где $\bar{Y}^{V_y}$ — вертикальное демпфирование;

$\bar{Y}^h$ — статическая устойчивость по высоте полѐта;

$\bar{Y}^\Phi$ — эффективность вертикального управления.

Все производные с чертой отнесены к массе вертолѐта.

Допустим, на вертолет действует восходящий поток, вызывающий возмущение $\bar{Y}_B = -\bar{Y}^{V_y} W_B$. Преобразуем уравнение по Лапласу при нулевых начальных условиях: $\Delta h(0) = \Delta V_y(0) = \Delta \Phi(0) = 0$;

$$\Delta h(p) = \frac{\bar{Y}_B}{p(p^2 - p\bar{Y}^{V_y} - \bar{Y}^h)}.$$

При полете вне влияния Земли производная $\bar{Y}^h$ определяется изменением плотности воздуха по высоте полѐта и практически равна нулю. В этих условиях решение принимает вид:

$$\Delta h(t) = \frac{\bar{Y}_B}{p_2^2} (e^{p_2 t} - p_2 t - 1); \quad \Delta V_y(t) = \frac{\bar{Y}_B}{p_2} (e^{p_2 t} - 1); \quad p_2 = \bar{Y}^{V_y} < 0.$$

Для вертолѐта МИ-8 на режиме висения $\bar{Y}^{V_y} = -0,2$. Пусть восходящий поток $W_B = 10$ м/с. Оценим движение вертолѐта в течение 10 с.

Потеря контроля высоты на 10 с может привести к её изменению в этих условиях на 60 м, поэтому движение по высоте оценивается пилотом как неустойчивое. Это затрудняет пилотирование особенно на малых высотах. При вертикальном снижении в режиме «вихревого кольца» $\bar{V}_y^V$ может поменять знак. При $\bar{V}_y^V = 0,2$ и снижении со скоростью 10 м/с, изменение высоты составит 200 м.

Продольное движение на режиме висения описывается системой уравнений:

$$\frac{d\Delta V_x}{dt} = \bar{X}^{V_x} \Delta V_x + \bar{X}^\vartheta \Delta \vartheta + \bar{X}^{\Omega_z} \Delta \Omega_z + \bar{X}^{\delta_B} \Delta \delta_B + \bar{X}_B;$$

$$\frac{d\Delta \Omega_z}{dt} = \bar{M}_z^{V_x} \Delta V_x + \bar{M}_z^{\Omega_z} \Delta \Omega_z + \bar{M}_z^{\delta_B} \Delta \delta_B + \bar{M}_{z_B};$$

$$\frac{d\Delta \vartheta}{dt} = \Delta \Omega_z,$$

где $\bar{X}^{V_x}$ — поступательное демпфирование;

$\bar{X}^\vartheta, \bar{X}^{\Omega_z}, \bar{X}^{\delta_B}$ — линейные ускорения, вызванные отклонением угла тангажа $\Delta \vartheta$, угловой скорости $\Delta \Omega_z$ и автомата перекоса $\Delta \delta_B$ от исходного значения на рад или рад/с;

$\bar{M}_z^{V_x}$ — статическая устойчивость по скорости полёта;

$\bar{M}_z^{\Omega_z}$ — продольное демпфирование вертолётa;

$\bar{M}_z^{\delta_B}$ — эффективность продольного управления.

Преобразуем систему по Лапласу при нулевых начальных условиях: $\Delta \vartheta(0) = \Delta \Omega_z(0) = \Delta V_x(0) = \Delta \delta_B(0)$;

$$(p - \bar{X}^{V_x}) \Delta V_x(p) - (\bar{X}^{\Omega_z} p + \bar{X}^\vartheta) \Delta \vartheta(p) = \bar{X}_B(p);$$

$$-\bar{M}_z^{V_x} \Delta V_x(p) + p(p - \bar{M}_z^{\Omega_z}) \Delta \vartheta(p) = \bar{M}_{z_B}(p).$$

Найдём передаточную функцию по возмущению $\bar{M}_{z_B}(p)$:

$$\frac{\Delta V_x(p)}{\bar{M}_{z_B}(p)} = \frac{\bar{X}^{\Omega_z} p + \bar{X}^{\vartheta}}{\Delta 0(p)}; \quad \frac{\Delta \vartheta(p)}{\bar{M}_{z_B}(p)} = \frac{p - \bar{X}^{V_x}}{\Delta 0(p)};$$

$$\Delta 0(p) = p^3 - p^2(\bar{M}_z^{\Omega_z} + \bar{X}^{V_x}) + p(\bar{X}^{V_x} \bar{M}_z^{\Omega_z} - \bar{M}_z^{V_x} \bar{X}^{\Omega_z}) - \bar{M}_z^{V_x} \bar{X}^{\vartheta}.$$

Знаменатель передаточной функции $\Delta 0(p)$, приравненный к нулю, называется характеристическим уравнением.

При исследовании устойчивости данного движения используем частный критерий для уравнения третьего порядка.

Условие аperiodической устойчивости требуют положительности коэффициентов характеристического уравнения:

- 1) $(\bar{M}_z^{\Omega_z} + \bar{X}^{V_x}) < 0$ так как $\bar{X}^{V_x} < 0$, $\bar{M}_z^{\Omega_z} < 0$;
- 2) $\bar{M}_z^{V_x} \bar{X}^{\vartheta} < 0$ при $\bar{M}_z^{V_x} > 0$ так как $\bar{X}^{\vartheta} < 0$;
- 3) должно быть $\bar{M}_z^{V_x} < \frac{\bar{X}^{V_x} \bar{M}_z^{\Omega_z}}{\bar{X}^{\Omega_z}}$, так как $\bar{X}^{\Omega_z} > 0$;
- 4) условие колебательной устойчивости требует:

$$-(\bar{M}_z^{\Omega_z} + \bar{X}^{V_x}) (\bar{X}^{V_x} \bar{M}_z^{\Omega_z} - \bar{M}_z^{V_x} \bar{X}^{\Omega_z}) > -\bar{M}_z^{V_x} \bar{X}^{\vartheta}.$$

Так как последнее условие поглощает третье, получим окончательно:

$$0 < \bar{M}_z^{V_x} < \frac{\bar{X}^{V_x} \bar{M}_z^{\Omega_z}}{\bar{X}^{\Omega_z} + \frac{\bar{X}^{\vartheta}}{\bar{M}_z^{\Omega_z} + \bar{X}^{V_x}}}.$$

При $\bar{M}_z^{V_x} < 0$ вертолёт неустойчив аperiodически.

При $\bar{M}_z^{V_x} > \frac{\bar{X}^{V_x} \bar{M}_z^{\Omega_z}}{\bar{X}^{\Omega_z} + \frac{\bar{X}^{\vartheta}}{\bar{M}_z^{\Omega_z} + \bar{X}^{V_x}}}$ вертолёт неустойчив колебательно.

Для вертолѐта МИ-8 на режиме висения численные значения производных:

$$\bar{M}_z^{\Omega_z} = -0,4596; \quad \bar{X}^{\Omega_z} = 0,6032; \quad \bar{X}^g = -9,784;$$

$$\bar{M}_z^{V_x} = 0,0113; \quad \bar{X}^{V_x} = -0,0314;$$

$$H = 600 \text{ м}; \quad m = 11100 \text{ кг}; \quad x_T = -0,232 \text{ м};$$

$$\bar{M}_z^{V_x} \text{ должна быть } < 0,000695.$$

Для бокового движения $\bar{M}_x^{V_z} = 0,06183$ должна быть меньше 0,0315.

Практически все вертолѐты с шарнирным винтом колебательно неустойчивы на режиме висения в продольном и боковом движении.

Линейная система уравнений движения рыскания имеет вид:

$$\frac{d\Delta\Omega_y}{dt} = \bar{M}_y^{\Omega_y} \Delta\omega_y + \bar{M}_y^{\Phi_{PB}} \Delta\Phi_{PB} + \bar{M}_{y_B};$$

$$\frac{d\Delta\psi}{dt} = \Delta\Omega_y,$$

где $\bar{M}_y^{\Omega_y}$ — боковое демпфирование вертолѐта; $\bar{M}_y^{\Phi_{PB}}$ — эффективность путевого управления.

Возмущенное движение, как и для канала высоты, описывается уравнениями:

$$\Delta\psi(t) = \frac{\bar{M}_{y_B}}{p_2^2} (e^{p_2 t} - p_2 t - 1); \quad \Delta\Omega_y(t) = \frac{\bar{M}_{y_B}}{p_2} (e^{p_2 t} - 1);$$

$$p_2 = \bar{M}_y^{\Omega_y} < 0.$$

Производная $\bar{M}_y^{\Omega_y}$ будет отрицательной при положительном направлении вращения вертолѐта и может быть положительной при отрицательном вращении (работа рулевого винта в зоне вихревого кольца). В последнем случае, как и для вертикальных режимов, движение будет неустойчивым.

На крейсерском режиме полѐта общее движение обычно разделяют на продольное и боковое. Эти движения предположительно

но слабо связаны между собой. Такое разделение заимствовано из динамики самолёта, однако применение этого допущения к вертолёту менее оправдано вследствие большего влияния перекрёстных связей при выполнении манёвров вертолёта.

Проведенная оценка носит приближенный характер. Более точную оценку можно провести по корням характеристического уравнения. Запишем линейные уравнения отдельно для продольного и бокового движения в связанной системе координат при нулевых значениях управлений

$$\Delta\delta_v = \Delta\delta_\omega = \Delta\varphi_{\text{ош}} = \Delta\varphi_{\text{рв}} = 0.$$

Группа уравнений продольного движения:

$$\frac{d\Delta V_x}{dt} = \bar{X}^{V_x} \Delta V_x + \bar{X}^{V_y} \Delta V_y + (\bar{X}^{\Omega_z} + V_{y0}) \Delta\Omega_z + \bar{X}^g \Delta g;$$

$$\frac{d\Delta V_y}{dt} = \bar{Y}^{V_x} \Delta V_x + \bar{Y}^{V_y} \Delta V_y + (\bar{Y}^{\Omega_z} - V_{x0}) \Delta\Omega_z + \bar{Y}^g \Delta g;$$

$$\frac{d\Delta\Omega_z}{dt} = \bar{M}_z^{V_x} \Delta V_x + \bar{M}_z^{V_y} \Delta V_y + \bar{M}_z^{\Omega_z} \Delta\Omega_z;$$

$$\frac{d\Delta g}{dt} = \Delta\omega_z.$$

Преобразуем уравнения по Лапласу. Характеристическое уравнение получим из матрицы коэффициентов продольного движения (рис. 18.1,а), приравнивая её к нулю.

Характеристическое уравнение имеет четвертый порядок. Его решение представлено на рис. 18.1,б в виде зависимости корней в функции безразмерной скорости горизонтального полета μ .

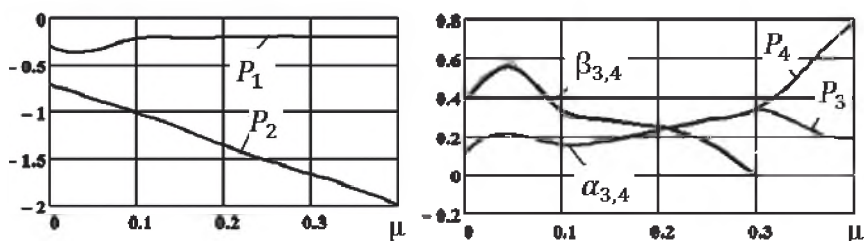
Из рис. 18.1,б следует, что продольное движение апериодически устойчиво до скоростей полета $\mu < 0,3$ и колебательно неустойчиво $\alpha_{3,4} > 0$ в этом же диапазоне скоростей.

Уравнения бокового движения имеют вид:

$$\frac{d\Delta V_z}{dt} = \bar{Z}^{V_z} \Delta V_z + (\bar{Z}^{\Omega_x} - V_{y0}) \Delta\Omega_x + (\bar{Z}^{\Omega_y} + V_{x0}) \Delta\Omega_y + \bar{Z}^g \Delta g;$$

$$\begin{vmatrix} p - \bar{X}^{V_x} & -\bar{X}^{V_y} & -[p(\bar{X}^{\Omega_z} + V_{y0}) + \bar{X}^\Theta] \\ -\bar{Y}^{V_x} & p - \bar{Y}^{V_y} & -[p(\bar{Y}^{\Omega_z} + V_{x0}) + \bar{Y}^\Theta] \\ -\bar{M}_z^{V_x} & -\bar{M}_z^{V_y} & p(p - \bar{M}_z^{\Omega_z}) \end{vmatrix} = 0$$

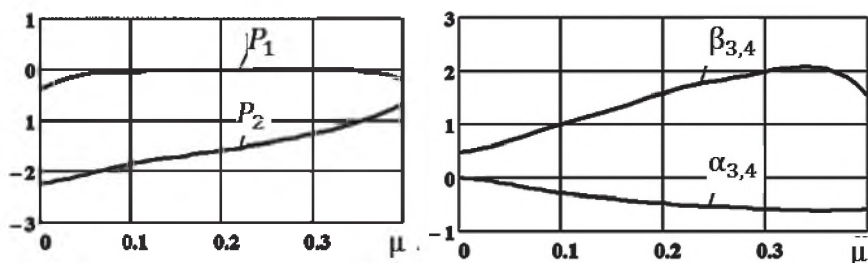
a)



b)

$$\begin{vmatrix} p - \bar{Z}^{V_z} & -\left(\bar{Z}^{\Omega_x} - V_{y0} + \frac{\bar{Z}^\gamma}{p}\right) & -\left(\bar{Z}^{\Omega_y} + V_{x0} - \vartheta_0 \frac{\bar{Z}^\gamma}{p}\right) \\ -\bar{M}_x^{V_z} & -\bar{M}_x^{\Omega_x} & -\bar{M}_x^{\Omega_y} \\ -\bar{M}_y^{V_z} & -\bar{M}_y^{\Omega_x} & p - \bar{M}_y^{\Omega_y} \end{vmatrix} = 0$$

в)



г)

Рис. 18.1

$$\frac{d\Delta\Omega_x}{dt} = \bar{M}_x^V \Delta V_z + \bar{M}_x^{\Omega_x} \Delta\Omega_x + \bar{M}_x^{\Omega_y} \Delta\Omega_y;$$

$$\frac{d\Delta\Omega_y}{dt} = \bar{M}_y^V \Delta V_y + \bar{M}_y^{\Omega_x} \Delta\Omega_x + \bar{M}_y^{\Omega_y} \Delta\Omega_y;$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \Delta\Omega_x - \vartheta_0 \Delta\Omega_y.$$

Матрица коэффициентов бокового движения представлена на (рис. 18.1, в):

Решение характеристического уравнения представлено на (рис. 18.1, г). В боковом движении $P_1 < 0$, $P_2 < 0$, $\alpha_{3,4} < 0$ при всех значениях μ , что свидетельствует об устойчивости бокового движения на всех режимах горизонтального полёта.

18.2. Характер возмущенного движения

Требование к устойчивости режимов полёта не является категоричным применительно к вертолёту как к объекту управления. Для оценки управляемости колебательно неустойчивым объектом можно использовать период свободных колебаний T и время удвоения амплитуды t_2 колебаний, характеризующее скорость нарастания процесса. Очевидно, что период не должно быть меньше 2с, поскольку предельная частота управления лётчиком не превышает 0,5 Гц. Управление объектом с большими частотами вызывает дискомфорт пассажиров и увеличивает нагрузки на конструкцию вертолёта.

Как известно, общее решение системы линейных дифференциальных уравнений например для продольного движения записывается в виде:

$$\Delta V_x(t) = C_{1x} e^{p_1 t} + C_{2x} e^{p_2 t} + e^{\alpha t} (C_{xs} \sin \beta t + C_{xc} \cos \beta t);$$

$$\Delta V_y(t) = C_{1y} e^{p_1 t} + C_{2y} e^{p_2 t} + e^{\alpha t} (C_{ys} \sin \beta t + C_{yc} \cos \beta t);$$

$$\Delta\vartheta(t) = C_{19}e^{p_1 t} + C_{29}e^{p_2 t} + e^{\alpha t}(C_{9s}\sin\beta t + C_{9c}\cos\beta t).$$

Аналогичное решение можно записать для бокового движения.

Как правило, коэффициенты $C_{9s}, C_{9c}, C_{7s}, C_{7c}, C_{\psi s}, C_{\psi c}$ больше линейных коэффициентов, входящих в выражения для скоростей. Поэтому угловые движения при действии возмущений развиваются быстрее линейных и их контроль для лётчика является основной задачей. Из анализа годографа корней характеристического уравнения по скорости полёта продольного и бокового движения вертолета МИ-8 можем построить зависимости периода T и времени удвоения t_2 по скорости полёта μ .

На рис. 18.2,а показано изменение по скорости полёта периода свободных колебаний T и времени удвоения амплитуды t_2 в про-

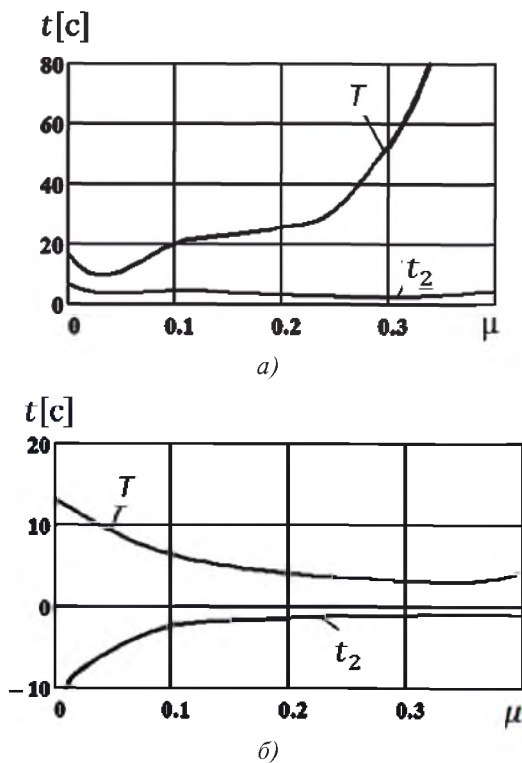


Рис. 18.2

дольном движении вертолѐта МИ-8. На рис. 18.2,б показано изменение по скорости полѐта периода свободных колебаний T и времени удвоения амплитуды t_2 в боковом движении вертолѐта МИ-8.

При боковом движении амплитуды колебаний по крену должны быть меньше или равны амплитудам колебаний по рысканию,

а именно: $\kappa = \sqrt{\frac{C_{\gamma s}^2 + C_{\gamma c}^2}{C_{\psi s}^2 + C_{\psi c}^2}} \leq 1$. В противном случае характер управ-

ления считается неудовлетворительным.

18.3. Чувствительность к внешним возмущениям

Реальный полѐт вертолѐта происходит в условиях турбулентной атмосферы. Постоянная часть ветровых возмущений переводит устойчивый вертолѐт на новый режим полѐта, отличающийся от исходного на величину статических ошибок.

Для колебательно неустойчивого вертолѐта критерием может являться период свободных колебаний T и время удвоения амплитуды t_2 . При действии больших постоянных возмущений амплитуды колебаний пропорциональны величине возмущений, поэтому даже при достаточно больших T и t_2 потеря концентрации летчика может привести к катастрофическим последствиям.

Чувствительность к внешним возмущениям принято оценивать по величине ускорений действующих на вертолѐт в момент времени $t = 0$. В продольном движении:

$$\frac{dV_x}{dt} = -\bar{X}^V_x W_x - \bar{X}^V_y W_y;$$

$$\frac{dV_y}{dt} = -\bar{Y}^V_x W_x - \bar{Y}^V_y W_y;$$

$$\frac{d\Omega_z}{dt} = -\bar{M}_z^V_x W_x - \bar{M}_z^V_y W_y.$$

В боковом движении:

$$\frac{dV_z}{dt} = -\bar{Z}^V_z W_z; \quad \frac{d\Omega_x}{dt} = -\bar{M}_x^V_z W_z; \quad \frac{d\Omega_y}{dt} = -\bar{M}_y^V_z W_z.$$

Для вертолета МИ-8 входящие в уравнения производные имеют следующие числовые значения:

$$\begin{aligned}\bar{X}^V_x &= -0,0123 + KV; \quad \bar{Y}^V_x = -0,2 \div -0,6; \\ \bar{M}_z^V_x &\approx 0,011; \quad \bar{M}_z^V_y = 0 \div 0,004; \\ \bar{Z}^V_z &= -0,025 \div -0,1; \quad \bar{M}_x^V_z = -0,02; \quad \bar{M}_y^V_z = 0,02 \div 0,05.\end{aligned}$$

18.4. Градиенты балансировочных кривых

Направление перемещений и усилия на рычагах управления должны соответствовать правилам реализма. Это правило также соблюдается при управлении скоростью V_y с помощью $\Phi_{\text{ош}}$. На вертолётё нет канала управления скоростями V_x , V_z . Их изменение происходит опосредовано через углы тангажа и крена.

Положительные перемещения рычагов управления соответствуют положительному направлению осей. Следовательно, для увеличения скорости, следуя из правила реализма, необходимо отклю-

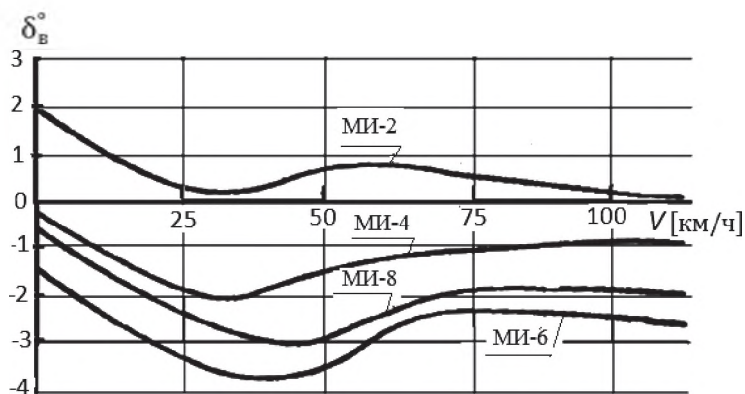
нять ручку от себя. Это равносильно выполнению условия $\frac{d\delta_{\text{в}}}{\Delta V} < 0$.

Балансировочные характеристики одновинтовых вертолётёв на малых скоростях полёта по данным лётных испытаний представлены на рис. 18.4,а.

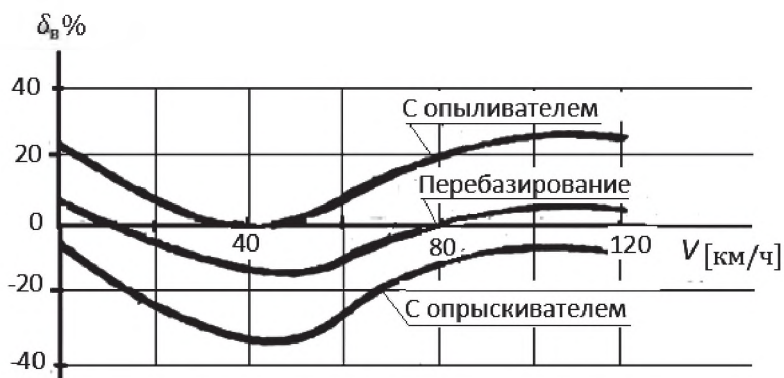
Аналогичные характеристики представлены на рис. 18.4,б для соосного вертолётё КА-26 в различных вариантах применения.

В боковом движении на установившихся режимах полёта со скольжением вертолёт не должен самопроизвольно увеличивать углы скольжения и крена, а должен сопротивляться их увеличению, что потребует от лётчика выполнять условие $\delta_{\text{в}} < 0$, $\delta_{\text{к}} < 0$ при $\beta > 0$.

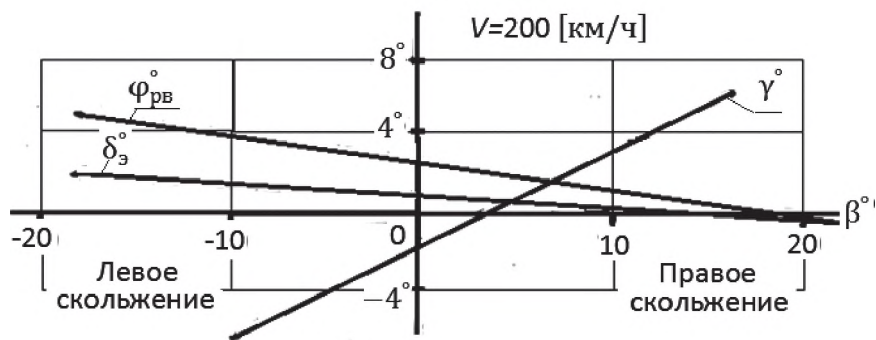
Кроме того, при заданной скорости полёта V_x большему углу скольжения должен соответствовать и больший угол крена.



a)



б)



в)

Рис. 18.4

Следовательно, $\frac{d\delta_{\Pi}}{d\beta} < 0$; $\frac{d\delta_{\Sigma}}{d\beta} < 0$; $\frac{d\gamma}{d\beta} > 0$.

Как показывает опыт (рис. 18.4, *б*), для одновинтовых и соосных вертолётных требуемые знаки градиентов $\frac{d\delta_{\Pi}}{d\beta}$, $\frac{d\delta_{\Sigma}}{d\beta}$, $\frac{d\gamma}{d\beta}$ обеспечиваются в эксплуатационном диапазоне углов скольжения $|\beta| \leq 20 \div 25^\circ$.

18.5. Реакция вертолёта на отклонение рычагов управления

Пусть движение вертолёта описывается линейным эквивалентным дифференциальным уравнением:

$$\frac{d^2 \Delta\eta(t)}{dt^2} + b \frac{d\Delta\eta(t)}{dt} + c \Delta\eta(t) = \bar{M}^\delta \Delta\delta(t),$$

где $\Delta\eta(t)$ — любая координата;

b — коэффициент демпфирования;

c — коэффициент статической устойчивости;

$\bar{M}^\delta$ — эффективность управления;

$\Delta\delta(t)$ — закон управления.

Закон управления теоретически может быть любой, однако лётчик может реализовать в процессе пилотирования только простые законы. Рассмотрим один из таких законов в виде прямоугольного импульса амплитудой A_δ и длительностью τ . Примем $\bar{M}^\delta A_\delta = 1$ и рассмотрим реакцию системы на такое управляющее воздействие. При этом условии движение вертолёта будет являться реакцией системы на постоянное возмущение. Преобразуем дифференциальное уравнение по Лапласу при нулевых начальных условиях:

$$\Delta\eta(0) = \frac{d\eta}{dt}(0) = 0; \quad \frac{d^2\eta}{dt^2}(0) = 1; \quad \Delta\eta(p) = \frac{1}{p(p^2 + bp + c)}.$$

В зависимости от значений коэффициентов b и c решение уравнения будет различным:

1. При $b = c = 0$ — равноускоренное движение:

$$\Delta\eta(t) = \frac{t^2}{2}; \quad \frac{d\Delta\eta(t)}{dt} = t; \quad \frac{d^2\Delta\eta(t)}{dt^2} = 1.$$

2. При $b > 0, c = 0$, , получим:

$$\Delta\eta(t) = \frac{1}{b^2}(e^{-bt} + bt - 1);$$

$$\frac{d\Delta\eta(t)}{dt} = \frac{1}{b}(1 - e^{-bt});$$

$$\frac{d^2\Delta\eta(t)}{dt^2} = e^{-bt}.$$

3. При $b > 0, c \neq 0$ и $b^2 - 4c > 0$ решение представляется в виде:

$$\Delta\eta(t) = \frac{1}{\alpha^2 - \beta^2} \left[1 + e^{\alpha t} \left(\frac{\alpha}{\beta} \sinh(\beta t) - \cosh(\beta t) \right) \right];$$

$$\frac{d\Delta\eta(t)}{dt} = \frac{e^{\alpha t}}{\beta} \sinh(\beta t);$$

$$\frac{d^2\Delta\eta(t)}{dt^2} = e^{\alpha t} \left(\cosh(\beta t) + \frac{\alpha}{\beta} \sinh(\beta t) \right),$$

где

$$\alpha = -\frac{b}{2}; \quad \beta = \sqrt{\frac{b^2}{4} - c}; \quad \sinh(\beta t) = \frac{e^{\beta t} - e^{-\beta t}}{2}; \quad \cosh(\beta t) = \frac{e^{\beta t} + e^{-\beta t}}{2}.$$

4. При $b > 0, c \neq 0$ и $b^2 - 4c < 0$ решение принимает вид:

$$\Delta\eta(t) = \frac{1}{\alpha^2 + \beta^2} \left[1 + e^{\alpha t} \left(\frac{\alpha}{\beta} \sin(\beta t) - \cos(\beta t) \right) \right];$$

$$\frac{d\Delta\eta(t)}{dt} = \frac{e^{\alpha t}}{\beta} \sin(\beta t);$$

$$\frac{d^2\Delta\eta(t)}{dt^2} = e^{\alpha t} \left(\cos(\beta t) + \frac{\alpha}{\beta} \sin(\beta t) \right),$$

где $\alpha = -\frac{b}{2}$; $\beta = \sqrt{\frac{b^2}{4} - c}$.

Пусть ставится задача изменить координату на величину $\Delta\eta_{\text{зад}}$ выполнив при этом условие $\frac{d\Delta\eta}{dt} = \frac{d^2\Delta\eta}{dt^2} = 0$ в конце процесса.

Рассмотрим, прежде всего, систему, в которой $b = c = 0$.

В момент времени $t = 0$ лётчик (рис. 18.5, а) отклоняет орган управления и удерживает его в течение времени τ . Через промежуток времени τ лётчик отклоняет орган управления в противоположную сторону и снова удерживает его в течение времени τ , затем резко возвращает его в нейтральное положение.

На первом участке движение описывается уравнениями:

$$\Delta\eta(t)_1 = \frac{t^2}{2}; \quad \frac{d\Delta\eta(t)_1}{dt} = t; \quad \frac{d^2\Delta\eta(t)_1}{dt^2} = 1.$$

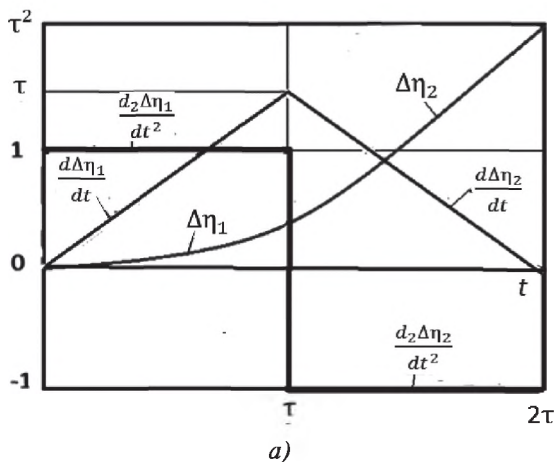
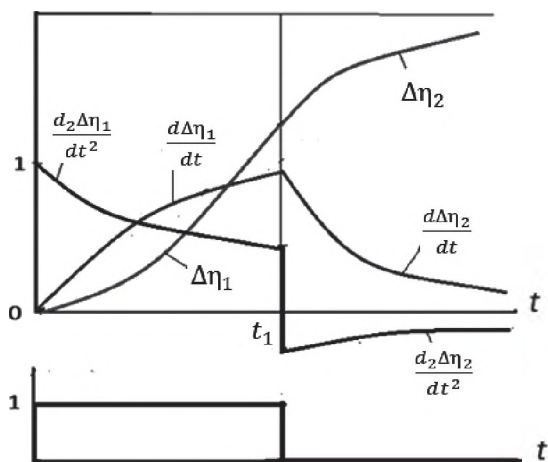
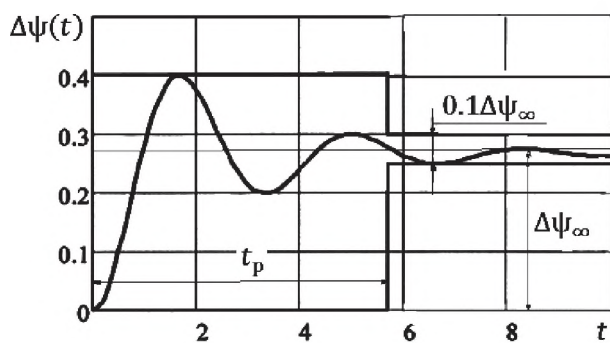


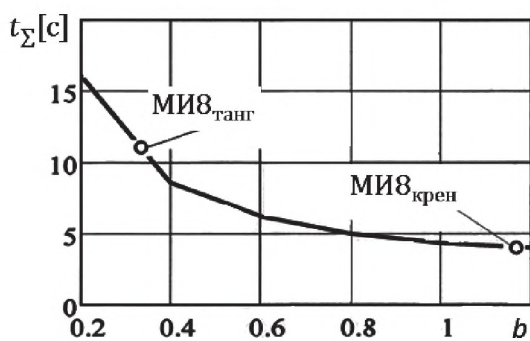
Рис. 18.5 (начало)



б)



в)



г)

Рис. 18.5

На втором участке:

$$\Delta\eta(t)_2 = \frac{\tau^2}{2} + \tau t - \frac{t^2}{2}; \quad \frac{d\Delta\eta(t)_2}{dt} = \tau - t; \quad \frac{d^2\Delta\eta(t)_2}{dt^2} = -1.$$

Такой тип реакции системы носит название «управление по ускорению». Для его реализации требуются двойные хода ручки управления, изменение координаты пропорционально τ^2 .

Рассмотрим второй случай $b > 0$, $c = 0$. Как и в первом случае лётчик (рис. 18.5,б) отклоняет ручку управления и удерживает её в течение времени τ_1 . Движение описывается уравнениями:

$$\Delta\eta(t)_1 = \frac{1}{b^2}(e^{-bt} + bt - 1); \quad \frac{d\Delta\eta(t)_1}{dt} = \frac{1 - e^{-bt}}{b}; \quad \frac{d^2\Delta\eta(t)_1}{dt^2} = e^{-bt}.$$

На втором участке лётчик возвращает ручку управления в нейтральное положение и удерживает её в течение времени τ_2 . Преобразуем уравнение по Лапласу учитывая, что на втором участке $\bar{M}^s A_s = 0$ и оно происходит при начальных условиях:

$$\Delta\eta(\tau_1) = \frac{1}{b^2}(e^{-b\tau_1} + b\tau_1 - 1); \quad \frac{d\Delta\eta(\tau_1)}{dt} = \frac{1 - e^{-b\tau_1}}{b};$$

$$\Delta\eta(p)_2 = \frac{1}{p}\Delta\eta(\tau_1) + \frac{1}{p(p+b)}\frac{d\Delta\eta(\tau_1)}{dt}.$$

Подставляя начальные условия и переходя к переменной t , получаем формулы для вычисления координаты $\Delta\eta(t)$ и её производных на временном отрезке τ_2 :

$$\Delta\eta(t)_2 = \Delta\eta(t)_1 + \frac{d\Delta\eta}{dt}(\tau_1)\frac{1}{b}(1 - e^{-bt}).$$

$$\frac{d\Delta\eta}{dt}(t)_2 = \frac{d\Delta\eta}{dt}(\tau_1)e^{-bt}. \quad \frac{d^2\Delta\eta}{dt^2}(t)_2 = -b\frac{d\Delta\eta}{dt}(\tau_1)e^{-bt}.$$

В авиационной практике принято считать затухающий процесс законченным, если последующее приращение не превышает 5% от предельного значения, то есть:

$$e^{-b\tau_2} = 0,05, \text{ тогда } \tau_2 = \frac{3}{b} \text{ при условии, что } e^{-3} \approx 0.$$

При этих допущениях $\Delta\eta_2(\tau_2) = \Delta\eta(\tau_1) + \frac{d\Delta\eta}{dt}(\tau_1)\frac{1}{b}$ и общее время процесса $\tau = \tau_1 + \frac{3}{b}$.

Реализация процесса требует одинарного отклонения ручки продолжительностью τ_1 с последующим удержанием в нейтральном положении в течение времени τ_2 . Такой процесс называется «управление по скорости».

Если $b > 0$, $c \neq 0$ и $b^2 - 4c < 0$ решение имеет вид:

$$\Delta\eta(t) = \frac{1}{\alpha^2 + \beta^2} \left[1 + e^{\alpha t} \left(\frac{\alpha}{\beta} \sin(\beta t) - \cos(\beta t) \right) \right],$$

где $\alpha = -\frac{b}{2}$; $\beta = \sqrt{\frac{b^2}{4} - c}$; $\Delta\eta_\infty = \lim_{t \rightarrow \infty} \Delta\eta(t) = \frac{1}{c}$.

Время окончания процесса τ_p определяется из решения уравнения:

$$e^{\alpha\tau_p} \left(\frac{\alpha}{\beta} \sin(\beta\tau_p) - \cos(\beta\tau_p) \right) = 0,05$$

и зависит от демпфирования системы b и статической устойчивости c . Каждому отклонению ручки соответствует определённое изменение координаты $\Delta\eta_\infty$ (рис. 18.5, в). Такой процесс называется «управление по положению».

Сравним все эти процессы по времени реализации. Допустим требуется изменить координату на единицу при единичном управ-

ляющем воздействии. При управлении по ускорению на это потребуется 1 с.

При управлении по скорости время t_{Σ} будет зависеть от демпфирования b (табл. 18.5) и (рис. 18.5,з).

Таблица 18.5

b	0,2	0,4	0,6	0,8	1	1,2
τ_1	1,05	1,13	1,2	1,29	1,38	1,49
τ_{Σ}	16,05	8,63	6,2	5,04	4,31	3,99

Управление каналом крена на висении (рис. 18.5,з) вертолѐта Ми-8 можно считать удовлетворительным, т. к. $\tau_{\Sigma} \approx 3,5$ с.

При управлении в канале курса на крейсерском режиме $b = -\bar{M}_y^{\omega_y} = 0,83$, $c = -\bar{M}_y^{\beta} = 3,75$; время регулирования составляет $\tau_p = 5,75$; $\Delta\psi_{\max} = 0,262$. Такой тип управления требует либо большого хода педалей $\Delta\delta_n$, либо высокой эффективности управления $\bar{M}_y^{\delta_n}$.

18.6. Амплитудно-фазовые характеристики по управлению

Мы рассмотрели реакцию вертолѐта на ступенчатое отклонение рычага управления. Эта характеристика может определять управляемость на режимах, связанных с изменением траектории полета (режим маневрирования). Однако при полѐте в условиях турбулентной атмосферы пилот совершает периодические движения ручкой с целью удерживать вертолѐт на заданной траектории (режим стабилизации). Для оценки реакции системы на периодические воздействия применяют амплитудно-фазовые характеристики (АФХ). Исследуем этот процесс на простой модели.

Пусть движение, как и ранее, описывается уравнением:

$$\frac{d^2 \Delta \eta(t)}{dt^2} + b \frac{d \Delta \eta(t)}{dt} + c \Delta \eta(t) = \bar{M}^\delta \Delta \delta(t),$$

где $\Delta \delta(t) = A_\delta \sin \omega t$.

Преобразуем уравнение по Лапласу при нулевых начальных условиях и $\bar{M}^\delta A_\delta = 1$, получим $\Delta \eta(p) = \frac{\omega}{(p^2 + \omega^2)(p^2 + bp + c)}$.

Решение уравнения $\eta(t)$ складывается из собственного движения $\eta_1(t)$ и вынужденного движения $\eta_2(t)$:

$$\eta(t) = \eta_1(t) + \eta_2(t);$$

$$\eta_1(t) = A_1(\omega) e^{\alpha t} [\sin \beta t - \Phi_1(\omega)];$$

$$\eta_2(t) = A_2(\omega) e^{\alpha t} [\sin \omega t - \Phi_2(\omega)].$$

Выражения для функций $A_1(\omega), A_2(\omega), \Phi_1(\omega), \Phi_2(\omega)$ имеют вид:

$$A_1(\omega) = \frac{\omega}{\beta} A_2(\omega); \quad A_2(\omega) = \frac{1}{\sqrt{(c - \omega^2)^2 + b^2 \omega^2}};$$

$$\Phi_1(\omega) = \arctg \frac{-2\alpha\beta}{\alpha^2 - \beta^2 + \omega^2}; \quad \Phi_2(\omega) = \arctg \frac{b\omega}{c - \omega^2}.$$

Движение $\eta_1(t)$ будет затухающим при $\alpha < 0$, нейтральным при $\alpha = 0$ или нарастающим при $\alpha > 0$. Движение $\eta_2(t)$ происходит с постоянной по времени амплитудой $A_2(\omega)$ и частотой ω . Зависимости $A_2(\omega)$ и $\Phi_2(\omega)$ называются амплитудно-фазовыми характеристиками линейной системы.

Для рассматриваемой модели движения АФХ хорошо изучены при различных сочетаниях b, c и представлены в соответствующей литературе. На рис. 18.6,а представлены зависимости $\eta_1(t), \eta_2(t)$ для $b = 0,4, c = 1, \omega = 1$.

При исследовании объекта, моделируемого системой высоко-го порядка АФХ значительно отличаются от АФХ, рассмотренных в данном разделе. В качестве примера приведем АФХ вертолёта МИ-8 по управлению на режиме висения. Из рис. 18.6,б,в,г следует, что в рабочем диапазоне частот управления $\omega \approx 1,25$. АФХ скорости $V_x(\omega), V_y(\omega)$ и угла тангажа $\vartheta(\omega)$ существенно нелинейны.

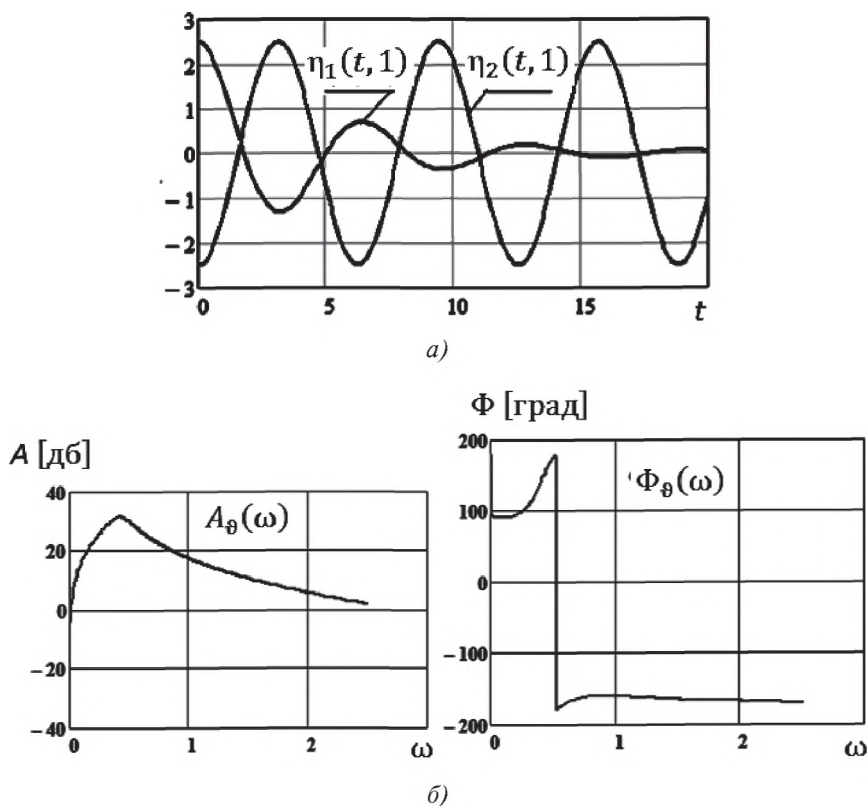
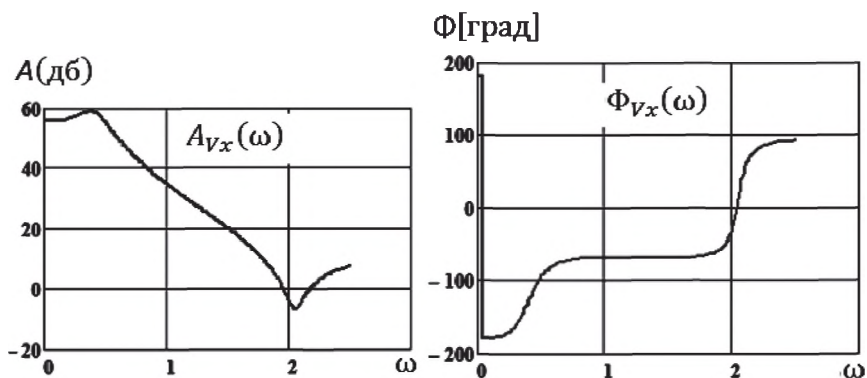
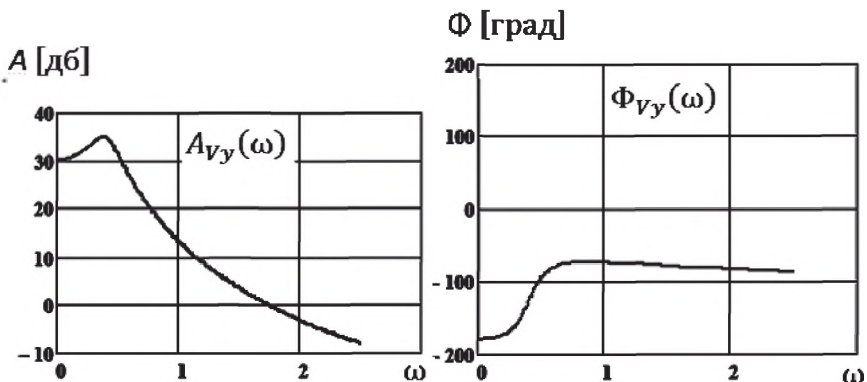


Рис. 18.6 (начало)



б)



в)

Рис. 18.6

Амплитудные характеристики выражены в децибеллах $A[\text{дБ}] = 20 \log A(\omega)$, фазовые характеристики выражены в градусах.

18.7. Перекрёстные связи

Управляемость вертолётom ухудшается из-за повышенной взаимосвязи движений при действии управления. Как показывает опыт, отклонение любого рычага управления приводит к разбалансировке по всем каналам. Взаимосвязь движений крена и курса при вращении вертолётa с угловыми скоростями Ω_x, Ω_y происходит из-

за наличия центробежного момента инерции J_{xy} . Уравнения движения в этом случае имеют следующий вид:

$$J_x \frac{d\Omega_x}{dt} - (J_x - J_y)\Omega_y\Omega_z - J_{xy} \left(\frac{d\Omega_y}{dt} - \Omega_x\Omega_z \right) = M_x;$$

$$J_y \frac{d\Omega_y}{dt} - (J_x - J_z)\Omega_x\Omega_z - J_{xy} \left(\frac{d\Omega_x}{dt} - \Omega_y\Omega_z \right) = M_y.$$

Допустим $\Omega_z = 0$, тогда решение системы уравнений будет записано так:

$$\frac{d\Omega_x}{dt} = \frac{J_y M_x + J_{xy} M_y}{J_x J_y + J_{xy}^2}; \quad \frac{d\Omega_y}{dt} = \frac{J_x M_y + J_{xy} M_x}{J_x J_y + J_{xy}^2}.$$

Если M_x и M_y — управляющие или возмущающие воздействия, то перекрёстная связь очевидна из решения.

Перекрёстные связи управления можно характеризовать величиной угловых ускорений, действующих в момент начала движения: $\bar{M}_x^{\Phi_{\text{ош}}}$, $\bar{M}_y^{\Phi_{\text{ош}}}$, $\bar{M}_z^{\Phi_{\text{ош}}}$, $\bar{M}_x^{\delta_{\text{н}}}$, $\bar{M}_z^{\delta_{\text{н}}}$ и т. п.

Определенное влияние на управляемость оказывают производные: $\bar{M}_x^V$, $\bar{M}_y^V$, $\bar{M}_z^V$, $\bar{M}_x^V$, $\bar{M}_z^V$.

Особенно сильно оно проявляется при резких изменениях скорости, угла тангажа или угла курса. Дополнительная нагрузка на пилота вертолѐта из-за перекрёстных связей может быть достаточно велика. Их уменьшение — один из источников улучшения управляемости. Наиболее эффективна компенсация перекрёстных связей с помощью автоматических устройств, включаемых в СУ вертолѐта.

19. ВЕРТОЛѐТ В ТУРБУЛЕНТНОЙ АТМОСФЕРЕ

В предыдущем разделе мы рассмотрели критерии чувствительности к внешним возмущениям, которые применимы для оценки реакции вертолѐта на возмущения типа «импульс». Однако в про-

цессе полёта вертолёт подвергается по большей части длительным периодическим возмущениям, вызываемым турбулентной атмосферой (ТА). Рассмотрим приближённую математическую модель ТА, используемую при исследовании динамики ЛА.

Как показывают эксперименты, движение воздушных масс перемененно как во времени, так и в пространстве. При моделировании процесса принято делить движения на крупномасштабное и мелкомасштабное (турбулентность). Атмосферная турбулентность предположительно имеет форму отдельных зон турбулентности (ЗТ), в каждой из которых турбулентность однородна и изотропна. Первое означает, что статистические характеристики турбулентности одинаковы в каждой точке ЗТ, второе — что при статистическом описании ЗТ координатные оси можно ориентировать произвольно.

На высотах менее 30 м, вследствие влияния земной поверхности, турбулентность обладает свойствами однородности и изотропности в значительно меньшей степени.

Допустим, что скорость воздуха в ЗТ является случайной функцией от времени и от координат

$$\vec{W}_B = \vec{W}(x, y, z, t) = \vec{W}_0 + \vec{\phi},$$

где $\vec{W}_0$ — постоянная составляющая скорости ветра;

$\vec{\phi}$ — переменная составляющая скорости ветра.

Будем считать, что для летящего вертолёта поле скоростей ветра в ЗТ является «замороженным», т. е. не меняется в процессе полёта (гипотеза Тейлора). При этих допущениях для математического описания ЗТ пригоден аппарат стационарных случайных функций, обладающих эргодическим свойством.

Рассмотрим некоторые статистические характеристики такой функции, определённые на интервале $[-x, x]$, где под x понимается любая координата.

1. Среднее значение, или математическое ожидание:

$$W_{x0} = \lim_{x \rightarrow \infty} \frac{1}{2x} \int_{-x}^x W(x) dx,$$

где W_x — проекция полного вектора скорости ветра на данное направление.

2. Дисперсия, или средний квадрат отклонения:

$$\sigma_{W_x}^2 = \lim_{x \rightarrow \infty} \frac{1}{2x} \int_{-x}^x (W(x) - W_{x0})^2 dx.$$

3. Корреляционная функция, характеризующая степень связи случайной функции $W(x)$ в точках x и $x + \kappa$:

$$R_{W_x}(\kappa) = \lim_{x \rightarrow \infty} \frac{1}{2x} \int_{-x}^x W(x)W(x + \kappa)dx,$$

очевидными при этом являются соотношения:

$$R_{W_x}(0) = \sigma_{W_x}^2, R_{W_x}(\infty) = W_{x0}.$$

4. Спектральная плотность, характеризующая распределение по частоте интенсивности или мощности случайной функции:

$$S_W(\Omega) = \frac{2}{\pi} \int_0^\infty R_W(\kappa) \cos(\Omega \kappa) d\kappa.$$

Или, наоборот,

$$R_W(\kappa) = \int_0^\infty S_W(\Omega) \cos(\Omega \kappa) d\Omega.$$

При $\kappa = 0$ $\sigma_{W_x}^2 = \int_0^\infty S_W(\Omega) d\Omega.$

Доказано, что для создания математической модели ЗТ достаточно знать лишь корреляционные функции продольных по выбранному направлению порывов ветра $R_{W_x}(\kappa)$ и перпендикулярных к этому направлению порывов $R_{W_y}(\kappa)$ и $R_{W_z}(\kappa)$.

Характеристики этих корреляционных функций установлены при помощи экспериментов в аэродинамических трубах (рис. 19.1),

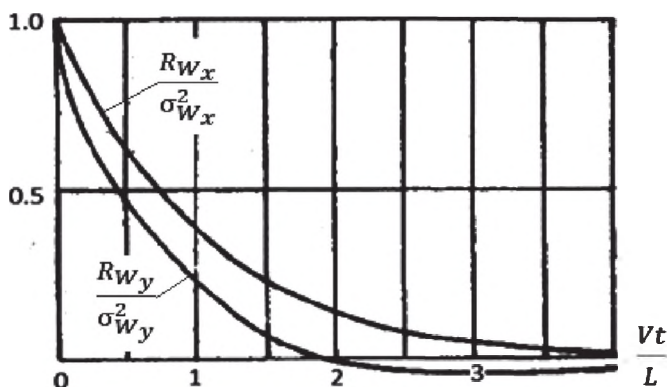


Рис. 19.1

где создавалась практически однородная и изотропная турбулентность. Обычно корреляционные функции имеют вид:

$$R_{W_x}(t) = \sigma_{W_x}^2 e^{-\frac{Vt}{L}}; \quad R_{W_y}(t) = \sigma_{W_y}^2 \left(1 - \frac{Vt}{L}\right) e^{-\frac{Vt}{L}},$$

где $V = \frac{\kappa}{t}$ — средняя воздушная скорость вертолѐта;

$\sigma_{W_x}^2, \sigma_{W_y}^2$ — среднеквадратические значения порывов ветра;

t — временной интервал;

L — масштаб турбулентности, характеризующий линейные размеры области ТА, в которой ещё прослеживается корреляционная связь.

Формулы могут быть использованы во всѐм диапазоне скоростей полѐта вертолѐта, необходимо только учесть $L_x = 2L_y$.

При $h = 0 \div 300$ м можно считать $L_x = h$ при $h > 300$ м $L_x = 300$ м.

Средняя скорость W_{x0} в диапазоне высот $h = 300 \div 500$ м

(рис. 19.2) определяется из выражения $W_{x0} = W_{x01} \left(\frac{h}{h_1}\right)^p$, которое описывает изменение профиля средних скоростей по высоте. Обычно принимается $p = 0,15 \div 0,25$, $h = 10$ м, $W_{x01} = 3 \div 4$ м/с.

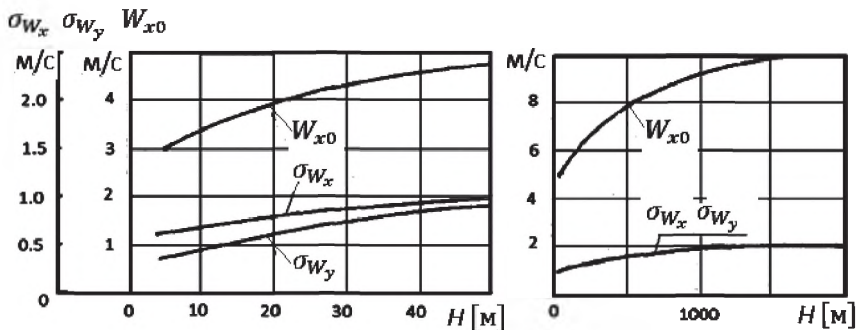


Рис. 19.2

Среднеквадратическое значение в приземном слое $h < 30$ м составляет $(0,15 \div 0,25) W_{x0}$ и можно принять $\sigma_{W_x} = \sigma_{W_z}$, а величину σ_{W_y} можно вычислить по формуле:

$$\sigma_{W_y} = \sigma_{W_x} (1 - e^{k_{\sigma} h}),$$

где $k_{\sigma} = 0,058 + 0,142e^{-0,077}$.

На высотах $h > 30 \div 50$ м имеет место равенство

$$\sigma_{W_x} = \sigma_{W_y} = \sigma_{W_z} = \sigma_W.$$

Для свободной атмосферы (высота несколько сотен метров) σ_{W_y} может быть получена из функции распределения вероятностей $F(\sigma_W)$ (рис.19.3).

На левом рис. 19.3 представлено изменение функции распределения $F(\sigma_W)$ для различных состояний атмосферы:

1. Турбулентность ясного неба.
2. Турбулентность кучевых облаков.
3. Грозовая турбулентность.

На правом рис. 19.3 представлено изменение функции распределения $F(\sigma_W)$ для разных интервалов высот:

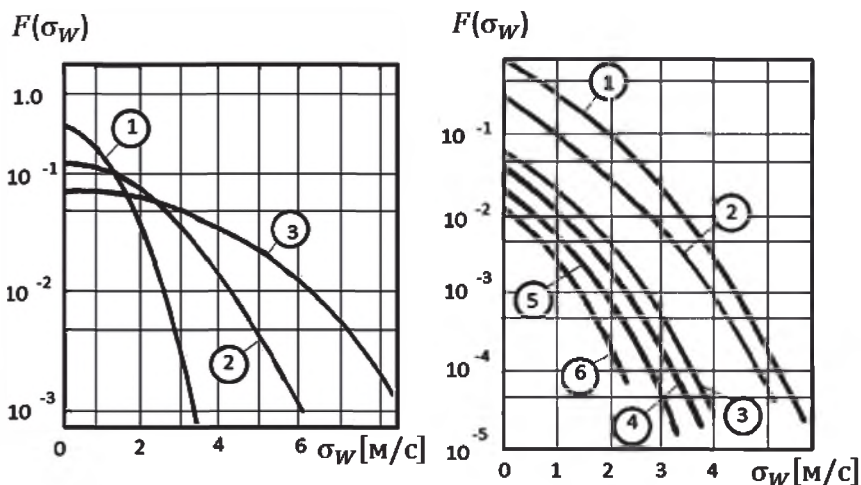


Рис. 19.3

- | | |
|------------------------------|------------------------------|
| 1. $H = 30 \div 300$ м. | 2. $H = 300 \div 600$ м. |
| 3. $H = 600 \div 3000$ м. | 4. $H = 3000 \div 11000$ м. |
| 5. $H = 11000 \div 15000$ м. | 6. $H = 15000 \div 18000$ м. |

При исследовании воздействия ТА на вертолёт обычно принимают следующие допущения:

1. Пренебрегают неравномерностью порывов ветра в объёме, занятом вертолётном.

2. Предполагают, что скорости горизонтальных и вертикальных порывов не коррелированы между собой и, следовательно, их воздействие можно изучать отдельно.

3. Силы и моменты, действующие на вертолёт, определяют по гипотезе стационарности.

4. Механизм воздействия ТА на летящий вертолёт и вертолёт, находящийся на режиме висения, считают одинаковым.

При интегрировании дифференциальных уравнений движения вертолётной скорости порывов ветра обычно вычисляются с помощью корреляционных функций. В результате расчёта можно получить изменение по времени параметров полёта $\Delta\theta(t)$, $\Delta V(t)$ и т. д. и

соответствующие дисперсии $\sigma_{\dot{\gamma}}^2$, σ_V^2 и т. д. Если вертолёт представлен линейной моделью, то исследование воздействия ТА на вертолёт можно проводить с помощью его частотных характеристик. Пусть $\Phi(i\omega)$ — частотная характеристика вертолёта по отношению к возмущению (порыву ветра) и $S(\omega)$ — спектральная плотность возмущения, то спектральная плотность изменения какого-либо параметра движения будет:

$$S_k(\omega) = |\Phi_k(i\omega)|^2 S_W(\omega),$$

откуда $\sigma_k^2 = \int_0^\infty S_k(\omega) d\omega$, где k — индекс соответствующего параметра.

Для примера можно указать формулы спектральной плотности скоростей ветра, полученные интегрированием ранее указанных выражений:

$$S_{W_x}(\omega) = \sigma_{W_x}^2 \frac{L}{\pi} \frac{2V^2}{V^2 + \omega^2 L^2}; \quad S_{W_y}(\omega) = \sigma_{W_y}^2 \frac{L}{\pi} \frac{V^2(V^2 + 3\omega^2 L^2)}{(V^2 + \omega^2 L^2)^2}.$$

При действии случайных возмущений на устойчивый вертолёт за критерий управляемости можно принимать величины динамических ошибок, например $\sigma_{\dot{\gamma}}^2$, σ_V^2 и т. п.

20. КРИТЕРИИ И ОЦЕНКА УПРАВЛЯЕМОСТИ ВЕРТОЛЁТА

Если принять за характеристику управляемости расход энергии пилота по выполнению какой-нибудь задачи, он будет определяться тремя факторами: условиями полёта, выполняемой задачей и характеристиками ЛА. Третью группу факторов мы рассмотрели в предыдущих разделах курса.

Рассмотрим влияние на управляемость остальных факторов.

Расход энергии возрастает при полёте по приборам в условиях ограниченной видимости, в горной местности, в турбулентной атмосфере и т. п. Всё это определяет категорию «условия полета».

Полёт на предельно малых высотах, выполнение монтажных работ на режиме висения, взлёт и посадка на ограниченные площадки, полёт с грузом на внешней подвеске и т. п. определяют категорию «выполняемая задача». На рис. 20.1 представлена диаграмма количества движений органов управления за 2,5 минуты полета:

- 1) полёт на больших высотах;
- 2) горизонтальный полёт на малых высотах;
- 3) полёт на предельно малых высотах.

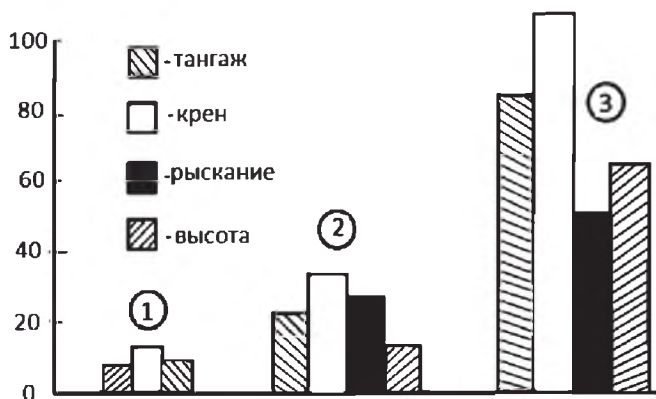


Рис. 20.1

Известно, что обеспечение высокого уровня управляемости неизбежно связано с усложнением конструкции, увеличением стоимости или ухудшением ЛТХ вертолётa.

Для международной сертификации по соответствующей категории вертолёт должен удовлетворять условиям, изложенным в следующих документах:

«Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории АП 29 2003г Россия». Этот документ адаптирован к международным документом «Стандарты летной годности FAA FAR 29 США». Для военных вертолётов желательно руководствоваться «Требованиями к военным вертолётам ADC 33 США»

Выполнение минимальных требований к управляемости является важнейшим этапом проектирования вертолета.

Эти требования прежде всего определяются условиями применения вертолета. В соответствии с правилами АП 29 различают вертолёты, предназначенные для полёта в условиях визуального полёта (ПВП) и для полёта по приборам (ППП).

Условия эксплуатации могут быть нормальными и аварийными.

По характеру выполняемых задач все вертолёты можно условно разделить на маневренные, ограниченно маневренные, неманевренные, тяжёлые, сверхтяжёлые. Кроме того, для разделения выполняемой задачи вводят категории этапов полёта.

Категория А — этапы, на которых требуется точное слежение, быстрое маневрирование.

Категория Б — этапы, на которых требуется только точное удержание траектории (взлёт и посадка, монтажные работы).

Категория В — не требует точного управления и быстрого маневрирования (крейсерский полёт, набор высоты, снижение и т. п.).

При заданных условиях и категориях полёта расход энергии пилота будет определяться только характеристиками управляемости вертолёта. Для их оценки вводят три уровня управляемости:

уровень 1 — характеристики управляемости хорошо согласуются с требованиями этапа полёта;

уровень 2 — характеристики управляемости обеспечивают выполнение задач этапа, но при некотором снижении эффективности и увеличении нагрузки на пилота;

уровень 3 — характеристики управляемости не обеспечивают выполнение задач этапа или обеспечивают его с чрезмерной нагрузкой на пилота.

20.1. Критерии управляемости

Авиационная практика выработала ряд количественных показателей управляемости. Рассмотрим наиболее употребительные из них. В общем случае управляемое движение ЛА определяется соотношением аэродинамических и инерционных сил, действующих в данный момент времени.

На этапах, не связанных с резким маневрированием преобладают аэродинамические силы. Управляемое движение ЛА на ма-

лых и нулевых скоростях определяется главным образом инерционными силами.

Поэтому для вертолётов за характеристики управляемости можно принять ускорения, действующие в момент времени $t = 0$ при единичном отклонении органа управления. Эти характеристики носят название «эффективность управления»:

$\bar{M}_z^{\delta_v}$ — эффективность продольного управления;

$\bar{M}_x^{\delta_\vartheta}$ — эффективность поперечного управления;

$\bar{M}_y^{\delta_H}$ — эффективность путевого управления;

$\bar{Y}_\Phi$ — эффективность вертикального управления.

Угловые ускорения при максимальном ходе рычага управления носят название «мощность управления»:

$$\varepsilon_{z \max} = 0,5 \bar{M}_z^{\delta_v} \delta_v; \quad \varepsilon_{x \max} = 0,5 \bar{M}_x^{\delta_\vartheta} \delta_\vartheta; \quad \varepsilon_{y \max} = 0,5 \bar{M}_y^{\delta_H} \delta_H,$$

где $\delta_v, \delta_\vartheta, \delta_H$ — максимальные перемещения органов управления.

Мощность управления должна гарантировать управляемость на всех разрешенных режимах полёта. Так, на этапе горизонтального полёта мощность $\varepsilon_{z \max}$ затрачивается на балансировку вертолёта по скорости, изменение центровки в полёте, парирование возмущений в турбулентной атмосфере, маневрирование.

Для каналов, управляемых по скорости, может быть применён критерий чувствительности управления как величина установившейся угловой скорости на единицу отклонения органа управления.

Так, например, для канала крена $\frac{\Delta \Omega_x}{\Delta \delta_\vartheta} \approx \Omega_x^{\delta_\vartheta} = \frac{\bar{M}_x^{\delta_\vartheta}}{\bar{M}_x^{\Omega_x}}$.

Наконец, при управлении по положению за критерий принимается расход управления на единицу изменения управляемого параметра. Так, при управлении скольжением

$$\frac{\Delta \delta_H}{\Delta \beta} \approx \delta_H^\beta = \frac{\bar{M}_y^\beta}{\bar{M}_y^{\delta_H}} [\text{мм}]; \quad \frac{\Delta \delta_\vartheta}{\Delta \beta} \approx \delta_\vartheta^\beta = \frac{\bar{M}_x^\beta}{\bar{M}_x^{\delta_\vartheta}} [\text{мм}].$$

Эти параметры определяет расход ручки и педалей на создания угла скольжения в один радиан. При больших значениях параметров вертолёт воспринимается «вялым», при малых — очень «резким».

При выполнении вертикальных манёвров, связанных с изменением высоты, пользуются понятием нормальной перегрузки n_y . Причём эта перегрузка может создаваться как изменением шага винта C_T^p , так и изменением угла атаки C_T^α .

Первый способ используется на малых скоростях, второй — на больших скоростях полёта, где кинетическая энергия вертолёта достаточно высока. Параметры $\delta_\phi^{n_y}$, $\delta_\psi^{n_y}$ нормируют расход управления на создание единицы перегрузки.

20.2. Запасы управления

Запасы управления определяются разницей между конструктивным пределом отклонения органа управления и потребным для балансировки его максимальным отклонением. Назначаемые минимальные запасы управления в общем случае должны обеспечивать:

1. Компенсацию упругих деформаций конструкции вертолета.
2. Выполнение разрешенных манёвров в пределах установленных летных ограничений.
3. Парирование воздействия на вертолет атмосферных возмущений умеренной интенсивности.
4. Компенсацию возможных ошибок пилотирования.
5. Компенсацию в неточности определения взлетной массы и истинной центровки вертолета;
6. Отличие от серийных экземпляров вертолета данного типа от исходного экземпляра, прошедшего летные испытания в геометрии, жесткости проводки, регулировке системы управления и т.п.

Запасы управления ограничивают по конструктивным соображениям. С увеличением диапазона отклонения АП возрастают масса деталей и нагрузки, передаваемых от лопастей на втулку и систему управления. Кроме того, эти ограничения связаны с не-

обходимостью исключения удара лопастей по фюзеляжу при резком маневрировании вертолета.

Для выявления минимальных запасов управления рассматривают режимы полета, на которых отклонения рычагов управления

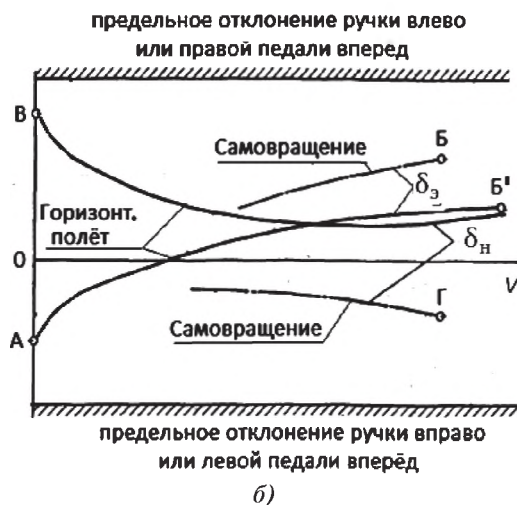
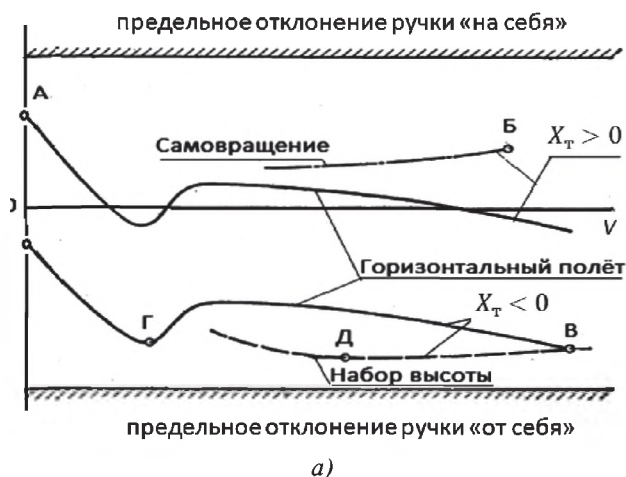


Рис. 20.2

максимальны. В продольном канале управления (рис. 20.2,а) наименьший запас продольного управления «на себя» имеет место при предельно передней центровке на режиме висения вне влияния земли при ветре сзади (точка А) и на максимальной скорости при предельно передней центровке на режиме самовращения (точка Б).

Наименьший запас управления «от себя» получается при предельно задней центровке на максимальной скорости горизонтального полета при минимальных оборотах несущего винта и наибольшем полетном весе (точка В). Иногда наименьшие запасы управления «от себя» имеют место на малых скоростях полета вне влияния земли на участках «ложки» (точка Г) или на больших скоростях полета при наборе высоты на максимальной мощности двигателя (точка Д).

Режимы, на которых запасы поперечного отклонения ручки управления и перемещения педалей являются наименьшими, показаны на рис. 20.2,б. Для одновинтового вертолета с левым направлением вращения наименьший запас поперечного управления вправо $\delta_y < 0$ соответствует режиму висения (или малым скоростям полета) при ветре справа (точка А). Наименьший запас отклонения поперечного управления влево при полете без скольжения имеет место на больших скоростях полета на режиме самовращения с минимальными оборотами несущего винта (точка Б).

Для путевой балансировки вертолета с несущим винтом левого вращения требуется отклонение правой педали вперед, поэтому минимальный запас путевого управления по правой педали имеет место на режиме висения вне влияния земли при ветре слева (точка В). Минимальный запас управления по левой педали соответствует режимам планирования при самовращении несущего винта (точка Г).

Режимы полета с максимальными отклонениями продольного и поперечного управления, а также с максимальными перемещениями вперед левой педали определить несложно, так как эти отклонения мало зависят от высоты полета и температуры наружного воздуха. Но для определения максимального отклонения правой педали (точка В) необходимо найти критические значения высоты и температуры наружного воздуха на режиме висения.

Как мы уже отмечали, предельные отклонения тарелки автомата перекоса ограничиваются конструктивными соображениями, поэтому из практики эксплуатации задают величины запасов управления и, тем самым, ограничивают диапазон допустимых центровок.

Приведем величины запасов управления по отклонению АП, основанные на опыте летной эксплуатации нескольких типов транспортных одновинтовых вертолетов с рулевым винтом.

При выборе запасов продольного управления на максимальной скорости горизонтального полета (точка В) $\delta_B = -(0,5 \div 1)^\circ$, если

производная $\frac{dM_z}{zV} < 0$, и $\delta_B = -(1 \div 2)^\circ$, если $\frac{dM_z}{zV} > 0$.

Такие же требования относятся к точке Д, соответствующей набору высоты.

Запас для режима самовращения (точка Д) составляет $\delta_B \approx (2 \div 3)^\circ$. На режиме висения (точка А) запас также имеет величину $\delta_B \approx (2 \div 3)^\circ$. В точке Г на «ложке» дается запас $\delta_B \approx -1^\circ$.

Для путевого управления можно рекомендовать на режиме висения (точка В) в безветрие $\Delta\varphi_{pв} = (4 \div 4,5)^\circ$. На режиме самовращения (точка Г) $\Delta\varphi_{pв} = -(3 \div 5)^\circ$.

Запас поперечного управления на режиме висения (точка А) $\Delta\delta_B = -2^\circ$ для условия полёта без ветра.

При полете на режиме самовращения (точка Д) запас управления $\Delta\delta_B = (2,5 \div 3)^\circ$.

20.3. Оценка управляемости вертолёта

Оценка сложности выполнения полётного задания может быть проведена только самим пилотом, поэтому наиболее объективным является метод экспертных оценок. В качестве экспертов выступают опытные лётчики в количестве не менее трёх. Полётные за-

дания, включающие различные фазы полёта выполняются либо на тренажерах, либо на летающих лабораториях с переменными характеристиками. В этом случае изменения характеристик устойчивости и управляемости происходят с помощью специального вычислительного устройства, включенного в контур управления.

Обычно испытания на наземном пилотажном стенде и на вертолете — имитаторе дополняют друг друга. При стендовом моделировании исследования проводятся в более широком диапазоне изменения параметров управляемости и устойчивости, но само моделирование менее достоверно, поскольку в этом случае смоделировать весь комплекс ощущений пилота чрезвычайно трудно. На вертолете-имитаторе ощущения моделируются весьма подробно, но сами испытания дороже, а с точки зрения безопасности довольно сложно, а порой и невозможно проводить исследования в широком диапазоне параметров устойчивости и управляемости, особенно на предельных режимах.

Для удобства обработки результатов испытаний разработаны специальные шкалы оценок, с помощью которых субъективные оценки лётчиков могут быть выражены в баллах.

Наиболее известной в авиационной практике является десятибалльная шкала Купера-Харпера (рис. 20.3,а), в которой наилучшая управляемость оценивается в 1 балл, а отсутствие управляемости в 10 баллов. Шкала строится таким образом, чтобы максимально облегчить пилоту вынесение оценки (выбор из двух альтернатив).

Опыт показывает, что разброс оценок группы пилотов, полученных с помощью этой шкалы не превышает одного балла. Удобной формой представления результатов испытаний являются кривые равных оценок построенные при различных сочетаниях параметров. На рис. 20.3,б и в представлены кривые равных оценок в зависимости от демпфирования и эффективности управления, полученные по испытаниям на тренажере.

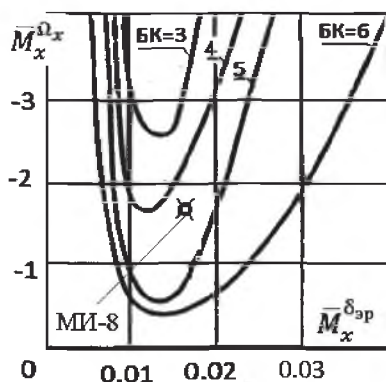
Как выяснилось, наибольшее влияние на оценку оказывает соотношение между эффективностью управления и демпфированием. Таким образом, для хороших оценок требуется соразмерность реакции вертолётa на действия летчика. Достаточно большие значения эффективности и демпфирования могут быть достигнуты

Шкала Купера

Условия работы	Общая оценка управляемости	Балл оценки	Характеристика управляемости	Возможность выполнения полетного задания	Возможность выполнения безопасной посадки
Нормальные	Удовлетворительная	1	Превосходная, включая оптимальную	Есть	Есть
		2	Хорошая, пиотирование доставляет удовольствие	Есть	Есть
		3	Удовлетворительная, но имеются некоторые неприятные особенности	Есть	Есть
Аварийные	Неудовлетворительная	4	Приемлемая, но имеются неприятные особенности	Есть	Есть
		5	Неприемлемая для нормальной работы	Сомнительная	Есть
		6	Приемлемая только для аварийных условий*	Сомнительная	Есть
Опасные ситуации	Неприемлемая	7	Неприемлемая даже для аварийных условий*	Нет	Сомнительная
		8	Неприемлемая — опасная	Нет	Нет
		9	Неприемлемая — практическое отсутствие управляемости	Нет	Нет
	Опасная	10	Движения настолько резкие, что могут помешать аварийному покиданию	Нет	Нет

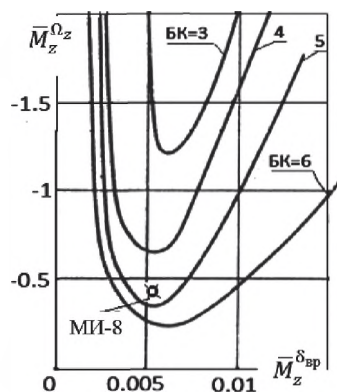
* Отказ системы автоматической стабилизации.

а)



б)

Рис. 20.3



в)

только на лёгких (малые моменты инерции) или на соосных (большие y_3) вертолѐтах.

21. СТАБИЛИЗАЦИЯ ДВИЖЕНИЙ ВЕРТОЛѐТА ОТНОСИТЕЛЬНО ЦЕНТРА МАСС

Движения относительно центра масс называются угловыми. По отношению к земной системе координат положение вертолѐта задаѐтся: углом тангажа ϑ , углом крена γ и углом курса ψ . Из практики эксплуатации известно, что управление вертолѐтом, не имеющим средств автоматической стабилизации угловых положений затруднено.

Это вызвано следующими обстоятельствами:

а) с углами ϑ и γ связано положение равновесия вертолѐта на установившихся режимах полѐта (балансировка), угол ψ определяет направление полѐта;

б) ограниченностью предельных отклонений ϑ и γ ;

в) более интенсивным развитием угловых движений, чем линейных при действии возмущений;

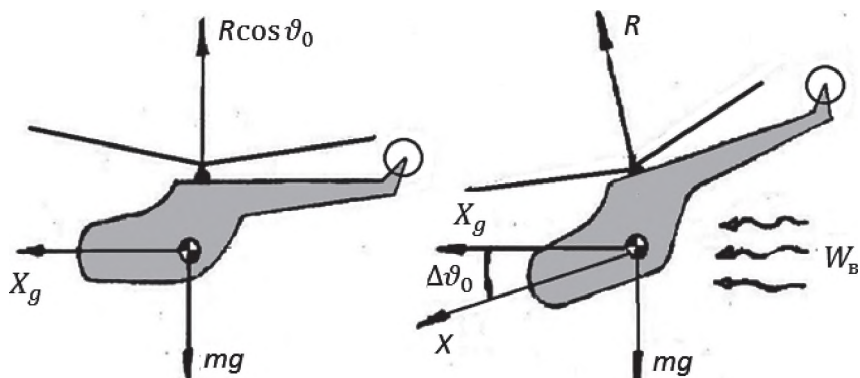
г) неустойчивостью вертолѐтов на большинстве режимов полѐта, особенно на малых скоростях и режиме висения.

Таким образом, система, стабилизирующая угловые положения фюзеляжа при всех возможных возмущениях, должна существенно улучшить управляемость и уменьшить вероятность ошибок пилотирования.

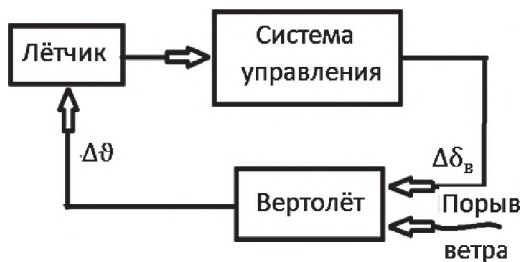
21.1. Принципы стабилизации

Чтобы составить представление об автоматической стабилизации, рассмотрим упрощенно работу лѐтчика при стабилизации угла тангажа на режиме висения (рис. 21.1,а) В исходном положении вес вертолѐта уравнивается тягой несущего винта и угол тангажа имеет определённую величину ϑ_0 . При действии возмущений угол тангажа изменится на величину $\Delta\vartheta_0$.

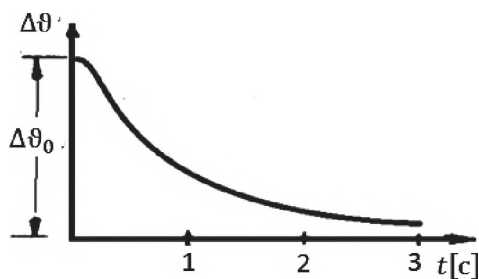
Структурная схема стабилизации изображена на рис. 21.1,б.



а)



б)



в)

Рис. 21.1

С помощью земных ориентиров или авиагоризонта пилот оценивает знак и величину отклонения $\Delta\vartheta_0$ и приводит в действие систему управления, отклоняя равнодействующую R до тех пор, пока $\Delta\vartheta_0$ не станет близким к нулю (рис. 21.1, в).

Такой принцип стабилизации носит название «регулирование по отклонению». Чтобы система стабилизации была приведена в действие, необходимо иметь некоторую разность между текущим и желаемым значением стабилизируемого параметра (рассогласование).

Возможен другой принцип регулирования, когда результат действия возмущения предсказуем заранее. Например, при сбросе груза пилот одновременно уменьшает общий шаг, чтобы удерживать заданную высоту и избежать нежелательных вертикальных перегрузок. Этот принцип носит название «регулирование по возмущению».

В авиационной практике наибольшее распространение получили системы, построенные по первому принципу вследствие их достаточно простой реализации и, следовательно, большей надёжности. Второй принцип применяют в сочетании с первым для улучшения качества стабилизации.

21.2. Законы управления

Из рис. 21.2 следует, что система, выполняющая функции пилота в режиме стабилизации тангажа, должна содержать чувствительные элементы, улавливающие величину и знак отклонения $\Delta\theta_0$, и силовой привод, отклоняющий автомат перекоса по определённому закону.

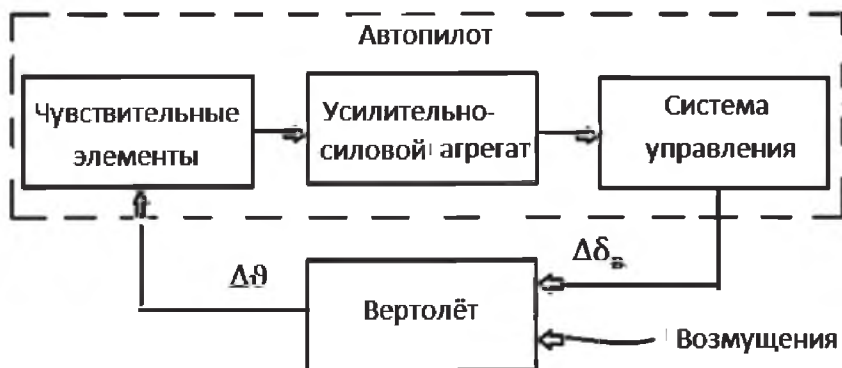


Рис. 21.2

Теоретическую зависимость отклонения управляющего органа от сигналов чувствительных элементов называют законом управления. Выбор закона управления определяется требованиями к свойствам всей системы: устойчивостью, переходными процессами, необходимостью компенсации перекрёстных связей, уменьшением динамических ошибок при полёте в турбулентной атмосфере и т. д.:

$$\Delta\delta_{\text{в}} = F\left(\Delta\vartheta, \frac{d\Delta\vartheta}{dt}, \frac{d^2\Delta\vartheta}{dt^2}, \int_0^t \Delta\vartheta dt \dots\right).$$

При этом $\Delta\vartheta, \frac{d\Delta\vartheta}{dt}, \frac{d^2\Delta\vartheta}{dt^2}$ могут быть получены или непосредственно с чувствительных элементов, или с помощью бортовых электронных устройств взаимным преобразованием. Простейшим является пропорциональный закон управления $\Delta\delta_{\text{в}} = -i_{\vartheta}\Delta\vartheta$, где i_{ϑ} — коэффициент пропорциональности, а знак «минус» означает, что отклонение $\Delta\delta_{\text{в}}$ должно быть противоположно отклонению $\Delta\vartheta$. Такой закон управления может обеспечить устойчивость системы. Однако вследствие малого углового демпфирования $\bar{M}_z^{\Omega_z}$ характеристическое уравнение системы будет иметь комплексные корни, а следовательно, реакция на возмущение будет носить колебательный характер.

Таким образом, данная система не обеспечивает требуемого качества регулирования. Опытный лётчик оценивает не только величину $\Delta\vartheta$, но и с помощью вестибулярного аппарата может оценить величину угловой скорости $\Delta\Omega_z$. В этом случае закон управления будет иметь вид:

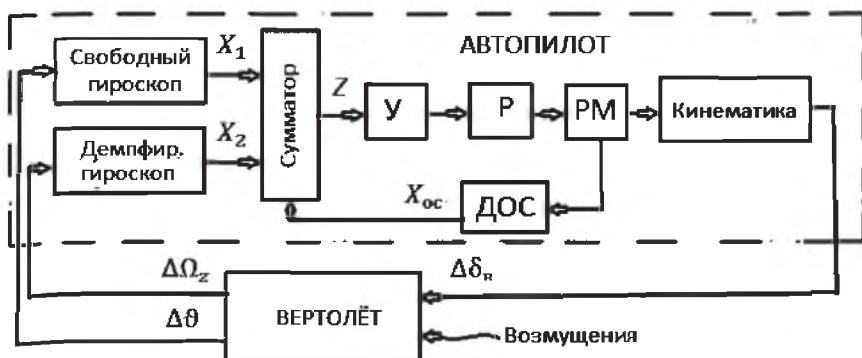
$$\Delta\delta_{\text{в}} = -i_{\vartheta}\Delta\vartheta - i_{\Omega_z}\Delta\Omega_z.$$

При определённых сочетаниях i_{ϑ} и i_{Ω_z} корни могут быть действительными, а следовательно, переходные процессы будут апериодическими. Такой закон управления применен в отечественном автопилоте АП-34Б в каналах тангажа, крена, курса и высоты.

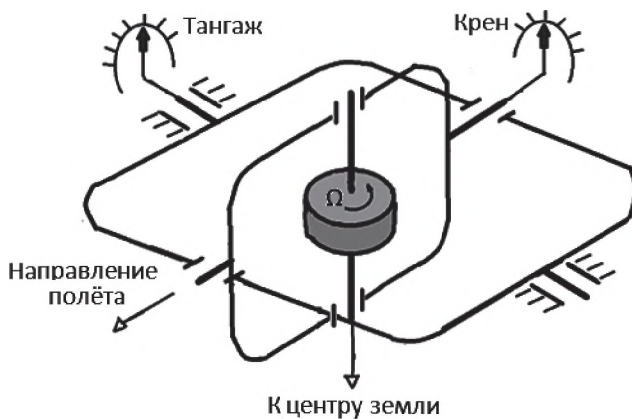
21.3. Структурная схема стабилизации вертолёт-автопилот

Рассмотрим структурную схему стабилизации угла тангажа по элементам (рис. 21.3,а).

Отклонение фюзеляжа по тангажу и крену от заданного значения измеряется гироскопом. Основным элементом этого прибора является трехстепенный гироскоп, ось которого с помощью специальных корректирующих устройств всегда направлена к центру земли (рис. 21.3,б).



а)



б)

Рис. 21.3 (начало)

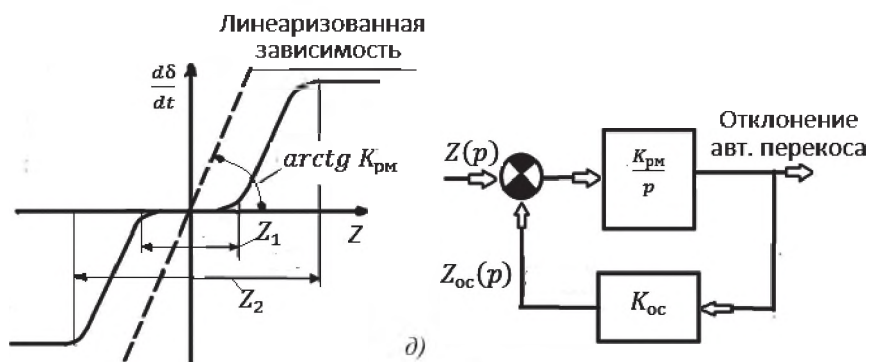
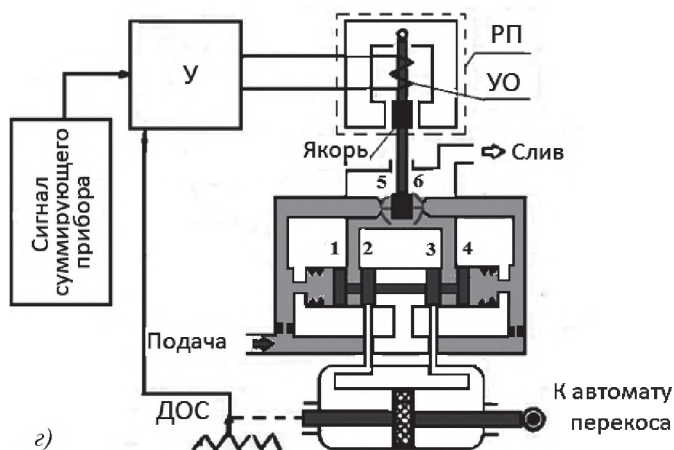
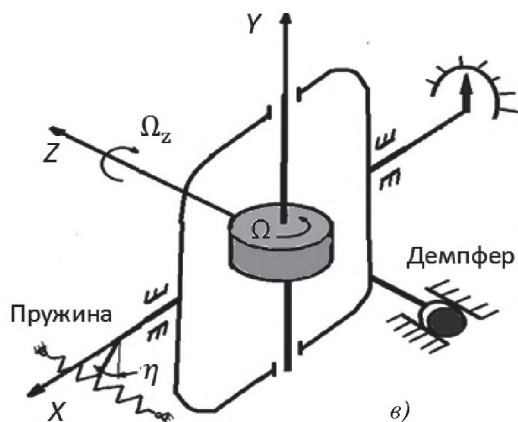


Рис. 21.3

Если сигналы от гировертикали используются не только в автопилоте, но для других целей (например в системе управления оружием), то тогда она называется центральной гировертикалью (ЦГВ). Современные ЦГВ – это сложные прецизионные приборы, работающие с высокой точностью.

Для измерения угла отклонения в горизонтальной плоскости применяется гироскопический индукционный компас (ГИК). Он служит для визуального наблюдения за курсом и как датчик угла рыскания в автопилоте.

ЦГВ имеет сложную динамику, однако её уравнение упрощенно можно записать в виде:

$$\Delta \bar{\vartheta} = K_1 \Delta \vartheta,$$

где $\Delta \bar{\vartheta}$ — электрический сигнал на выходе ЦГВ; K_1 — коэффициент усиления ЦГВ.

Датчик угловой скорости (ДУС) представляет собой двухступенной гироскоп (рис. 21.3, в).

При вращении фюзеляжа относительно оси Z , относительно оси X гироскопа возникает момент прецессии:

$$M_{\text{прец}} = J \Omega \Omega_z,$$

где J — момент инерции ротора гироскопа;

Ω — угловая скорость ротора.

Момент прецессии уравнивается пружиной:

$$M_{\text{прец}} = M_{\text{пр}} \quad \text{или} \quad J \Omega \Omega_z = K_{\text{пр}} \eta L,$$

где L — длина поводка пружины, откуда $\eta = \frac{J \Omega}{K_{\text{пр}} L} \Omega_z$.

При постоянной угловой скорости ротора Ω угол поворота рамки прямо пропорционален угловой скорости Ω_z .

Для улучшения динамики ДУС в него введён демпфер. Пренебрегая динамикой ДУС, можно записать: $\bar{\Omega}_z = K_2 \Omega_z$, где $\bar{\Omega}_z$ — электрический сигнал на выходе ДУС; K_2 — коэффициент усиления ДУС.

Обычно ДУС маркируется по величине предельной измеряемой угловой скорости. Например ДУС 18АС имеет предельную угловую скорость 18 град/с. На вертолёт ДУС устанавливаются на одном основании и строго ориентируются по осям связанной системы координат.

Поскольку чувствительные элементы, как правило, дают слабые управляющие сигналы, которые не могут быть использованы для непосредственного управления объектом, их необходимо усиливать с помощью усилителей мощности. В системах стабилизации применяются усилители различных типов: магнитные, полупроводниковые, электромагнитные, релейные и др. Наибольшее распространение получили магнитные усилители. Считая характеристику усилителя линейной, можно записать: $U_{\text{вых}} = KU_{\text{вх}}$, где K — коэффициент усиления усилителя; $U_{\text{вых}}$, $U_{\text{вх}}$ — напряжения электрического сигнала на выходе и входе усилителя.

Для преобразования электрического сигнала $U_{\text{вых}}$ в механическое перемещение золотника гидроусилителя (ГУ) применяют рулевые машинки (РМ). В системах стабилизации вертолёт широко применяются электрические и электрогидравлические РМ.

В РМ первого типа электродвигатель вращает ходовой винт, по которому перемещается гайка, соединённая с золотником ГУ.

РМ второго типа представляет собой гидроусилитель, золотник которого управляется электромеханическим преобразователем. В качестве преобразователя может применяться поляризованное реле (РП).

Электрогидравлические РМ обычно объединяются с основным ГУ, образуя комбинированный агрегат управления (КАУ). Такой агрегат КАУ— 30Б применяется на вертолёт МИ-8. Рассмотрим работу электрогидравлической РМ, изображенной на рис. 21.3,2. При отсутствии тока в управляющей обмотке УО якорь поляризованного реле РП занимает нейтральное положение, и давление гидравлической жидкости в точках 5 и 6 одинаковое. Следовательно, управляющий золотник ГУ также нейтрален и полости силового цилиндра заперты. При появлении тока в УО якорь РП отклоняется в зависимости от направления тока, уменьшая слив из одной полости соплового аппарата и увеличивая из другой. Это приводит к изменению перепада давления между поршнями 1 и 4

и перемещению управляющего золотника в сторону меньшего давления.

Если давление в цепи «подача» постоянно, то скорость перемещения штока силового цилиндра $\frac{d\delta}{dt}$ пропорциональна скорости жидкости, протекающей через окна 2 и 3. Ширина окон 2 и 3 пропорциональна величине смещения золотника. На рис. 21.3,б изображена зависимость скорости $\frac{d\delta}{dt}$ от величины тока Z управляющей обмотке. Здесь Z_1 — зона нечувствительности, появляющаяся из-за необходимости запасов перекрытия окон 2 и 3 в нейтральном положении для устранения перетекания жидкости из цепи «подача» в цепь «слив». Z_2 — зона насыщения, соответствующая полному открытию окон золотника и, следовательно, максимальной скорости $\frac{d\delta}{dt}$ при заданном усилии на штоке и давлении в системе.

Исследование динамики ГУ с такой нелинейной характеристикой является самостоятельной задачей. В частности, в системе с таким ГУ возможно возникновение автоколебаний из-за наличия зоны нечувствительности Z_1 или неустойчивости типа «предельного цикла» из-за наличия зоны насыщения Z_2 . Для предварительного анализа заменим нелинейную зависимость линейной

$\frac{d\delta}{dt} = K_{\text{рм}} Z$. При постоянном входном сигнале Z_0 зависимость вы-

хода штока от времени будет $\delta(t) = \int_0^t Z_0 dt = K_{\text{рм}} Z_0 t$.

В операторном виде $\frac{\delta(t)}{Z(p)} = \frac{K_{\text{рм}}}{p}$ характеристика представляет собой интегрирующее звено с коэффициентом усиления $K_{\text{рм}}$. Можно показать, что характеристическое уравнение системы, содержа-

шей такое устройство, практически всегда имеет пару комплексных корней, а следовательно, переходный процесс будет колебательным.

Рассмотрим РМ с жесткой отрицательной обратной связью.

Согласно рис. 21.3, δ имеем $Z_{oc}(p) = K_{oc}\delta(p)$. Уравнение рулевой машинки: $\delta(p) = \frac{K_{pm}}{p}[Z(p) - Z_{oc}(p)]$.

Подставляя $Z_{oc}(p)$ в уравнение рулевой машинки, получаем:

$$\frac{\delta(t)}{Z(p)} = \frac{K}{Tp + 1}, \quad T = \frac{1}{K_{pm}K_{oc}}, \quad K = \frac{1}{K_{oc}}.$$

Из интегрирующего звена мы получили инерционное звено с постоянной времени T и коэффициентом усиления K . Поскольку $K_{oc} \gg 1$, можно добиться существенного уменьшения времени запаздывания T , однако чрезмерное уменьшение этого времени может привести к самовозбуждению ГУ. Предельное значение добротности такого ГУ $D = \frac{1}{T} \approx 50$.

21.4. Вывод уравнения системы стабилизации угла тангажа

Стабилизация угла тангажа может быть осуществлена автопилотами разных схем. В частности, в качестве входного воздействия может быть взята ещё и скорость полёта. Обратная связь может быть не жёсткой, а дифференциальной. В качестве чувствительных элементов могут быть использованы приборы, измеряющие ускорения — «акселерометры» и т. д. При выводе уравнения примем за основу структурную схему, изображённую на рис. 21.4. Здесь приняты следующие обозначения:

K_g — коэффициент усиления ЦГВ;

K_{Ω_z} — коэффициент усиления ДУС;

K_1, K_2, K_3 — коэффициенты усиления суммирующего прибора для сигналов X_1, X_2, X_{oc} ;

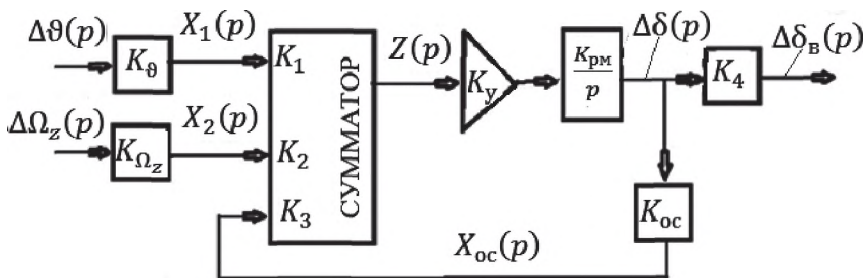


Рис. 21.4

K_y — коэффициент усиления усилителя;

$K_{\text{рм}}$ — коэффициент усиления РМ как интегрирующего звена;

K_{oc} — коэффициент усиления обратной связи от штока РМ к суммирующему прибору;

K_4 — коэффициент кинематики.

Запишем в операторной форме уравнения отдельных звеньев автопилота:

$$\delta_{\text{в}}(p) = -K_4 \Delta\delta(p) \text{ — уравнение кинематики;}$$

$\Delta\delta(p) = \frac{K_{\text{рм}}}{p} K_y Z(p)$ — уравнение рулевой машинки совместно с усилителем;

$Z(p) = K_1 X_1(p) + K_2 X_2(p) + K_3 X_{\text{oc}}(p)$ — уравнение суммирующего прибора;

$$X_1(p) = K_{\theta} \Delta\theta(p) \text{ — уравнение ЦГВ;}$$

$$X_2(p) = K_{\Omega_z} \Delta\Omega_z(p) \text{ — уравнение ДУС;}$$

$$X_{\text{oc}}(p) = -K_{\text{oc}} \Delta\delta(p) \text{ — уравнение обратной связи.}$$

Подставляя уравнение кинематики во все последующие, получаем:

$$\Delta\delta_{\text{в}}(p) = -\frac{K_4 K_{\text{рм}} K_y}{p} \left[K_1 K_{\theta} \Delta\theta(p) + K_2 K_{\Omega_z} \Delta\Omega_z(p) + \frac{K_3 K_{\text{oc}}}{K_4} \Delta\delta_{\text{в}}(p) \right].$$

Введём обозначения:

$$T_a = \frac{1}{K_{\text{рм}} K_y K_3 K_{\text{oc}}}; \quad i_{\theta} = \frac{K_4 K_1 K_{\theta}}{K_3 K_{\text{oc}}}; \quad i_{\Omega_z} = \frac{K_4 K_2 K_{\Omega_z}}{K_3 K_{\text{oc}}}.$$

Тогда уравнение запишется в следующем виде:

$$(T_a p + 1)\delta_v(t) = -i_9 \Delta\vartheta(p) - i_{\Omega_z} \Delta\Omega_z(p).$$

Используя соотношение $\Delta\Omega_z(p) = P\Delta\vartheta(p)$, получаем выражение для передаточной функции автопилота:

$$W_a(p) = \frac{\Delta\delta_v(t)}{\Delta\vartheta(p)} = -\frac{i_9 + P i_{\Omega_z}}{T_a p + 1}.$$

Таким образом, уравнение автопилота определяется тремя параметрами:

T_a — постоянной времени инерционного звена;

i_9 — передаточным числом по углу тангажа;

i_{Ω_z} — передаточным числом по угловой скорости.

Выясним физический смысл передаточных чисел i_9 и i_{Ω_z} .

При определении i_9 сигнал $\Delta\Omega_z$ должен отсутствовать, тогда дифференциальное уравнение автопилота примет вид:

$$T_a \frac{d\Delta\delta_v(t)}{dt} + \Delta\delta_v(t) = -i_9 \Delta\vartheta(t).$$

Допустим, что сигнал $\Delta\vartheta$ изменился на $\Delta\vartheta_0$, тогда после окончания переходного процесса $\frac{d\Delta\delta_v}{dt} = 0$. При этом получаем:

$$i_9 = -\frac{\Delta\delta_v}{\Delta\vartheta_0} = \frac{\text{Градус отклонения АП}}{\text{Градус отклонения фюзеляжа}}.$$

Аналогично, если сигнал $\Delta\vartheta$ отключён, а вертолёт вращается с постоянной угловой скоростью $\Delta\Omega_z$, то после окончания переходного процесса получаем:

$$i_{\Omega_z} = -\frac{\Delta\delta_v}{\Delta\Omega_z} = \frac{\text{Градус отклонения АП}}{\text{Градус / с отклонения фюзеляжа}}.$$

Таким образом, передаточные числа i_{ϑ} и i_{Ω_z} характеризуют реакцию автопилота на изменение угла тангажа и угловой скорости фюзеляжа вертолѐта. Как будет показано далее, динамические и статические характеристики вертолѐта с системой стабилизации угла тангажа в основном определяются T_a , i_{ϑ} , i_{Ω_z} .

22. ТРЕБОВАНИЯ К УПРАВЛЕНИЮ И БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛѐТА ВЕРТОЛѐТА С АВТОПИЛОТОМ

Эти требования изложены в нормативном документе АП-29.

Рассмотрим некоторые из них, изложенные в категории ПВП «Правила визуального полѐта».

А. Автопилот должен быть спроектирована так, чтобы АП мог:

- 1) пересиливаться одним пилотом, чтобы дать ему возможность управлять вертолѐтом;
- 2) легко и надёжно отключаться любым пилотом для устранения влияния АП на управление вертолѐтом.

Б. При отсутствии автоматической синхронизации в кабине необходим указатель положения РМ.

В. Органы ручного управления АП должны быть легкодоступны для пилотов.

Г. Автопилот не должен приводить к опасным отклонениям от траектории на любых режимах полета при действии пилота, включая аварийные, при условии вмешательства в пределах приемлемого периода времени.

Особенно жѐсткие требования предъявляются в категории ППП «Правила полѐта по приборам», в частности:

- 1) вероятность отказа, способная воспрепятствовать продолжению полѐта и посадки должна быть сведена к нулю;
- 2) вертолѐт должен сохранять управляемость без приложения пилотом чрезмерных усилий во всѐм диапазоне рабочих режимов;
- 3) автопилот должен быть спроектирован так, чтобы исключалась вероятность отклонения вертолѐта от заданной траектории или возникновения опасных перегрузок в процессе нормальной эксплуатации или в случае отказа при условии, что парирующее действие пилота начато своевременно.

Проблема безопасности полёта с автопилотом является для вертолётки значительно более острой, чем для самолета. Выполнение ряда задач связано с полётом или висением вертолётки на малой высоте вблизи земли или моря (сельхозработы, крановые работы и др.). При отказе автопилота на малой высоте может возникнуть катастрофическая ситуация, так как лётчик, как правило, не располагает достаточным временем для оценки ненормального поведения АП и перехода на ручное управление. Именно требование к безопасности явилось одним из основных препятствий к быстрому внедрению АП на вертолётках.

В последующих разделах будут рассмотрены вопросы, связанные с выполнением сформулированных выше требований.

23. УСТОЙЧИВОСТЬ ДВИЖЕНИЯ ВЕРТОЛЁТА С СИСТЕМОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ

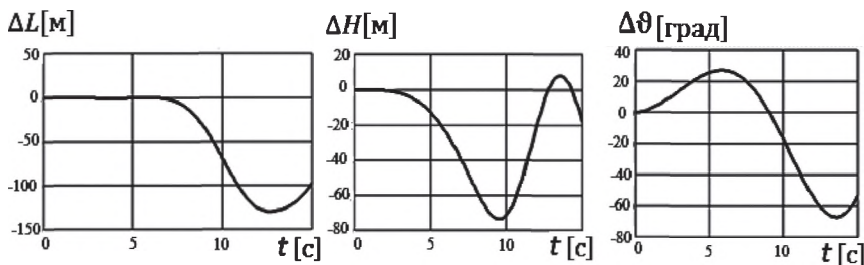
Устойчивость движения вертолётки при всех реально встречающихся видах возмущений является необходимым условием работоспособности системы.

Система считается устойчивой, если любое ограниченное по абсолютной величине возмущение вызывает ограниченное изменение величин, характеризующее состояние системы.

В теории автоматического регулирования (ТАР) существуют много методов оценки устойчивости систем. Наибольшее распространение получил метод оценки устойчивости системы по корням её характеристического уравнения. Система будет устойчива, если все действительные части корней характеристического уравнения будут отрицательными.

Для уравнений 1, 2 и 3-го порядка разработаны частные критерии оценки устойчивости, для систем более высокого порядка удобнее пользоваться другими критериями, описанными в специальной литературе по ТАР. Рассмотрим практический метод определения границ колебательной устойчивости для систем высокого порядка на примере продольного движения вертолётки.

На рис. 23.1 представлено изменение по времени дистанции $\Delta L(t)$, высоты $\Delta H(t)$ и угла тангажа $\Delta \theta(t)$ вертолётки МИ-8 на ре-



Режим висения без ССТ $\bar{M}_{zв} = 0,085$

Рис. 23.1

жиме висения без системы стабилизации угла тангажа (ССТ) при изменении центровки на $\Delta x_T = 0,085$ м.

Пусть движение вертолѐта при нулевых начальных условиях описывается операторными уравнениями. Запишем эти уравнения в виде матрицы (рис. 23.2), где $\Delta \varepsilon(p)$ — отклонение равнодействующей несущего винта.

$$\begin{bmatrix} p - \bar{X}^{V_x} & -\bar{X}^{V_y} & -[p(\bar{X}^{\Omega_z} + V_{y0}) + \bar{X}^{\theta}] \\ -\bar{Y}^{V_x} & p - \bar{Y}^{V_y} & -[p(\bar{Y}^{\Omega_z} - V_{x0}) + \bar{Y}^{\theta}] \\ -\bar{M}_z^{V_x} & -\bar{M}_z^{V_y} & p(p - \bar{M}_z^{\Omega_z}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{X}^{\varepsilon} \Delta \varepsilon(p) \\ \bar{Y}^{\varepsilon} \Delta \varepsilon(p) \\ \bar{M}_z^{\varepsilon} \Delta \varepsilon(p) + \bar{M}_{zв}(p) \end{bmatrix}$$

Рис. 23.2

Разрешив систему линейных уравнений относительно $\Delta \vartheta(p)$, получим:

$$\Delta \vartheta(p) = W_0(p) \Delta \varepsilon(p) + S(p) \bar{M}_{zв}(p), \quad (23.1)$$

где $W_0(p)$ — передаточная функция угла тангажа вертолѐта по управлению $\Delta \varepsilon(p)$;

$S(p)$ — передаточная функция угла тангажа вертолѐта по возмущению $\bar{M}_{zв}(p)$.

Отметим, что структура решения не зависит от числа уравнений, которыми описывается движение вертолѐта. От числа уравнений зависит только вид передаточных функций $W_0(p)$ и $S(p)$.

Как показано в разд. 21.4, уравнение автопилота имеет вид:

$$\Delta\delta_{\text{в}}(p) = W_{\text{а}}(p)\Delta\vartheta(p). \quad (23.2)$$

Отклонение равнодействующей силы $\Delta\varepsilon$ несущего винта связано с управлением $\Delta\delta_{\text{в}}$ переходным процессом. Динамика этого процесса может быть описана уравнением:

$$\Delta\varepsilon(p) = W_{\text{нв}}(p)\Delta\delta_{\text{в}}(p), \quad (23.3)$$

где $W_{\text{нв}}(p)$ — передаточная функция НВ по отклонению АП.

Структурная схема исследуемой системы изображена на рис. 23.3.

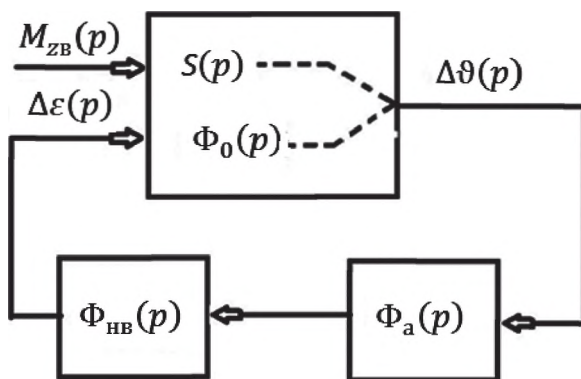


Рис. 23.3

Подставляя выражения (23.2) и (23.3) в выражение (23.1), получаем передаточную функцию угла тангажа вертолѐта с автопилотом по возмущению:

$$\Delta\vartheta(p) = \frac{S(p)\bar{M}_{\text{зв}}(p)}{1 - W_0(p)W_{\text{нв}}(p)W_{\text{а}}(p)}.$$

Характеристическое уравнение системы получаем из равенства нулю знаменателя передаточной функции:

$$1 - W_0(p)W_{\text{нв}}(p)W_a(p) = 0.$$

Воспользуемся методом D -разбисения, для чего в последнее уравнение подставим $p = i\omega$, где i — мнимая единица. Представим:

$$W_0(i\omega)W_{\text{нв}}(i\omega) = X(\omega) + iY(\omega). \quad (21.4)$$

Подставляя (21.4) в характеристическое уравнение и приравнявая к нулю действительную и мнимые части, получаем параметрические уравнения границы колебательной устойчивости системы:

$$i_{\text{э}}(\omega) = -\frac{X(\omega) + \omega T_a Y(\omega)}{X^2(\omega) + Y^2(\omega)}; \quad i_{\Omega_z}(\omega) = -\frac{Y(\omega) - \omega T_a X(\omega)}{\omega[X^2(\omega) + Y^2(\omega)]}.$$

Здесь ω — частота периодического возмущающего воздействия; $X(\omega)$, $Y(\omega)$ — действительная и мнимая часть АФХ вертолѐта с несущим винтом. Описанный метод позволяет использовать при определении границ устойчивости частотные характеристики вертолѐта, полученные из испытаний, что повышает достоверность результатов.

Уравнение границы аperiodической устойчивости

$$i_{\text{э}} = -\frac{1}{W_0(0)W_{\text{нв}}(0)} \text{ получим при подстановке } p = 0.$$

В качестве примера рассмотрим вертолет на режиме висения. Для практических частот отклонения автомата перекоса передаточная функция несущего винта может быть аппроксимирована выражением:

$$W_{\text{нв}}(p) \approx \frac{D_1}{T_{\text{э}}p + 1}.$$

$$\text{Здесь } T_{\text{э}} = \frac{1}{\omega_{\text{нв}}\gamma_{\text{л}}} \left[\frac{8 + \gamma_{\text{л}}k}{1 + k^2} - \frac{a_{\infty}\sigma}{\sqrt{C_{\text{т}}}} \right], \text{ где } k \text{ — коэффициент компенса-}$$

тора взмаха несущего винта; $\gamma_{\text{л}}$ — массовая характеристика лопасти.

На рис. 23.4 представлена область устойчивости по передаточным числам автопилота i_θ и i_{Ω_z} вертолѐта МИ-8 на режиме висения, построенная при значениях $T_\varepsilon = 0,0432$ с, $T_a = 0,05$ с.

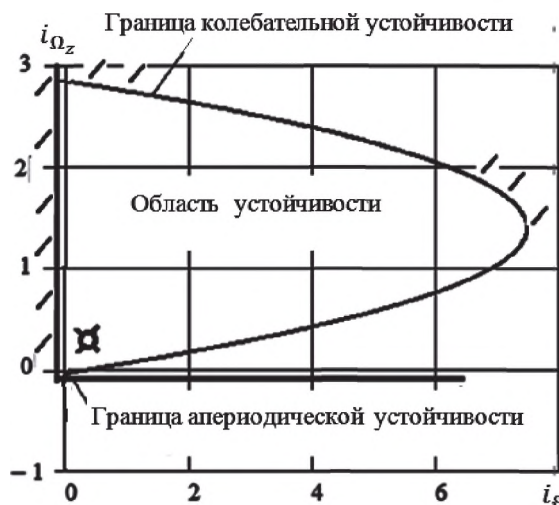


Рис. 23.4

Область допустимых значений передаточных чисел получается замкнутой, однако она еще не даёт правильного представления о величинах передаточных чисел допустимых к реализации в автопилоте. Она показывает лишь теоретическую возможность реализации автопилота заданной структуры. В частности, при больших значениях T_a и T_ε область устойчивости может вообще отсутствовать.

Для дальнейшего уточнения величин передаточных чисел необходимо рассмотреть переходные процессы в системе, так как автопилот должен обеспечивать не только устойчивость, но и высокое качество стабилизации. Существенное влияние при этом могут оказать нелинейности характеристик элементов автопилота, нечувствительность и гистерезис датчиков, нечувствительность и ограниченная мощность РМ и т. д. Окончательно переда-

точные числа выбирают при стендовых и лётных испытаниях, где имеется возможность учесть все погрешности системы.

24. ПЕРЕХОДНЫЕ ПРОЦЕССЫ В СИСТЕМЕ «ВЕРТОЛЁТ—АВТОПИЛОТ»

В предыдущем разделе была выделена область передаточных чисел, в которой система «вертолёт—автопилот» будет устойчива. Однако требование устойчивости является лишь необходимым, но не достаточным для хорошего качества стабилизации. Представление о качестве стабилизации можно составить по виду переходных процессов.

Вертолёт в полёте находится под непрерывным действием различных возмущений, стремящихся изменить заданный режим полёта. По природе возмущений их можно разделить на три группы: кратковременные, непрерывно меняющиеся и постоянно действующие. К первой группе можно отнести порывы ветра, ко второй — турбулентность атмосферы, к третьей группе — изменение центровки, сброс груза, постоянный ветер и т. п. Рассмотрим реакцию системы на постоянно действующие возмущения. Например, при скачкообразном изменении момента $\bar{M}_{zv}$ в устойчивой системе спустя некоторое время установятся новые параметры движения, отличающиеся от исходных на величины $\Delta\theta_{\infty}$, $\Delta V_{x\infty}$ и т. д. Эти отличия принято называть *статическими ошибками* системы.

Характер перехода системы в новое состояние может быть колебательным или апериодическим, сильно затянутым или очень интенсивным. Зависимость от времени параметров движения системы при скачкообразном изменении возмущающего воздействия называют *переходным процессом*.

Требования к виду переходного процесса диктуются характеристиками управляемости, прочности и комфорта. Так, резкие колебания вертолёта вызывают нагружение конструкции и системы управления, создают неудобства для экипажа и пассажиров. Кроме того, длительный переходный процесс делает вертолёт вялым, слабо реагирующим на воздействия и, следовательно, ухудшает уп-

правляемость. На рис. 24.1 представлен нормированный переходный процесс, полученный на основе опыта эксплуатации самолётов.

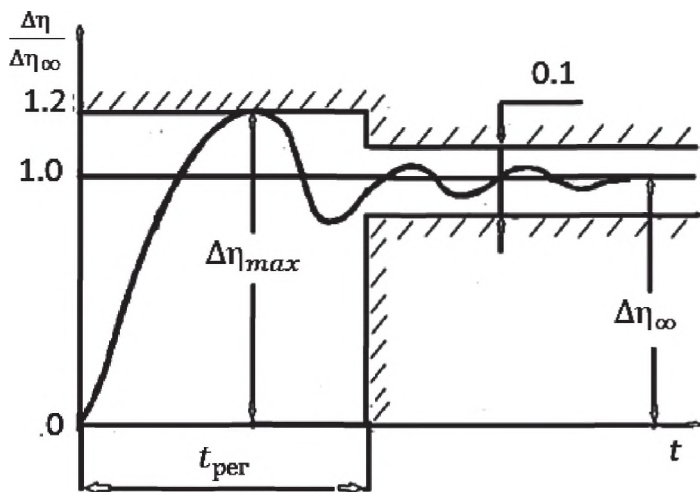


Рис. 24.1

Нормировка производится по максимальному отклонению

$\frac{\Delta\eta_{max}}{\Delta\eta_{\infty}}$ — перерегулированию, по времени регулирования t_{per} , по числу колебаний за время регулирования.

Если от величин статических ошибок $\Delta\eta_{\infty}$ в значительной мере зависит изменение режима полета, то они также являются критерием качества стабилизации.

При выполнении вертолетом целого ряда задач требуется привести к нулю некоторые статические ошибки. Системы, имеющие нулевые статические ошибки по какому-либо параметру, называют астатическими относительно этого параметра.

Очевидно, что нормировка переходных процессов должна зависеть от взлётного веса вертолётa и вида движения. Так, переходные процессы у тяжелых вертолётa должны протекать медленнее,

чем у лёгких, процессы по крену – быстрее, чем по тангажу и т. д. Для систем высокого порядка, когда характер движения могут определять малые действительные корни применяют менее жёсткий нормированный переходный процесс (рис. 24.2).

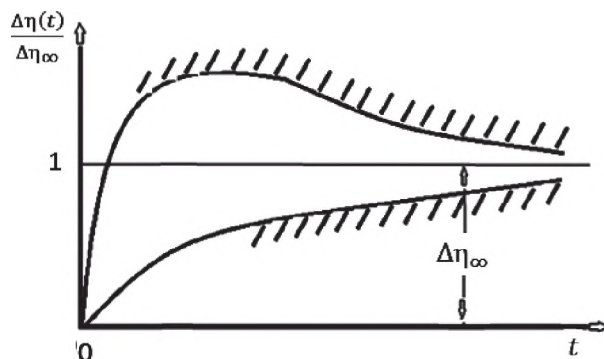
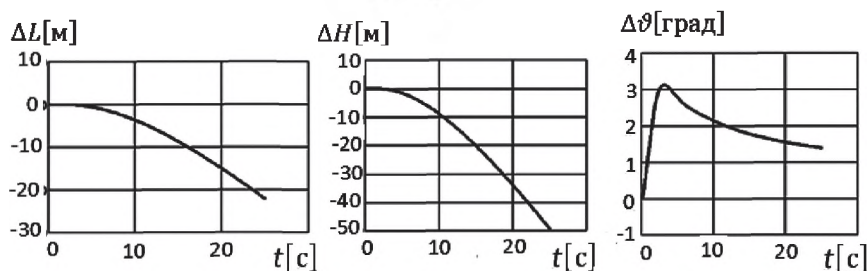


Рис. 24.2

Качество стабилизации зависит не только от параметров автопилота, но и от его структурной схемы. Если система стабилизации не обеспечивает нужного качества, в неё вводят корректирующие звенья, которые изменяют вид передаточной функции, а следовательно, переходный процесс.

На рис. 24.3 показаны переходные процессы угла тангажа $\Delta\theta(t)$, изменение дистанции $\Delta L(t)$ и высоты висения $\Delta H(t)$ с ССТ с передаточными числами i_θ , i_{Ω_z} на реальном вертолёте МИ-8.



Режим висения с ССТ $\overline{M}_{zv} = 0.085$ $i_\theta = 0.206$ $i_{\Omega_z} = 0.172$

Рис. 24.3

Практически область передаточных чисел, обеспечивающих наилучший переходный процесс, можно выявить по виду движения на моделирующем стенде. При создании сложной системы управления вертолѐта КА-25 стендовое моделирование значительно облегчило задачу по выбору большого числа передаточных чисел.

25. СТАТИКА СИСТЕМЫ «ВЕРТОЛѐТ—АВТОПИЛОТ»

Допустим, что на вертолѐте с системой стабилизации на режиме висения изменилась центровка на величину Δx_t , это приведѐт к появлению постоянного возмущающего воздействия

$$\bar{M}_{zB} = \frac{T \Delta x_t}{J_z}. \text{ Движение системы при нулевых начальных условиях}$$

описывается операторными уравнениями:

$$(p - \bar{X}^{V_x}) \Delta V_x(p) - \bar{X}^{V_y} \Delta V_y(p) - (p \bar{X}^{\Omega_z} + \bar{X}^{\vartheta}) \Delta \vartheta(p) - \bar{X}^{\delta_B} \Delta \delta_B(p) = 0;$$

$$\bar{Y}^{V_x} \Delta V_x(p) - (p - \bar{Y}^{V_y}) \Delta V_y(p) + (p \bar{Y}^{\Omega_z} + \bar{Y}^{\vartheta}) \Delta \vartheta(p) - \bar{Y}^{\delta_B} \Delta \delta_B(p) = 0;$$

$$-\bar{M}_z^{V_x} \Delta V_x(p) - \bar{M}_z^{V_y} \Delta V_y(p) + p(p - \bar{M}_z^{\Omega_z}) \Delta \vartheta(p) - \bar{M}_z^{\delta_B} \Delta \delta_B(p) = \frac{\bar{M}_{zB}}{p};$$

$$-\frac{i_{\vartheta}}{p} \Delta V_x(p) + (i_{\vartheta} + p i_{\Omega_z}) \Delta \vartheta(p) + (T_a p + 1) \Delta \delta_B(p) = 0.$$

Разрешая систему линейных алгебраических уравнений относительно неизвестных $\Delta \vartheta(p)$, $\Delta V_x(p)$, $\Delta V_y(p)$, $\Delta \delta_B(p)$ и подставляя в них $p = 0$, получаем выражения для предельных значений функций при $t \rightarrow \infty$:

$$\Delta \vartheta(0) = \Delta \vartheta_{\infty} = \frac{\bar{X}^{V_x} \bar{Y}^{V_y} - \bar{X}^{V_y} \bar{Y}^{V_x}}{A_0} \bar{M}_{zB}.$$

$A_0 = P_1 P_2 P_3 P_4$, где P_k — корни характеристического уравнения.

$$\Delta V_x(0) = \Delta V_{x\infty} = \frac{\bar{X}^{V_y} \bar{Y}^{\vartheta} - \bar{Y}^{V_y} \bar{X}^{\vartheta}}{A_0} \bar{M}_{zB}.$$

$$\Delta V_y(0) = \Delta V_{y\infty} = \frac{\bar{X}^{\vartheta} \bar{Y}^{V_x} - \bar{X}^{V_x} \bar{Y}^{\vartheta}}{A_0} \bar{M}_{zB}.$$

$$\Delta \delta_B(0) = \Delta \delta_{B\infty} = -i_{\vartheta} \Delta \vartheta_{\infty}.$$

Анализ формул показывает, что величины статических ошибок $\Delta \vartheta_{\infty}$, $\Delta V_{x\infty}$, $\Delta V_{y\infty}$, $\Delta \delta_{B\infty}$ пропорциональны величине возмущающего момента $\bar{M}_{zB}$. Статические ошибки не могут быть устранены в автопилоте данной схемы.

При $i_{\vartheta} = \frac{\bar{Y}^{V_x} \bar{X}^{\vartheta} - \bar{X}^{V_y} \bar{Y}^{\vartheta}}{\bar{Y}^{V_x} \bar{X}^{\delta_B} - \bar{X}^{V_y} \bar{Y}^{\delta_B}}$ удаётся устранить $\Delta V_{x\infty}$, однако как

было установлено ранее, выбор передаточных чисел определяется главным образом устойчивостью и переходным процессом.

На рис. 25.1 и 25.2 представлены переходные процессы вертолѐта МИ-8 на режиме висения при изменении центровки на $\Delta x_T = 0,085$ м, при $i_{\vartheta} = 0,206$, $i_{\Omega_z} = 0,172$.

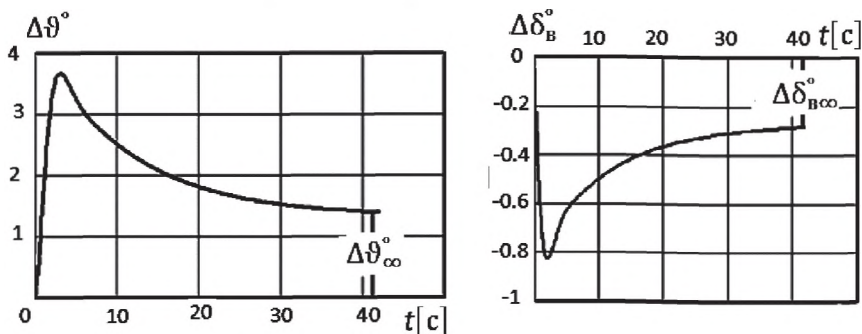


Рис. 25.1

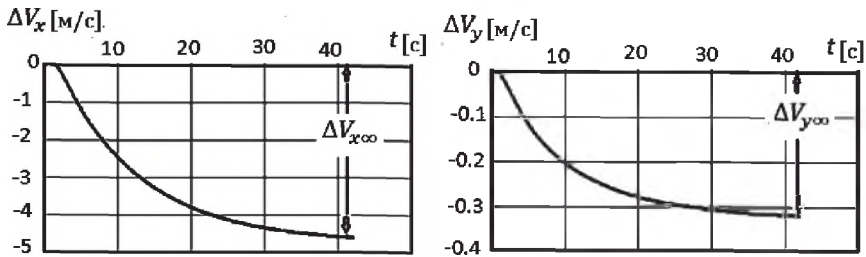


Рис. 25.2

Статические ошибки при этом имеют следующие значения:

$$\Delta\theta_{\infty} = 1,32^{\circ}; \Delta V_{x\infty} = -4,72 \text{ м/с}; \Delta V_{y\infty} = -0,33 \text{ м/с}; \Delta\delta_{B\infty}^{\circ} = -0,27.$$

Для выполнения условия $\Delta V_{x\infty} = 0$ потребуется передаточное число $i_g = 0,511$.

При этом передаточном числе период колебаний в системе $T = 3,56$ с, время удвоения амплитуды $t_2 = 0,787$ с и время регулирования скорости $t_{pVx} \approx 200$ с. Очевидно такой процесс неприемлем для реализации. Если ставится задача получения $\Delta V_{x\infty} = 0$, то в закон регулирования вводится интегральное слагаемое:

$$T_a \frac{d\delta_B}{dt} + \delta_B = -i_g \Delta\theta - i_{\Omega_z} \Delta\Omega_z + i_f \int_0^{\infty} \Delta V_x dt.$$

При $t \rightarrow \infty$ получим:

$$i_f = \frac{i_g \Delta\theta_{\infty} + \Delta\delta_{B\infty}}{\Delta X_{g\infty}}; \Delta X_{g\infty} = \int_0^{\infty} \Delta V_x dt \text{ — представляет собой смещение вертолёта относительно начальной точки висения, поэтому}$$

появляется дополнительная статическая ошибка $\Delta X_{g\infty} \neq 0$.

Можно показать, что введение интегрального слагаемого всегда приводит к появлению дополнительных комплексных корней, поэтому передаточные числа i_f обычно выбираются малыми для получения приемлемого периода колебаний.

26. УПРАВЛЕНИЕ ВЕРТОЛЁТОМ С СИСТЕМОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ

Управление вертолётom заключается в поддержании параметров, характеризующих режим полёта (режим стабилизации) или их изменении по определённомu закону (режим маневрирования). В зависимости от роли лётчика в процессе пилотирования различают следующие типы управления: ручное, автоматическое и полуавтоматическое.

Ручное управление осуществляется лётчиком с помощью системы ручного управления, включающей в себя ручки управления, педали, механическую проводку, силовые приводы (бустеры). В систему ручного управления, кроме того, могут входить автоматы, улучшающие устойчивость, управляемость и характеристики механической проводки управления.

Автоматическое управление полётом осуществляется системой автоматического управления (САУ) без участия или под контролем лётчика. Элементы САУ, обеспечивающие стабилизацию угловых движений, составляют внутренний контур. Управление движением центра масс по траектории осуществляется с помощью элементов САУ, относящихся к внешнему контуру или траекторной части. Управление движением центра масс происходит через угловые движения, поэтому внутренний контур является обязательным элементом САУ.

При полуавтоматическом управлении вертолёт пилотируется лётчиком, однако часть операций, связанных с управлением полётом, передаётся автоматическим устройствам. При полуавтоматическом (директорном) управлении (СПАУ) лётчик является элементом замкнутого контура СПАУ—лётчик—вертолёт и его роль сводится к выполнению команд, формируемых вычислителем этой системы.

Вертолёт—машина пилотатажная, т. е. большая часть времени полёта проходит в режиме маневрирования, на малых высотах, над водной поверхностью, что требует от пилота повышенного внимания к управлению. Наличие на вертолётe автоматических устройств, действующих на органы управления помимо пилота, создаёт психологическую нагрузку, поскольку в управление «вмешивается кто-

то другой». Первые отечественные автопилоты для вертолётов были выполнены по параллельной схеме (автопилот АП-31), в которой сигналы от автопилота (рис. 26.1) и от ручки лётчика подаются на один тот же рулевой агрегат (РА).

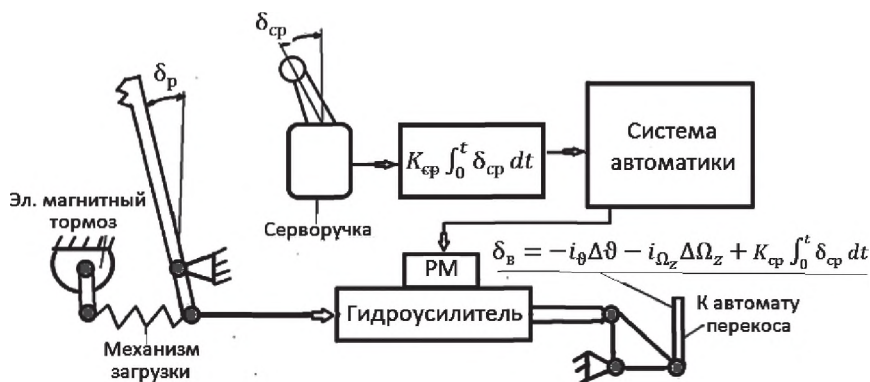


Рис. 26.1

При параллельном включении движение штока РА от автоматики приводит к непрерывному вождению ручки, так как она жёстко связана с РА. С одной стороны, это помогает лётчику контролировать нормальную работу автопилота, но с другой — нервирует его и ухудшает управляемость.

Управление вертолётom при включённом автопилоте осуществляется с помощью трёхканальной серворучки. Угол отклонения серворучки пропорционален величине усилия приложенного к ней. Отсюда ясно, что восприятие лётчиком вертолётa при управлении основной ручкой и серворучкой будет различным, а именно, угол отклонения основной ручки пропорционален интегралу от угла отклонения серворучки. Это обстоятельство затрудняет управление вертолётom на режимах, связанных с резким маневрированием, а также на режиме висения. Однако на режимах плавного изменения скорости, разворотов с креном $10...15^\circ$ характеристики управляемости считаются удовлетворительными. В силу отмеченных недостатков автопилоты такой схемы не получили широкого распространения на вертолётaх, поэтому в настоящее время применяется дифференциальная схема автопилота.

Конструктивно она может быть выполнена или в виде раздвижной тяги (рис. 26.2), или в виде дифференциального звена (рис. 26.3). По этой схеме работают отечественный автопилот АП-34Б, автопилоты вертолётов фирмы Boeing и Sikorsky.

Дифференциальная схема обеспечивает независимость действий лётчика при условии, что отклонения органов управления системой автоматики невелики и не мешают ручному управлению.

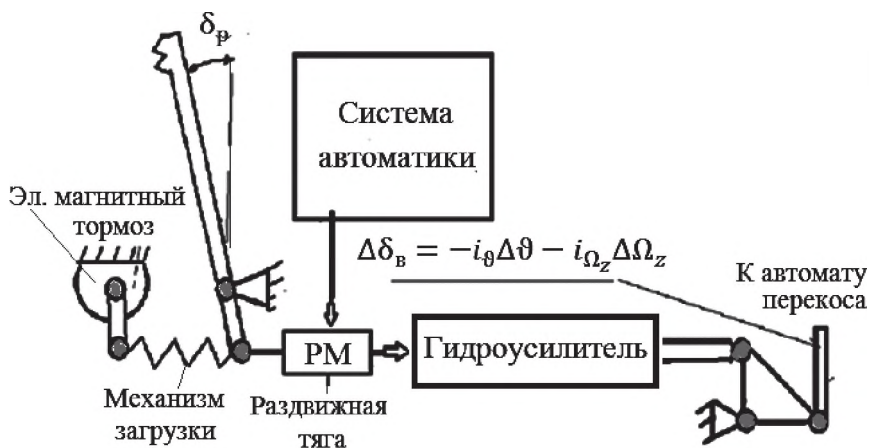


Рис. 26.2

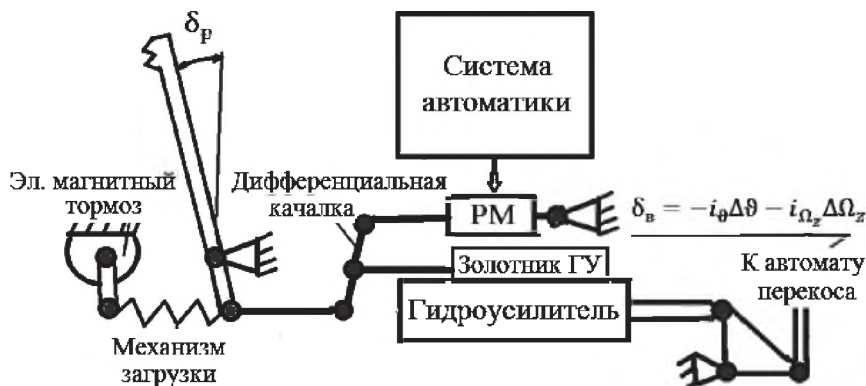


Рис. 26.3

Для исключения вождения ручки от автоматики в характеристике механизма загрузки делается ступенька, крутизна которой зависит от силы трения золотника главного гидроусилителя.

Поскольку в автопилотах дифференциальной схемы отсутствует серворучка, необходимо устранять стабилизирующее действие автопилота в режиме маневрирования. Одним из способов решения этой задачи является отключение системы стабилизации. Так, при постановке ног пилота на педали вертолѐта МИ-8 канал курса АП-34Б переводится в режим согласования. После выполнения манѐвра и включения автопилота вертолѐт будет стабилизироваться вблизи нового угла курса. Такой способ может применяться тогда, когда отключение автопилота не приводит к значительному ухудшению управляемости.

В каналах тангажа и крена это приводит к тому, что лѐтчик в режиме маневрирования будет управлять неустойчивым вертолѐтом. В этих каналах применяют компенсацию сигналов автопилота сигналом, пропорциональным перемещению ручки управления. Добавим в закон управления сигнал от устройства, называемого *компенсационным датчиком*:

$$\Delta\delta_{ca} = -i_{\vartheta} - i_{\Omega_z} \Delta\Omega_z + K_d \delta_{вр}.$$

Здесь K_d — передаточное число компенсационного датчика. Оно выбирается из условия $\Delta\delta_{ca} = 0$ после окончания процесса маневрирования. В частности, если бы зависимости $\Delta\delta_{бал}(V)$ и $\Delta\delta_{вбал}(V)$ были линейными, то выбором K_d можно было бы обеспечить выполнение условия $\Delta\delta_{ca} = 0$ во всѐм диапазоне скоростей полѐта. В

противном случае выбирают $K_d = \left(\frac{\Delta\delta_{бал}}{\Delta\delta_{вбал}} \right)_{кр} i_{\vartheta}$. Смещение штока

РМ на других режимах, а также при действии постоянных возмущений устраняют с помощью ручки центровки, подающей сигнал в усилитель автопилота.

При управлении углом крена автоматическая система работает подобным образом, но с некоторым отличием, так как вертолѐт

обладает сравнительно небольшим моментом инерции относительно продольной оси, то он весьма чувствителен к резким движениям ручки управления в поперечном направлении. Непосредственное включение компенсационного датчика (КД) в канале крена может привести к ухудшению управляемости вертолета, поэтому сигнал КД пропускают через фильтр, например, вида $\frac{T_p}{T_p + 1}$. В этом

случае сигнал от КД, приходящий в автопилот, будет $\frac{T_p}{T_p + 1} K_d \delta_{эр}$.

Этот фильтр работает таким образом, что при плавных перемещениях ручки $\delta_{эр}$ эффективность поперечного управления с включенным автопилотом почти такая же, как и без него. При резких отклонениях ручки поперечного управления эффективность поперечного управления уменьшается. Такой способ подключения КД существенно улучшает управляемость в канале крена.

Поскольку в момент включения автопилота позиционные сигналы $\Delta\vartheta$, $\Delta\gamma$, $\Delta\psi$ должны быть равны нулю, в каналах тангажа, крена и курса применяют механизмы согласования. Эти механизмы также позволяют производить повторное включение автопилота в полёте, так как автопилот будет стабилизировать те значения параметров, которые вертолёт имел в момент включения.

Для удобства эксплуатации в полёте и проверки на земле автопилот имеет отдельное включение по каналам «крен-тангаж», «высота», «направление». При пилотировании вертолета ручка управления и педали занимают различное положение относительно нейтрального. На установившихся режимах это приводит к постоянной загрузке пилота силами со стороны загрузочных механизмов. Для снятия этих нагрузок применяют систему триммирования, основным элементом которой является либо электромеханизм, перемещающий корпус механизма загрузки с определённой скоростью (вертолёт МИ-4), либо электромагнитная муфта, мгновенно снимающая нагрузки с ручки или педалей (вертолёт МИ-8). Желательным вариантом триммера является комбинация обоих методов, так как при этом имеется возможность плавного перемещения ручки с помощью электромеханизма.

27. НАДЁЖНОСТЬ САУ И БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЁТА

Проблема повышения надёжности стала актуальной для вертолётa по двум причинам:

1) применения САУ на наиболее опасных режимах (полёт на малых высотах, автоматические посадки и т. д.), отказ на которых может привести к критической ситуации;

2) усложнения САУ и увеличения количества элементов в них, повлёкших за собой ухудшение их надёжности.

Под критической ситуацией понимается выход вертолётa на недопустимые углы тангажа или крена, большие перегрузки и т. д. Для повышения технической надёжности бортового оборудования САУ используют в основном два метода: метод уменьшения интенсивности отказов и метод резервирования. В свою очередь, метод уменьшения интенсивности отказов состоит из структурно-схемных и конструктивных методов (рис. 27.1).



Рис. 27.1

1. Структурно-схемные методы:

а) упрощение структурной схемы.

В этом случае сокращается общее количество элементов и связей между ними, что повышает вероятность безотказной работы системы. Применение метода ограничивается требованием к минимальному объёму функций САУ и её точностным характеристикам. Кроме того, заметное повышение надёжности достигается лишь при значительном сокращении элементов;

б) разработка схем с ограниченными последствиями отказов, называемых иначе схемами с «мягкими» отказами.

Например, системы управления вертолётов строятся по принципу компромиссного разделения полного диапазона отклонения органов управления между САУ и лётчиком. При этом любой отказ системы стабилизации не приведёт к критической ситуации, если лётчик своевременно возьмёт управление на себя (смотри требования АП-29, изложенные ранее в разд. 22). В отечественном автопилоте АП-34Б автоматике отводится 20% полного диапазона в каналах тангажа, крена и курса и 10% — в канале высоты. Более высокой степенью развития принципа ограничения последствий отказов является создание самоорганизующихся систем, которые способны при возникновении отказов либо изменять свои характеристики, либо свою структуру за счёт перераспределения функций между работоспособными элементами;

в) разработка схем с широкими допусками на изменение характеристик элементов и внешних воздействий.

Этот метод можно рассматривать как частный случай предыдущего. Он направлен на сохранение работоспособности системы при действии постепенных отказов (старении) элементов.

2. Конструктивные методы уменьшения интенсивности отказов:

а) использование высоконадёжных элементов, т. е. элементов низкой интенсивностью отказов.

Надёжность элементов определяется уровнем развития науки и техники, культурой производства и стоимостью. Она повышается за счет тщательной проверки их качества на всех этапах производства, предварительной тренировки и применения новых потенциально надёжных принципов функционирования. Так, надёж-

ность схем магнитных усилителей и схем на транзисторах на порядок выше схем на электронных лампах, а надежность интегральных микросхем на 1-2 порядка выше транзисторных схем. Принципиально новым направлением в автопилотостроении является применение в САУ элементов струйной техники (пневмоники). Среди целого ряда несомненных преимуществ таких систем можно отметить высокую надёжность, малую склонность к старению. По оценкам надёжность таких систем выше электронных;

б) применение облегчённых режимов работы элементов.

Облегчение условий может идти по двум направлениям:

во-первых, за счёт ослабления вредного влияния внешней среды; во-вторых, за счёт применения элементов, допустимые нагрузки в которых превышают реальные при работе системы.

В первом случае эффективными мерами является искусственное охлаждение, амортизация, герметизация и пр. во втором случае запас по номиналам может достигать двух единиц, как это имело место в смолётном автоплоте SP-50;

в) стандартизация и унификация элементов и узлов, блочная конструкция систем.

Интенсивность отказов стандартизированных и унифицированных узлов САУ меньше благодаря автоматизации технологических процессов и применения методов статистического контроля качества.

Наиболее универсальным методом повышения надёжности САУ является обеспечение структурной (пространственной) или информационной (временной) избыточности. Частный случай структурной избыточности представляет собой резервирование.

Информационная избыточность заключается в надёжной обработке информации, необходимой для функционирования системы. Она может быть реализована путем многократного повторения алгоритма вычислений и усреднения или отбраковки полученных результатов.

Наибольшее распространение в авиационных САУ получило общее резервирование. Рассмотрим некоторые из методов резервирования:

1. Постоянное резервирование с исключением отказавших каналов.

Этот метод применяется в автопилоте SEP-5, установленном на самолётах «Трайидент» и «Белфаст». В этом автопилоте отказ одного из резервных каналов автоматически приводит к его отключению без нарушения режима полёта. Если система автоматического отключения не сработает, то лётчик может выключить отказавший канал вручную. Наконец, если не сработает ручная система отключения, то два исправных канала могут пересилить действие неисправного.

2. Постоянное резервирование с использованием селективных схем.

В этом случае все резервные каналы САУ постоянно работают на общую нагрузку, которой является селективная (избирательная) схема, пропускающая на выход системы лишь один сигнал, удовлетворяющий требованиям селекции. Принципы селекции могут быть различными. Например, в триплексном автопилоте используют принцип выбора среднего по величине значения сигнала. Однако этот принцип не может применяться при дублировании системы. В последнем случае при неидентичности сигналов выбор правильного значения осуществляется сравнением с эталлонным сигналом. В противном случае оба канала одновременно отключаются.

3. Резервирование с замещением (активное резервирование).

При таком способе при отказе основного канала производится переключение на резервный. Серьёзным недостатком этого метода является необходимость применения высоконадёжных переключателей и наличие толчков в управлении, связанных с конечностью времени переключения и неидентичность каналов. Наибольшее распространение в авиации получили схемы, использующие нагруженный, т. е. постоянно готовый к работе резерв.

Расчет надёжности САУ производится по вероятностям отказов её элементов. Вероятности отказов могут быть получены из предварительных испытаний или из опыта эксплуатации прототипов.

Надёжность САУ является одним из элементов общей безопасности полётов, однако абсолютно надёжных систем не существует. В связи с этим оценим возможности лётчика по предотвращению критической ситуации при возникновении отказа САУ.

Назовем время, необходимое летчику для выявления факта неисправности и вывода вертолёта в исходное или другое неопасное положение, потребным временем $T_{\Pi} = t_{\text{в}} + t_{\text{о}} + t_{\text{д}}$.

Время восприятия отказа $t_{\text{в}}$ зависит от скорости изменения параметров полёта и величин перегрузок, психофизиологического состояния экипажа и его загрузки, наличия на борту средств сигнализации об отказе.

Время осмысливания $t_{\text{о}}$ зависит от объёма и характера информации об отказе получаемой летчиком. Для уменьшения этого времени применяют сигнализацию о конкретном отказе, например «Отказ ЦГВ», «Отказ продольного канала» и т. п. Целесообразно при этом давать лётчику голосовую команду, указывающую, какие действия он должен предпринять в данной ситуации.

Время активных действий $t_{\text{д}}$ зависит от тренированности экипажа по устранению аварийной ситуации. Это время можно уменьшить моделированием аварийных ситуаций на тренажёрах в процессе обучения экипажа.

Обозначим через $T_{\text{р}}$ — время, которым располагает экипаж с момента появления заметных признаков отказа САУ до момента возникновения критической ситуации. Это время определяется характером отказа и зависит от режима полёта и характеристик устойчивости и управляемости вертолёта на этом режиме. Очевидным условием безопасности полета является $T_{\Pi} \leq T_{\text{р}}$. Важным элементом в сокращении T_{Π} является быстрое отключение автопилота. Для этой цели кнопку «отключения АП» располагают на ручке циклического шага.

Элементами системы автоматического отключения неисправного АП могут быть:

- 1) компараторы, срабатывающие при достижении контролируемого параметра определённой величины;
- 2) эталонные элементы, сигнал от которых сравнивается с сигналом системы;
- 3) тест-элементы, сигналы от которых пропускаются через автопилот вместе с основным сигналом. В случае неисправности АП тест-сигнал проходит неправильно и специальный приёмник

на выходе АП даёт сигнал на выключение канала. Одновременно с отключением эти системы сигнализируют об отказе лётчику.

28. СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ЦЕНТРА МАСС ВЕРТОЛЁТА

Задача стабилизации центра масс вертолётa вытекает из специфики его применения, а именно:

- 1) стабилизация высоты полёта;
- 2) полёт по рельефу местности на заданной высоте;
- 3) висение на заданной точке;
- 4) стабилизация скорости полета вертолётa;
- 5) гашение колебаний груза на внешней подвеске.

В последующих параграфах будут рассмотрены некоторые принципы построения таких систем.

28.1. Стабилизация высоты полёта

Необходимость стабилизации высоты полёта вызвана следующими причинами. Вертолёт совершает полёт преимущественно на малых высотах, где к контролю высоты предъявляются повышенные требования. Изменение высоты полёта весьма чувствительно к изменению веса вертолётa и действию возмущений, особенно в турбулентной атмосфере. Вертолёт выполняет специальные задачи, в которых ручная стабилизация затруднена или невозможна (висение с гидролокатором над поверхностью моря, полёт по траектории, повторяющей рельеф местности, и т. д.).

Система автоматической стабилизации высоты полёта вертолётa (ССВП) существенно уменьшает работу лётчика и улучшает управляемость. Примем, как и ранее, закон управления автопилота в канале высоты в виде:

$$(T_a p + 1) \Delta \varphi_{\text{ош}}(p) = -i_{V_y} p \Delta h(p) - i_h \Delta h(p).$$

При создании такой системы наиболее важным является получение сигнала, пропорционального изменению высоты Δh . Для хорошего качества стабилизации эти устройства должны иметь

малую зону нечувствительности (ЗН), так как в противном случае в системе могут возникнуть автоколебания с достаточно большой амплитудой.

Сигнал Δh можно получить с помощью различных датчиков. В автопилоте АП-34Б для этого используется барометрический датчик, называемый корректор высоты (КВ).

Механические деформации мембранной коробки, вызванные изменением барометрического давления по высоте, преобразуются в электрический сигнал. Для КВ-11 автопилота АП-34Б зона нечувствительности составляет около $\pm 1,5$ м. При полёте на малых высотах такая характеристика является неприемлемой, поэтому там целесообразно применять радиовысотомеры, имеющие ЗН $\pm 0,15$ м, или высотомеры на рентгеновских лучах, обладающие ещё лучшими характеристиками.

Для приближенной оценки ССВП на режиме висения можно рассматривать лишь одно уравнение, описывающее движение вертолёта вдоль оси Y , так как вращение относительно оси Z и движение вдоль оси X слабо влияют на изменение высоты.

В операторной форме система выглядит следующим образом:

$$p^2 \Delta h(p) = \bar{Y}^{V_y} p \Delta h(p) + \bar{Y}^h \Delta h(p) + \bar{Y}^\varphi \Delta \varphi(p) + \bar{Y}_v(p); \quad (28.1a)$$

$$(T_a p + 1) \Delta \varphi_{\text{ош}}(p) = -i_{V_y} p \Delta h(p) - i_h \Delta h(p). \quad (28.1б)$$

Характеристическое уравнение системы будет иметь вид:

$$T_a p^3 + (1 - \bar{Y}^{V_y} T_a) p^2 + (\bar{Y}^\varphi i_{V_y} - \bar{Y}) p + \bar{Y}^\varphi i_h. \quad (28.1в)$$

Из выражения (28.1в) получаем условие колебательной устойчивости :

$$i_{V_y} > \frac{T_a i_h}{1 - \bar{Y}^{V_y} T_a} + \frac{\bar{Y}^{V_y}}{\bar{Y}^\varphi}.$$

Граница апериодической устойчивости $i_h > 0$. Передаточные числа i_{V_y} и i_h выбираются из области, определяемой границами ус-

тойчивости по виду переходного процесса $\Delta h(t)$ или по заданной погрешности стабилизации в турбулентной атмосфере. Статическую ошибку Δh_∞ можно устранить, применив закон управления вида:

$$(T_a p + 1) \Delta \Phi_{\text{ош}}(p) = -i_{V_y} p \Delta h(p) - i_h \Delta h(p) - \frac{\dot{i}_{i_h}}{p}.$$

Обычно рекомендуется соотношение $\frac{\dot{i}_{i_h}}{i_h} = 0,1 \div 0,2 \text{ 1/с}$.

Например для вертолѐта МИ-8 передаточные числа имеют следующие значения:

$$i_{V_y} = 0,014 \text{ рад} \cdot \text{с} / \text{м}; i_h = 0,0107 \text{ рад} / \text{м}; \dot{i}_{i_h} = 0,0024 \text{ рад} / (\text{м} \cdot \text{с}).$$

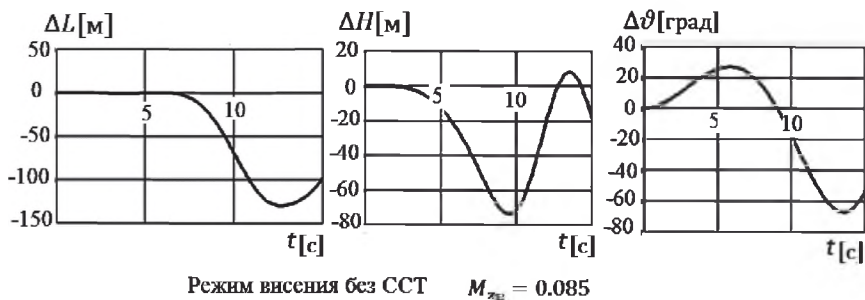
При полѐте в турбулентной атмосфере интегральный сигнал уменьшает среднеквадратическую погрешность примерно на 10%.

Установлено, что удовлетворительное качество стабилизации высоты на режиме висения можно получить при i_{V_y} и i_h , оптимальных для крейсерского режима полѐта. При тех же передаточных числах на режиме висения вблизи земли переходный процесс значительно интенсивнее, Δh_∞ а значительно меньше, чем без влияния земли.

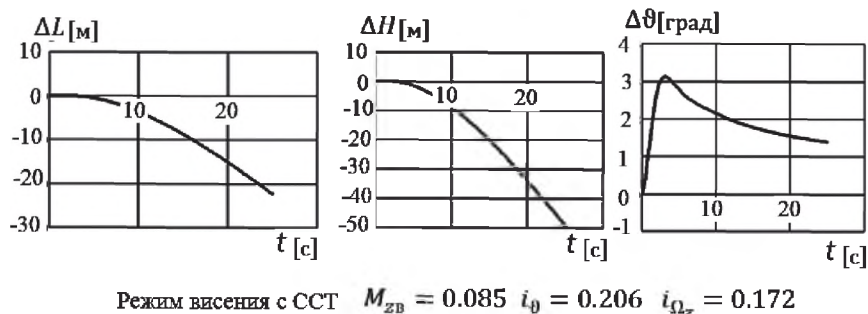
Из уравнений (28.1б) и (28.1в) получим статическую ошибку при сбросе груза. Обозначив $\bar{Y}_в = \frac{gm_{\text{гр}}}{m_v}$, получим $\Delta h_\infty = \frac{gm_{\text{гр}}}{m_v (\bar{Y}^q i_h + \bar{Y}^h)}$.

При отключенной ССВП ($i_h = 0$) величина Δh_∞ определяется вне области воздушной подушки, где $\bar{Y}^h$ зависит только от изменения плотности воздуха по высоте. В этих условиях увеличение высоты полѐта на каждый процент уменьшения массы вертолѐта составляет около 100 м. При включѐнном автопилоте в тех же условиях изменение высоты составляет 0,3 м, т.е. автопилот кардинально улучшает характеристики движения по высоте.

В качестве примера рассмотрим переходные процессы в продольном движении вертолѐта МИ-8 на режиме висения $h = 50$ м. Как было показано в разд. 23 «Устойчивость», вертолѐт без ССТ на режиме висения колебательно неустойчив (рис. 28.1,а).



а)



б)



$$M_{zv} = 0.085 \quad i_\theta = 0.206 \quad i_{\Omega_z} = 0.172 \quad i_h = 0.01 \quad i_{V_y} = 0.1$$

в)

Рис. 28.1

Включение режима ССТ делает вертолёт устойчивым по углу тангажа, однако при действии постоянного момента $\bar{M}_{zв}$ вертолёт будет смещаться назад на величину ΔL и уменьшать высоту на величину ΔH , сохраняя при этом постоянный угол тангажа $\Delta\vartheta_{\infty} \approx 1,3^\circ$ (рис. 28.1,б).

Введем режим стабилизации высоты полёта (ССВП) (рис. 28.1,в).

В этих условиях вертолёт будет иметь статические ошибки $\Delta\vartheta_{\infty} \approx 1,3^\circ$, $\Delta H_{\infty} \approx 1,1$ м но подобно воздушному шару будет сноситься ветром.

28.2. Стабилизация висения над точкой

Неоходимость стабилизации вертолёта над точкой возникает при монтажных работах, гидролокации моря и т. д. Как показано в разд. 21, обычный автопилот, реагирующий на изменение угловых положений и угловых скоростей, не может обеспечить висения над точкой.

При действии постоянного ветра вертолёт, подобно воздушному шару, может быть отнесён на любое расстояние. Хотя вертолёт устойчив на этом режиме, но лётчик должен непрерывно вмешиваться в управление для удержания вертолёта над выбранным ориентиром.

Для автоматической стабилизации вертолёта над точкой необходимо в земной системе координат с началом в заданной точке выполнить условия:

$$h = h_{\text{зад}}, \Delta x_{\infty} = \Delta z_{\infty} = 0.$$

Поскольку для создания сил в горизонтальной плоскости можно использовать отклонение равнодействующей $\Delta\epsilon$ аналогично угловой стабилизации по тангажу и крену, эти каналы можно дополнить чувствительными элементами, выдающими сигналы для стабилизации линейных координат.

Для упрощения исследуем только продольное движение, предполагая, что ССТ и ССВП включены и имеют передаточные числа, выбранные ранее. Для астатической стабилизации по координате Δx в закон управления необходимо ввести интеграл от стабилизируемого параметра. Запишем закон управления системы стабилизации висения над точкой ССВТ в виде:

$$T_a \frac{d\Delta\delta_B}{dt} + \Delta\delta_B = -i_g \Delta\vartheta - i_{\Omega_z} \Delta\Omega_z + i_x \Delta x + i_{V_x} \Delta V_x + i_f \int_0^t \Delta x dt.$$

Используем для исследования ССВТ рассмотренную ранее матрицу операторных уравнений продольного движения вертолѐта на режиме висения. Оценку устойчивости системы по передаточным числам i_x и i_{V_x} можно провести методом D -разбиений, рассмотренным ранее в разд. 21.

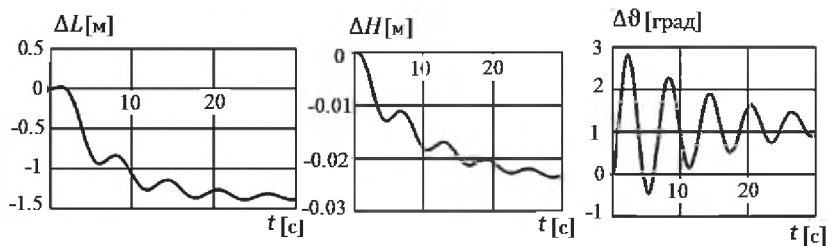
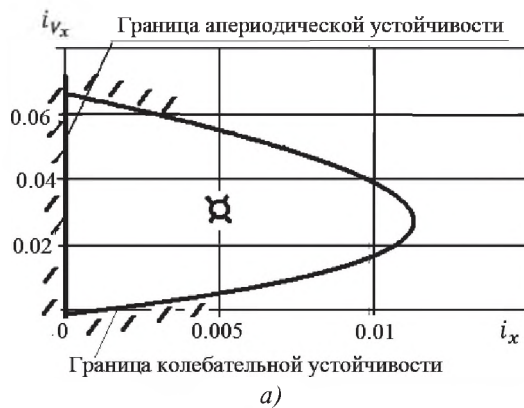
На рис. 28.2,а представлена область устойчивости вертолѐта МИ-8 с включенными ССТ и ССВП. В этом случае

$$i_g = 0,206, i_{\Omega_z} = 0,172, i_h = 0,01, i_{V_y} = 0,1, i_f = 0.$$

Можно показать, что одновременное выполнение условий $\Delta x_\infty = 0, \Delta\vartheta_\infty = 0$ невозможно для вертолѐтов, не имеющих независимое управление продольной силой. В том случае эффективным может быть закон управления, использующий принцип стабилизации по отклонению и возмущению.

Техническая реализация этого способа гораздо сложнее, реальные погрешности системы будут зависеть от чувствительности датчиков координат и разброса параметров вертолѐта. В качестве примера можно привести среднеквадратические значения погрешностей стабилизации вертолѐта МИ-4 в турбулентной атмосфере. САУ, реагирующая на изменение $\Delta\vartheta, \Delta\Omega_z, \Delta x, \Delta V_x, \Delta V_y$ при $i_{W_x} = -0,0024$ рад·с/м, обеспечивала следующие погрешности стабилизации в турбулентной атмосфере:

$$\frac{\sigma_x}{\sigma_{W_x}} = 0,0175 \text{ с}; \frac{\sigma_\vartheta}{\sigma_{W_x}} = 0,0064 \text{ рад} \cdot \text{с} / \text{м}; \frac{\sigma_{\delta_B}}{\sigma_{W_x}} = 0,0048 \text{ рад} \cdot \text{с} / \text{м}.$$



Режим висения с ССТ, ССВП и ССВТ

$$\bar{M}_{zB} = 0.085 \quad i_0 = 0.206 \quad i_{\Omega_z} = 0.172 \quad i_h = 0.01 \quad i_{V_y} = 0.1 \quad i_x = 0.005 \quad i_{V_x} = 0.03$$

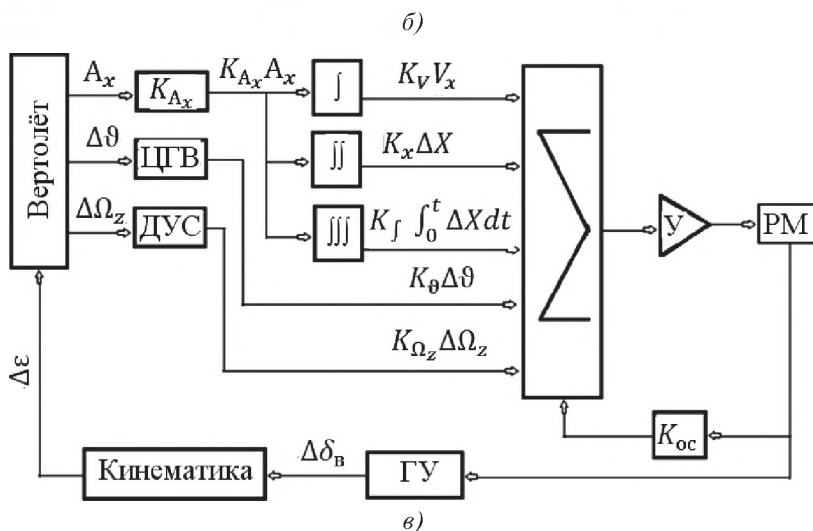


Рис. 28.2

Лётные испытания и стендовое моделирование показали, что система стабилизации с датчиком воздушной скорости значительно облегчают управление вертолётom.

На рис. 28.2,б представлены переходные процессы вертолётa МИ-8 с включенными ССТ, ССВП и ССВТ без датчика воздушной скорости.

Как видно из графиков, переходные процессы носят колебательный характер, особенно в канале тангажа.

Рассмотрим теперь способы получения сигналов Δx и Δz .

Первый способ предполагает использование наземной аппаратуры, например, радиопередатчика с лепестковой диаграммой направленности. Отклонение вертолётa от точки с максимальным излучением улавливается приёмником на вертолётe и в качестве сигнала поступает в автопилот. Способ может быть применён для стабилизации висения на большой высоте.

При втором способе (рис. 28.2,в) используются датчики линейных ускорений (акселерометры). Сигнал, пропорциональный ускорению центра масс вертолётa, преобразуется в сигнал по скорости, координате и интегралу от координаты по времени. Такая система обладает автономией, что позволяет стабилизировать вертолёт в любой точке пространства. Накопленные погрешности, появляющиеся из-за неидеальности датчиков ускорений, время от времени должны устраняться лётчиком.

При висении на малой высоте сигнал смещения можно получить с помощью троса, выпущенного с вертолётa и закреплённого одним концом на земле. Угол отклонения троса относительно вертолётa используется как сигнал смещения по отношению точки закрепления.

Этот способ используется при стабилизации висения вертолётa над водной поверхностью при гидролокации.

28.3. Стабилизации скорости горизонтального полётa

Одно из существенных отличий вертолётa от самолётa состоит в том, что управление скоростью полётa и углом тангажа осуществляется не двумя, а одним органом — несущим винтом. При от-

клонении равнодействующей $\Delta \varepsilon$ в продольной плоскости одновременно с пропульсивной силой H возникает момент тангажа M_z . Поэтому при исследовании системы стабилизации скорости полета (СССП) должно учитываться его вращение относительно оси Z .

Возможны два способа реализации СССП: это стабилизация по воздушной скорости V_B и стабилизация по земной скорости $V_3 = V_B + W_{XB}$. При первом способе используется *датчик воздушной*

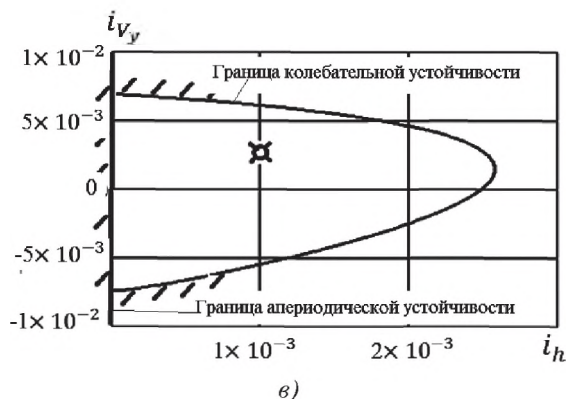
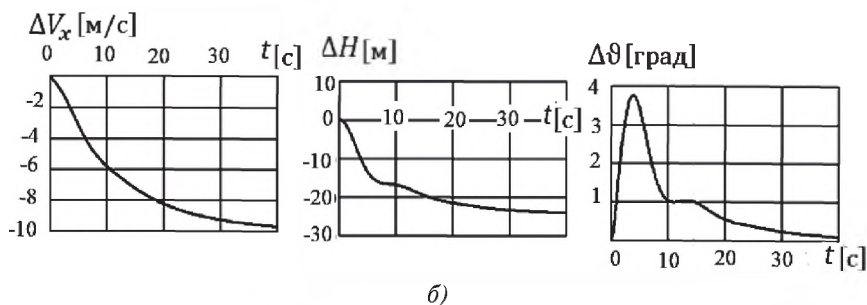
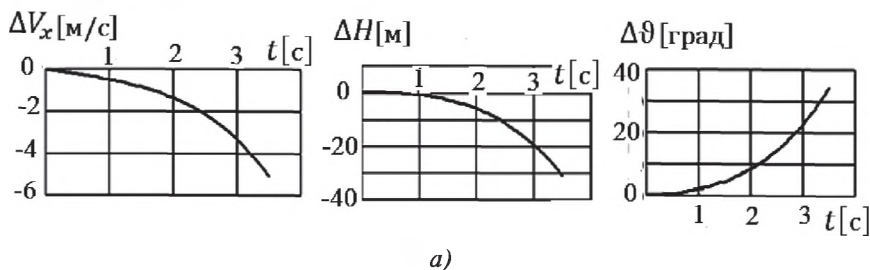
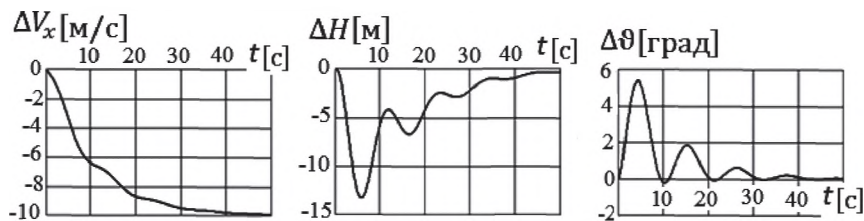


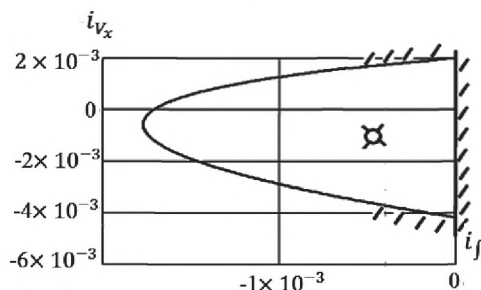
Рис. 28.3 (начало)

скорости, при втором способе — доплеровский измеритель скорости, измеряющий V_3 .

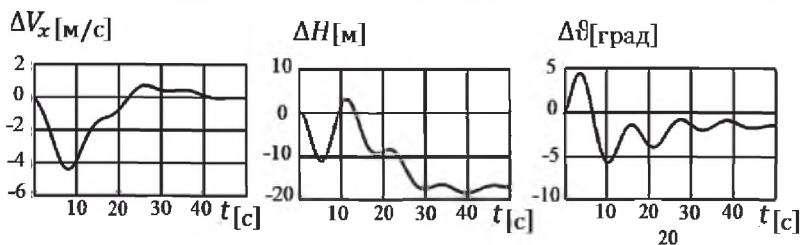
В качестве примера рассмотрим синтез САУ вертолѐта МИ-8, летящего на высоте $h = 500$ м со скоростью $V_b = 272$ км/ч. Пусть в начальный момент времени $t = 0$ на вертолѐт подействовал постоянный ветер $W_{xb} = -10$ м/с, тогда параметры полѐта будут меняться по времени (рис. 28.3,а).



з)



д)



Работают ССТ, ССВП и СССП

$$\begin{aligned} i_{\theta} &= 0.206 & i_h &= 0.001 & i_f &= -0.0005 \\ i_{\Omega_x} &= 0.172 & i_{v_y} &= 0.0025 & i_{v_x} &= -0.001 \end{aligned}$$

е)

Рис. 28.3

Вертолёт на этом режиме аperiodически неустойчив, поэтому включим ССТ с передаточными числами, выбранными на режиме висения $i_{\vartheta} = 0,206$ и $i_{\Omega_z} = 0,172$ (рис. 28.3,б).

Вертолёт стал устойчивым по углу тангажа, при этом $\Delta \theta_{\infty} = 0$, $\Delta V_{x\infty} = -10$ м/с, $\Delta H_{\infty} = -23$ м. Для выбора передаточных чисел системы стабилизации высоты полёта (ССВП) необходимо построить область устойчивости с включённым ССТ и выбрать передаточные числа i_h, i_{V_y} (рис. 28.3,в).

Выберем $i_h = 0,01$, $i_{V_y} = 0,0025$ и построим переходные процессы (рис. 28.3,г).

Переходные процессы носят колебательный характер с временем регулирования $t_{ph} \approx 50$ с, статическая ошибка $\Delta V_{x\infty} = -10$ м/с равна скорости ветра $W_{xв} = -10$ м/с.

Для выбора передаточных чисел системы стабилизации скорости полёта (СССП) построим область устойчивости по передаточным числам $i_{V_x}, i_{j_{V_x}}$ (рис. 28.3,д). Выберем передаточные числа $i_{V_x} = -0,01$, $i_{j_{V_x}} = -0,0005$. В итоге мы получили передаточные числа системы стабилизации скорости полёта вертолёта Ми-8:

$$i_{\vartheta} = 0,206, i_{\Omega_z} = 0,172, i_h = 0,01, i_{V_y} = 0,0025, i_{V_x} = -0,01; i_{j_{V_x}} = -0,0005.$$

Переходные процессы $\Delta_{V_x}(t), \Delta_H(t), \Delta_{\vartheta}(t)$ показаны на (рис. 28.3,е).

Основная цель получения астатической стабилизации скорости полёта относительно земли достигнута при значительно колебательном переходном процессе и большой статической ошибке $\Delta H_{\infty} \approx -18$ м. При времени регулирования $t_p \approx 50$ с. Очевидно такую систему нельзя использовать для полётов вблизи земли.

29. ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ САУ

Как только появились летательные аппараты, возникло стремление автоматизировать управление полётом. Вначале автоматизация преследовала только одну цель – облегчить труд лётчика, освободив его от выполнения отдельных операций.

С развитием авиации задача автоматизации расширилась. Появление летательных аппаратов с неудовлетворительными, изменяющимися в значительных пределах характеристиками устойчивости и управляемости (гиперзвуковых самолётов, тяжелых сверхзвуковых самолётов, космических ракет, вертолёт) привело к необходимости улучшения их управляемости средствами автоматики.

Трудности пилотирования таких ЛА явились причиной возникновения идеи полной автоматизации их управления. Целью автоматизации управления полётом, помимо облегчения процесса пилотирования и улучшения характеристик летательных аппаратов, является также повышение эффективности их применения и обеспечение регулярности полётов в любых условиях.

Рассмотрим основные направления развития САУ самолётов и вертолёт. Отметим прежде всего непрерывный процесс совершенствования существующих САУ, а именно: увеличение объёма выполняемых функций, применение средств и методов, направленных на повышение безопасности полётов, универсализация и использование новых элементов.

Увеличение объёма выполняемых функций осуществляется за счёт связи САУ с другими бортовыми системами и разработкой новых функциональных блоков (автоматов тяги, блоков коррекции передаточных чисел, автоматов ограничения опасных режимов).

Развитие этого направления привело в настоящее время к новому принципу построения систем управления – комплексации всего бортового оборудования.

Проблема безопасности полётов связана с усложнением САУ и применением их на ответственных режимах полёта, где отказ системы управления может привести к трагическим последствиям.

Основными методами решения этой проблемы являются: повышение надёжности САУ, применение мер, ограничивающих опасные последствия отказов, и разработка автоматов ограничения опасных режимов. Последние предназначаются для предупреждения выхода отдельных параметров полёта (угла атаки, перегрузок, скорости, числа M , скоростного напора, высоты, угла крена и т. п.) за критические уровни как при автоматическом, так и при ручном пилотировании.

Универсализация необходима для устранения существующего разнообразия САУ и облегчения создания систем управления проектируемых ЛА. Она даёт существенный экономический выигрыш при разработке и изготовлении серийных САУ. Эта тенденция реализуется в изготовлении автопилотов функционально-блочного типа, допускающих установку на вертолётах одного или нескольких классов, в разработке адаптивных САУ и использовании стандартизованных блоков и элементов.

Из новых элементов, применяемых в САУ, в первую очередь следует отметить микросхемы, использование которых является радикальным средством повышения надёжности и улучшения весовых, габаритных и энергетических характеристик, и сервоприводы с цифровым управлением. Разработка таких сервоприводов позволила создавать цифровые САУ, в которых управление рулевыми органами ЛА осуществляется непосредственно по сигналам бортовых цифровых вычислительных машин (ЦВМ) без преобразования цифровых кодов в аналоговые сигналы.

К значительным успехам теории и практики автоматического управления полётом следует отнести разработку и применение новых методов построения САУ – принципов адаптации и единой системы «лётчик – вертолёт», а также комплексация бортового оборудования.

Лётчик и пилотируемый им вертолёт являются взаимосвязанными элементами единой замкнутой системы управления, называемой «лётчик – вертолёт», поэтому при рациональной организации процесса пилотирования необходимо обеспечить наилучшее сочетание достоинств обоих компонентов системы и тесное взаимодействие между ними. Практическим приложением принципа единой системы «лётчик – вертолёт» является разработка оптималь-

ных методов и новых средств отображения пилотажно-навигационной информации, а также создание и совершенствование систем полуавтоматического управления (СПАУ).

При комплексации всё бортовое электронное оборудование объединяется в единый комплекс, решающий задачи управления навигации и контроля. Существующие комплексы бортового оборудования относятся к классу интегральных, признаками которых являются наличие центрального вычислителя, состоящего из одной или нескольких ЦВМ и обеспечивающие вычислениями целый ряд различных бортовых систем, наличие центрального источника питания и устройства контроля работоспособности комплекса. Интегральные комплексы уже эксплуатируются на большинстве самолётов и вертолётв.

Наряду с этим возможно построение федеральных комплексов, использующих ряд специализированных вычислителей, решающих конкретные задачи одной из бортовых систем (навигационной, автоматического управления, отображения информации и т. п.) и имеющие автономные источники питания и устройства контроля.

В последнее время появился целый ряд новых систем, предназначенных для автоматического управления ЛА на некоторых ответственных режимах полёта. Построение таких систем потребовало длительных исследований и оказалось возможным лишь на базе новейших достижений науки и техники. К ним можно отнести системы автоматической посадки, автоматического управления рулением, управление полётом на малых и предельно малых высотах и управление полётом группы самолётов и вертолётв. Первые из них уже успешно применяются в авиации. Системы управления полётом на малых высотах используются на ряде самолётв и вертолётв, однако требования к безопасности и снижению минимальной высоты полёта непрерывно возрастают, вследствие чего эти системы непрерывно совершенствуются.

30. ОБЩИЕ МЕТОДЫ СИНТЕЗА САУ

Рассмотренные ранее методы синтеза САУ были основаны на учете особенностей динамики вертолётв как объекта регулирования.

ния. Достоинство этих методов состоит в наглядности и простоте расчётных формул, полученных на основе допущений, принятых для понижения порядка системы дифференциальных уравнений движения вертолѐта. Приведем общие методы синтеза САУ на основе более полных уравнений движения. Из общих методов выделим три:

синтез оптимального управления по минимуму среднеквадратического критерия качества,
метод разделения движений
и прямой метод синтеза САУ.

30.1. Синтез оптимального управления

Пусть возмущенное движение вертолѐта описывается системой линейных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами, которая в матричной форме имеет вид:

$$\frac{d\eta(t)}{dt} = A\eta(t) + Bu(t),$$

где $\eta(t)$ — n -мерный фазовый вектор координат;

$u(t)$ — r -мерный фазовый вектор управлений;

n — число уравнений системы;

r — число возможных управлений;

A , B — матрицы производных сил и моментов, имеющие размеры соответственно $n \times n$ и $r \times n$.

Если ставится задача определения ограниченного управления $U(t)$, которое способно удержать систему вблизи нулевого значения, то его можно найти из условия минимизации функционала качества:

$$J(u, \eta_0) = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} \left[Q\eta^T(t) \frac{d\eta(t)}{dt} + Ru^T u(t) \right] dt.$$

Здесь Q , R — некоторые положительно определённые матрицы размеров соответственно $n \times n$ и $r \times r$; индекс «Т» означает операцию транспонирования матрицы.

Будем искать оптимальное управление в виде $u(t) = i\eta(t)$, где $i = -R^{-1}B^TK$ — матрица передаточных чисел размера $r \times n$. Постоянную, положительно определённую, симметричную матрицу K размера $n \times n$ находят из решения на ЭВМ нелинейного матричного уравнения Рикатти:

$$KA + A^TK - KBR^{-1}B^TK + Q = 0.$$

В качестве матриц Q и R можно использовать диагональную и единичные матрицы:

$$Q = |q_{ii}|, \quad R = |E|, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n.$$

Функционал при этом приобретает вид:

$$J(u, \eta_0) = \frac{1}{2} \int_0^\infty \sum_{i=1}^n (q_{ii}\eta_i^2 + u_i^2) dt.$$

Управления $u_i(t)$, полученные из последней системы, являются единственными, а система — абсолютно устойчивой.

Кроме управлений $u_i(t)$, в выражении для функционала неизвестны весовые коэффициенты q_{ii} . В общем случае определение весовых коэффициентов является трудной задачей, однако для вертолётa можно указать метод предварительного определения q_{ii} , основанный на выделении групп движений, которые описываются эквивалентными дифференциальными уравнениями второго порядка.

Метод приводит к получению простых формул для определения весовых коэффициентов через параметры вертолётa. После предварительного выбора весовых коэффициентов передаточные числа САУ оптимизируются с помощью функционала качества. При этом продольное и боковое движения рассматриваются отдельно.

30.2. Метод разделения движений

В практике управления вертолётom лётчику всё время приходится компенсировать влияние перекрёстных связей по фазовым координатам и управлениям, которые затрудняют пилотирование

и значительно затрудняют синтез САУ. Ослабление перекрёстных связей упрощает пилотирование в результате разделения движений.

Отметим два способа разделения движений. При первом способе лётчик управляет моделью, реализованной в бортовом вычислителе, а средства автоматики принуждают вертолёт воспроизводить выходные сигналы модели, все управления которой разделены. Недостатком способа является сложность алгоритма определения прямых и обратных связей САУ, а также выбора весовых коэффициентов функционала при синтезе системы «вертолёт–САУ» с заданными свойствами. Второй способ называется прямым разделением движений. Идея метода [12] состоит в компенсации влияния перекрёстных аэродинамических связей и связей по управлению с помощью основных управлений. Этим же способом можно компенсировать возмущения. Метод может применяться для продольного движения при выполнении условия

$$\begin{vmatrix} \bar{Y}^{\delta_v} & \bar{Y}^{\phi} \\ \bar{M}_z^{\delta_v} & \bar{M}_z^{\phi} \end{vmatrix} \neq 0.$$

30.3. Прямой метод синтеза САУ

Область применения всех рассмотренных методов ограничивается классом линейных дифференциальных уравнений, а методы разделения движений требуют полной информации о системе, то есть знания всех ускорений, скоростей, возмущений. Это требование технически трудно выполнимо, например, из-за отсутствия надёжных способов измерения составляющих малой воздушной скорости и угла скольжения. Прямой метод синтеза САУ свободен от указанных недостатков. Он может быть использован для линейных и нелинейных объектов с любым количеством информации о параметрах движения и с любыми законами регулирования. Метод основан на выборе параметров САУ с заданной структурой, обеспечивающий приближение переходного процесса $X(t)$ к заданному виду $X^*(t)$. Желаемый вид переходных функций вводится в память ЭВМ. При этом статические ошибки переходных функций $X_k(t)$, $X_k^*(t)$ и могут не совпадать, поэтому обычно сравнивают нор-

мированные переходные функции $\bar{X}_k(t)$, $\bar{X}_k^*(t)$. В качестве критерия близости нормированного переходного процесса к желаемому рассчитывают минимум какого-либо функционала, например:

$$J(z) = \int_0^{t_{px}} \left[(\bar{X}_k(t) - \bar{X}_k^*(t))^T Q (\bar{X}_k(t) - \bar{X}_k^*(t)) + u^T R u \right] dt.$$

Здесь матрицы Q и R имеют тот же вид, что и ранее; z — передаточные числа или другие параметры управления.

Нахождение минимума функционала производится на ЦВМ.

Теория оптимального управления и метод разделения движений имеют следующие общие черты. Оба метода базируются на линейных уравнениях движения объекта и САУ, требуют полной информации о системе и приводит к физически реализуемым значениям параметров САУ; передаточные числа, получаемые по обоим методам, являются функциями коэффициентов уравнений движения и, следовательно, зависят от режима полёта. Однако метод разделения движений имеет ряд преимуществ, среди которых можно отметить: возможность компенсации перекрёстных связей и возмущений, исключительную простоту метода и надёжность применения к любым вертолётам, обеспечение заданного переходного процесса.

Основное достоинство прямого метода состоит в возможности расчёта параметров САУ любой структуры на базе нелинейных уравнений пространственного движения вертолёта. Эффективность прямого метода увеличивается в сочетании его с приближенными методами, используемыми для определения начальных значений параметров САУ.

Из трёх рассмотренных методов наиболее эффективным и доступным для линейных объектов является метод разделения движений. При жёстких требованиях к расходам управления и невысоких — к качеству переходных процессов может использоваться теория оптимального управления. При неполной (и полной) наблюдаемости, а также в случае сложных САУ и нелинейных объектов целесообразно использовать прямой метод.

31. ЭЛЕКТРОДИСТАНЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Эти системы изначально предполагалось использовать вместо механической проводки управления для передачи сигналов от органов управления к гидроусилителю (ЭДС). Механическая проводка управления вертолётa (МС) работает в условиях повышенных вибраций, что может привести к резонансным явлениям и появлению ложных сигналов на золотнике гидроусилителя. Высокие требования к надёжности приводят к увеличению веса МС. По оценкам вес добустерной части МС примерно в два раза больше, чем аналогичной ЭДС. Отсутствие механической проводки позволяет получить лучшие динамические свойства входного звена, а следовательно, и всей системы управления, так как уменьшаются люфты, трение и масса проводки управления. Если во входном звене силы сухого и вязкого трения малы, то для демпфирования колебаний ручки устанавливается демпфер ручки.

Как правило, ЭДС работатали с аналоговым сигналом (например серворучка в аналоговом автопилоте). Особенностью ЭДСУ является не только отсутствие механической проводки, но и наличие в её составе системы контроля, обеспечения устойчивости и управляемости и т.д.. Таким образом, ЭДСУ представляет собой автоматизированную систему ручного управления. Помимо лучших динамических свойств, достоинствами ЭДСУ являются:

1. ЭДСУ в меньшей степени подвержены влиянию упругих и температурных деформаций планера и проводки управления.
2. В ЭДСУ легко сочетать автоматическое и ручное управление.
3. Многократно резервированная ЭДСУ имеет высокую боевую живучесть.
4. ЭДСУ обеспечивает выигрыш в массе и объёме, улучшает эксплуатационные характеристики за счёт унификации систем управления и простоты технического обслуживания.
5. ЭДСУ позволяет реализовать более сложные алгоритмы её работы и расширить круг решаемых задач.

К недостаткам ЭДСУ можно отнести её подверженность влиянию электромагнитных и рентгеновских излучений при полёте в грозовой атмосфере.

31.1. Особенности цифровых ЭДСУ

Увеличение сложности системы управления современных ЛА, расширение её функций и ужесточение требований к динамике ЛА обусловило необходимость повышения эффективности управляющей части за счёт использования достижений в области электронных систем управления.

При использовании аналоговых электрических связей затрудняется обеспечение необходимой точности обработки сигналов и интеграции управляющей части из-за необходимости применения большого числа проводов для соединения каждого сигнала с оборудованием, входящим в систему управления. При переходе к цифровой форме сигнала может быть осуществлена передача множества сигналов функциональных систем по одной шине, состоящей из двух скрученных экранированных проводов, но с определённой дискретной частотой и последовательностью. Причём эта частота должна быть 50...100 МГц, чтобы обеспечить скорость передачи 1...2 Мбит/с. Для волоконно-оптических связей скорость передачи сигнала может достигать 20 Мбит/с.

Применение БЦВМ в системе управления ЛА имеет целью более эффективно по сравнению с аналоговой системой обеспечить обработку данных и управление вычислительным процессом в системе управления, включая:

- 1) сбор и хранение больших объёмов информации от датчиков различных систем и командных рычагов управления;
- 2) обработку большого объёма информации и представление её в обобщённом виде на индикаторах;
- 3) формирование командного сигнала высокой точности с учётом изменения характеристик и режимов полёта, наличие ограничений по аэродинамике и прочности ЛА;
- 4) контроль системы управления ЛА, осуществление перестройки структуры системы при отказах (реконфигурация СУ).

ЭДСУ с точки зрения безопасности полётов относится к особой категории функционально значимых систем. В ней не допускаются даже кратковременные перерывы в питании, особенно это относится к цифровым ЭДСУ.

Одной из серьёзных проблем, связанных с цифровой ЭДСУ, является обеспечение безопасности полёта при полном отказе цифровой системы, который связан не с отказом аппаратуры во всех каналах, а с программными ошибками, не выявленными на стадии отработки системы. Помочь снять эту проблему может только длительный опыт эксплуатации и отработки цифровых систем. В настоящее время для защиты от полных отказов цифровой ЭДСУ применяется резервное аналоговое управление (F-16, F-18, X-29).

С развитием техники и появлением цифровых сервоприводов удалось создать полностью цифровую ЭДСУ. В качестве примера рассмотрим цифровую систему СУВ – А, разработанную для вертолёт «Ансат», которая в отличие от аналоговых позволяет программно расширить перечень решаемых задач не меняя состав бортового оборудования. Это обстоятельство даёт возможность быстро модифицировать систему в соответствии с пожеланиями заказчика.

Основная цель разработчиков системы:

1. Улучшение управляемости за счёт автоматизации ручного управления на всех режимах полёта.
2. Обеспечение высокого уровня безопасности полетов за счёт предотвращения выхода вертолёт за эксплуатационные ограничения.
3. Уменьшение затрат на обслуживание за счёт внедрения средств автоматизированного контроля на этапах предполётной подготовки.

На рис. 31.1 представлена структурная схема типового канала управления вертолёт «Ансат». Система может работать в ручном, автоматическом и резервном (аварийном) режимах.

Элементами структурной схемы являются:

ДПОУ – датчик положения органов управления. Он представляет из себя 3-кратно резервируемый датчик цифрового канала и индукционный датчик аналогового канала. Чувствительность устройства $0,005^\circ$, частота сканирования 200 Гц.

БДПИ – блок датчиков пилотажной информации, предназначен для измерения угловых скоростей $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$ и перегрузок n_x, n_y, n_z вертолёт, относительно связанных осей координат. Он

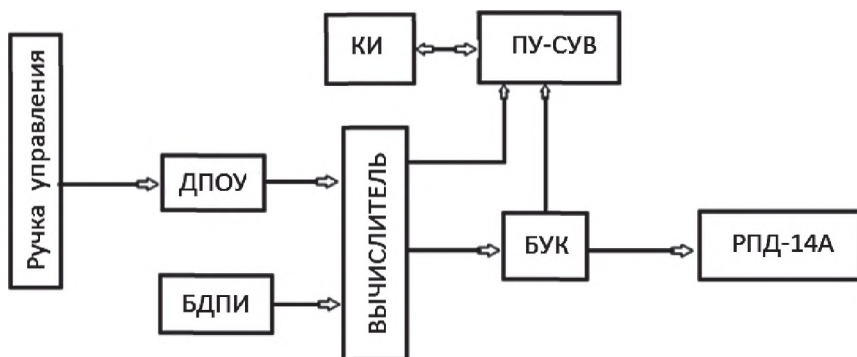


Рис. 31.1

производит вычисление скоростей и положений в земной системе координат, измерение полного и дифференциального давления, температуры и абсолютной барометрической высоты. Технические данные устройства:

- диапазон угловых скоростей $\pm 0,01 \div 250$ град/с;
- перегрузок $\pm 0,001 \div 3g$;
- абсолютного давления $505 \div 806$ [мм. рт. ст.];
- дифференциального давления $0 \div 115$ [мм. рт. ст.];
- температуры воздуха $-50 \div +60$ °С.

ПУ-СУВ – пульт управления и индикации, предназначен для изменения режима работы СУВ, задания режимов самоконтроля на земле, отображения интегрального состояния исправности системы по результатам наземного и полётного контроля. Прибор 2-кратно резервирован по механическому каналу и 4-кратно по электрическому.

Отказ пульта не приводит к критическим последствиям (категория С по нормам АП-29). Результаты контроля сохраняются в памяти прибора и могут быть считаны на земле.

КИ – контрольный индикатор, дублирует систему отображения информации и используется для диагностики на земле.

БУК – блок управления и контроля, определяет достоверность сигнала, поступающего на гидроусилитель, и принимает решение о плавном выключении отказавших каналов. Прибор 4-кратно резервирован.

РПД – 14А – электрогидравлический сервопривод с двухкратным резервированием.

Основные функциональные возможности системы:

1. Стабилизация угловых положений вертолѐта во всем диапазоне высот и скоростей.
2. Возможность ручного управления угловыми движениями в режиме демпфирования.
3. Стабилизация приборной скорости, в том числе на малых скоростях.
4. Стабилизация высоты полѐта.
5. Стабилизация висения над точкой.
6. Автоматическая балансировка вертолѐта по заданной программе.
7. Уменьшение влияния перекрёстных связей при ручном управлении.

Дополнительные функции:

1. Координация разворотов по курсу при ручном управлении.
2. Коррекция шага РВ по высоте и температуре.
3. Приведение вертолѐта к горизонтальному полѐту после выполнения манѐвра.
4. Ограничение сигналов управления с целью недопущения выхода вертолѐта на опасные режимы.
5. Контроль работоспособности рулевых приводов в полѐте.
6. Предполѐтный тест-контроль.
7. Обнаружение отказавшего резерва и переход на новый режим;
8. Формирование и выдача сигналов об отказах.

Основная проблема при создании ЭДСУ это обеспечение высокого уровня надёжности и связанная с этим высокая стоимость разработки системы. При проектировании данной системы разработчики руководствовались принципами обеспечения надёжности, изложенными в главе 27, а именно:

1. *Использование современной элементной базы и схемотехнических решений с минимизацией количества элементов.*
2. *Использование конструктивных решений и типов соединителей для защиты от электромагнитных полей высокой напряжённости.*

3. *Применение вторичных источников*, обеспечивающих высокий КПД, молниестойкость и контроль качества электропитания.

4. *Специализированные цифровые линии* передачи информации, предотвращающие потерю данных и их искажение.

5. *Кворумирование и межрезервная коррекция данных*.

6. *Использование многоступенчатых алгоритмов*, различных по своей логике, для определения отказавшего элемента.

7. *4-кратное резервирование всех элементов СУВ-А*.

8. *Использование принципа постепенной деградации* системы управления по мере нарастания потока отказов.

9. *Использование глубокого и непрерывного встроенного контроля работоспособности СУВ-А и сервоприводов*.

Фирма *Bell Helicopter* объявила о модификации вертолѐта *Bell 525* под ЭДСУ. Утверждается, что в результате применения ЭДСУ и других конструктивных мероприятий максимальная скорость полета возрастѐт с 259 до 287 км/ч, дальность полѐта с 740 до 926 км, взлѐтная масса с 8165 до 8754 кг, полезная нагрузка с 1814 до 3356 кг.

Кроме общих преимуществ, ЭДСУ позволит снизить вес фюзеляжа за сѐт недопущения выхода вертолѐта на запрещенные режимы полѐта. Это особенно важно для средних и тяжелых вертолѐтов.

В кабине боковые ручки управления освобождают пространство перед пилотом, благодаря чему улучшается обзор дисплеев и качество комплексного восприятия разнородной информации в едином пространственно-временном объѐме. Ожидается, что время обучения пилотов с новой кабиной и ЭДСУ значительно сократится.

31.2. Системы индикации параметров полѐта

В настоящее время происходит бурное совершенствование и развитие систем отображения информации. Прежде всего, следует выделить многофункциональные индикаторы МФИ (multi-funktional display MFD) – общий термин для многорежимного устройства отображения различной служебной, графической и телевизионной информации в кабине летательного аппарата, выдава-

емой бортовыми системами и датчиками. Одновременно эти устройства, как правило, имеют более конкретизированное название, например «экран тактической обстановки».

Вывод информации на МФИ производится в такой форме, которая позволяет экипажу осуществлять решение полётных и наземных задач, а также управление режимами работы бортовых систем, что значительно уменьшает нагрузки на пилота и повышает безопасность полёта. Другой способ отображения информации используется в системах ИЛС (*head-up display HUD*), предназначенных для отображения пилотажно-навигационной информации на лобовом стекле на фоне закабинной обстановки. Использование ИЛС позволяет в значительной степени снизить вероятность информационной перегрузки пилота, вынужденного следить одновременно как за окружающим пространством, так и за показанием многочисленных приборов. Существующие ИЛС подразделяются на два типа:

1. Стационарные, проецирующие изображение с помощью высокояркостного электронно-лучевого прибора в закабинное пространство.
2. Нашлемные ИЛС, в которых экраны крепятся к шлему лётчика.

Определение положения головы лётчика, а значит, и угловых координат линии визирования позволяет осуществлять сопровождение именно той цели, на которую в данный момент обращен его взгляд.

В настоящее время отмечается тенденция к замещению громоздких электронно-лучевых приборов устройствами, использующими жидкокристаллические индикаторы. В качестве экспериментальной разработки существует система, в которой изображение проецируется непосредственно на сетчатку глаза лётчика маломощным лазером (виртуальный ретинальный монитор).

ИЛС используются также не только для вывода символьной информации, но и более сложных изображений – например, для совмещения реального изображения местности и информации, полученной от камер, работающих в инфракрасном диапазоне. Такая система позволяет совершать полёты на предельно малых высотах в условиях ограниченной видимости и ночью.

32. АВИАЦИОННЫЕ ТРЕНАЖЕРЫ

Идея технического моделирования получила широкое распространение в различных областях науки и техники, особенно она актуальна в процессе создания новой авиационной техники. По перечню решаемых задач определилась классификация авиационных тренажёров:

Процедурные тренажёры (*Flight Training Device FTD*) предназначены для отработки экипажем процедур подготовки полёта. В качестве примера рассмотрим процедурный тренажер экипажа вертолётной круглосуточной применения КБ Московского вертолётного завода им. М. Л. Миля.

В состав программного обеспечения стенда входят:

1. Модель пилотажно-навигационного и обзорно-прицельного комплекса.
2. Модель динамики управляемого и неуправляемого оружия.
3. Модель динамики полёта вертолётной.
4. Система визуализации внешней обстановки, приборной индикации и прицельной информации.
5. Возможность моделирования навигационных задач, формирование полётного задания, прокладка маршрутов и введение отказов.

6. Документирование и анализ результатов подготовки.

Комплексные тренажёры (*Full Flight Simulator*) – это стенды высококого уровня, как правило имеющие подвижную кабину, совершенную систему визуализации и кабину реального летательного аппарата. Используются для наземной подготовки отдельных пилотов или экипажа ЛА.

В состав комплексного тренажёра вертолётной МИ-8 входят:

- 1) кабина летчика и оператора с реальными органами управления, приборами или их имитаторами;
- 2) система визуализации с углом обзора по углу курса $\pm 110^\circ$ и по углу тангажа $+20 \pm -40^\circ$;
- 3) вычислительный комплекс;
- 4) имитатор акустических эффектов;
- 5) возможна установка платформы для создания вибраций на рабочих местах экипажа в эксплуатационном диапазоне частот.

Рабочее место инструктора обеспечивает:

- 1) контроль и управление процессом подготовки персонала;
- 2) составление и редактирование сценариев;
- 3) радиосвязь и видеонаблюдение;
- 4) запись информации о параметрах полёта, действия обучаемых и анализ качества выполнения упражнений.

Математическое моделирование обеспечивает:

1. Полную модель динамики полёта.
2. Реализацию всех режимов эксплуатации, в том числе — предельных и аварийных.
3. Движение по земле с произвольными характеристиками прочности и наклона грунта.
4. Функционирование силовой установки и её систем автоматического регулирования.
5. Функционирование бортовых систем вертолёт.
6. Навигацию и вертолётосопровождение.
7. Документирование и анализ результатов подготовки.

Система визуализации, построенная на трёхмерной геодезической базе, обеспечивает создание библиотек движущихся объектов, аэропортов, вставки изображений и специальных эффектов (шторм, облака, дождь, и др.)

Групповые тренажёры (*Full Mission Simylator*), предназначены для отработки групповых боевых действий. Они объединяются в единую сеть с помощью интерфейса *HLA*, который позволяет объединить разнородные тренажёры – авиационные, танковые, артиллеристкие и др. На сегодняшний день это тренажеры самого высокого уровня.

В России долгое время не было произведено тренажера, сертифицированного по высшему уровню международного стандарта (сертификат *EASA, FAA*) . Первым успехом была сертификация в феврале 2013 г. «Европейским агенством по авиационной безопасности» тренажёра самолёта Сухой Суперджет по высшей категории «*D*». Математическая модель в части аэродинамики разработана в ЦАГИ, а программное обеспечение в части динамики при участии ГОСНИИАС.

Стоимость комплексного тренажёра серийного самолёта А-320 высшего уровня по ИКАО составляла 12 млн. долл. в 2011 г., а сто-

имость тренажера *SSJ-100* около 17,5 млн. дол., что составляет почти половину каталожной стоимости натурального самолёта.

Научные тренажеры (моделирующие стенды) несмотря на схожесть в названии используются разработчиками авиационной техники для решения задач динамики полёта вновь создаваемых ЛА.

В этом случае пилот выступает в роли инженера – исследователя, опыт которого в пилотировании помогает конструктору выбрать структуру и параметры системы управления, компоновки кабины, исследовании опасных режимов полёта и т. п.

Как правило, такие тренажеры не обладают подвижностью, а система визуализации синтезирует на экране внешнюю обстановку в зависимости от решаемой задачи. Отличительной особенностью этих стендов является высокий уровень и универсальность математической модели, позволяющая исследовать ЛА различного типа.

Математические модели динамики вертолёт и их программное обеспечение

Возможности маневрирования вертолёта значительно отличаются от самолёта. Вертолёт может висеть над заданной точкой или перемещаться в любом направлении со скоростями, определяемыми характеристиками маневренности. Математическое описание движения вертолёта сопряжено со значительными трудностями, особенно на режимах, характеризующихся интенсивным изменением кинематических параметров (линейных, угловых ускорений и скоростей, изменение оборотов несущего винта).

Во-первых это связано с пространственным движением лопастей несущего винта, аэродинамические и инерционные нагрузки на которых являются сложными функциями времени.

Во-вторых это проблемы в определении аэродинамических характеристик сечения лопасти и элементов планера вертолёта. В процессе работы несущий и рулевой винты создают вокруг себя нестационарное поле возмущенного движения воздуха, которое трудно поддаётся описанию.

В-третьих, существенное влияние оказывают упругие деформации элементов конструкции вертолёта. Переменные нагрузки

деформируют лопасти несущего винта, одновременно деформируются элементы конструкции планера и проводки управления. Взаимосвязь деформации и действующих сил (аэроупругость) может привести к таким формам неустойчивого движения лопастей, как флаттер, различным формам резонансов. Известны проблемы работы рулевого винта на упругом основании (хвостовой балке).

Совокупность перечисленных особенностей делает детальную модель описания движения вертолѐта настолько сложной, что её использование для решения широкого круга задач становится неэффективным даже при наличии самых современных вычислительных средств.

В связи с этим возникает необходимость введения обоснованных упрощений, позволяющих создать исходную модель для практического применения с сохранением достаточной точности.

Смысл этих допущений сводится к следующему:

1) аэродинамические силы, действующие на лопасть, рассчитываются в сечении, перпендикулярном оси лопасти по гипотезе стационарности (за исключением специально оговоренных случаев);

2) влияние планера и рулевого винта на аэродинамические характеристики несущего винта считается малым;

3) все элементы конструкции вертолѐта (за исключением лопастей и проводки управления в специально оговоренных случаях) считаются абсолютно жѐсткими;

4) при определении скоростей возмущений, создаваемых несущим и рулевым винтами, будем пользоваться квазилинейной дисковой теорией с применением гипотезы стационарности.

Обозначим основные задачи, связанные с описанием динамики полѐта вертолѐта.

Первая группа задач связана с исследованием устойчивости, управляемости и синтезе САУ на режимах, близких к балансировочным. Для решения таких задач применяются наиболее простые линейные модели первого уровня, рассмотренные нами ранее.

Вторая группа задач включает исследование установившихся и переходных режимов полѐта вертолѐтов различных схем и их систем управления. Исследование маневренности и управляемости в реальном времени осуществляется на пилотажном стенде с

лётчиком в контуре управления. В этом случае применяются математические модели второго уровня сложности, позволяющие достаточно точно вычислять силы и моменты, действующие на вертолёт на режимах маневрирования отличных от предельных.

Третья группа задач включает режимы, связанные с безопасностью полёта (сближение лопастей с элементами конструкции, попадание на режимы с плохой управляемостью и т. д.). Для решения этих задач необходимы математические модели третьего уровня, позволяющие проводить расчёты с учётом срыва потока, сжимаемости, упругих деформаций конструкции и т. п.

Потребность в решении широкого круга задач привела к необходимости разработки методики формирования математических моделей движения. Методика, разработанная в ЦАГИ, предполагает, что математические модели должны использоваться для:

- 1) исследования вертолётов различных схем;
- 2) на установившихся и неустойчивых режимах;
- 3) одновременного расчёта различных винтов;
- 4) с учётом упругих деформаций лопастей и проводки управления;
- 5) учёта различных типов втулок;
- 6) одновременного расчёта нескольких лопастей одного или двух винтов;
- 7) одновременного расчёта неидентичных лопастей;
- 8) обладать возможностью трансформации сложной модели в простую.

Разработанная методика позволила получать математические модели необходимого уровня сложности на основе универсальной модели движения «обобщенного вертолёта» блочной структуры и открытой архитектуры. При таком подходе можно постоянно менять конфигурацию модели путём замены блоков или их совершенствованием. На рис. 32.1,а представлена блок— схема программных модулей системы.

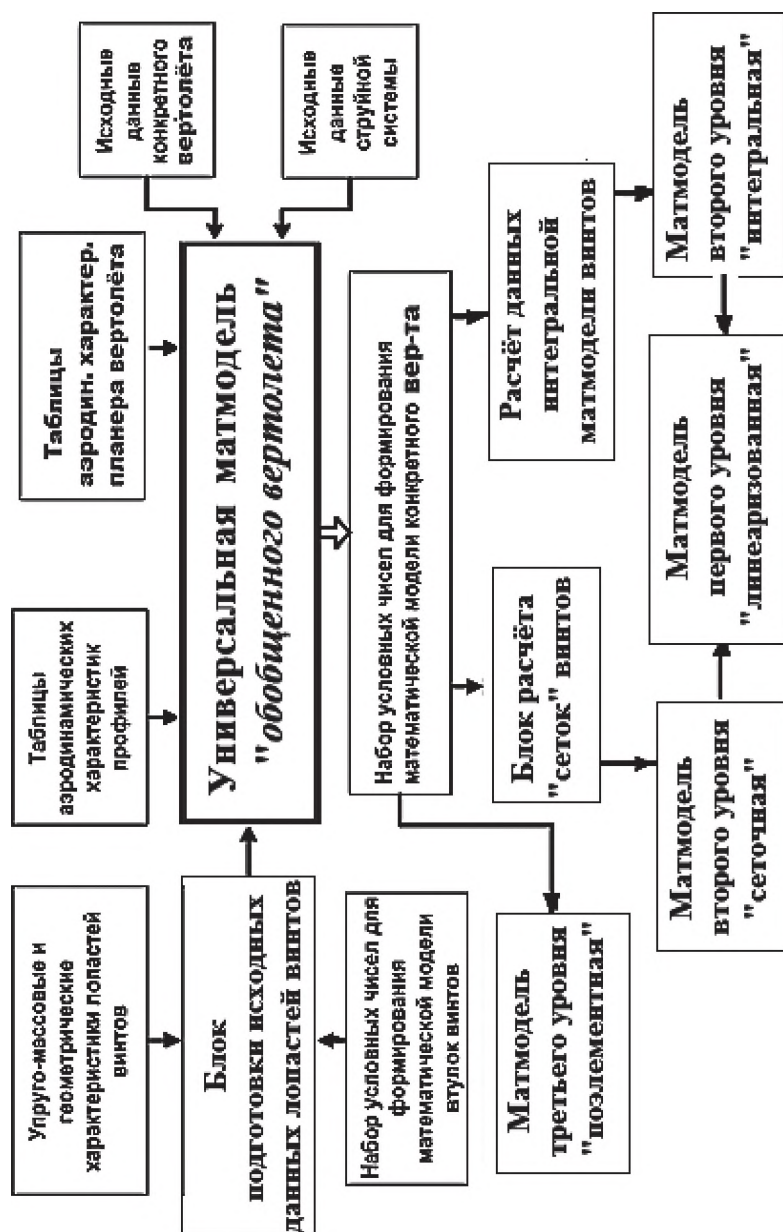
В общем случае математическая модель включает два несущих винта, фюзеляж, крыло с закрылками и элеронами, поворотный стабилизатор, два киля с рулями направления и два варианта путевого управления (рулевой винт или струйная система). Одновременно могут подключаться математические модели двигателя и САУ.



a)

Рис. 32.1 (начало)

Математические модели третьего уровня являются наиболее полными. В них расчёт характеристик винтов ведется с учётом изгиба лопасти в двух плоскостях и кручения, а также с учётом деформации проводки управления. Аэродинамические силы и моменты на лопасти определяются с учётом нестационарных характеристик профиля. Кроме интегрирования движения, можно определять напряжения в лопастях, шарнирные моменты, сближение лопастей соосных винтов и т. п. Модели этого уровня используются для расчёта кратковременных предельных манёвров, так как требуют большой предварительной подготовки и времени счёта. На рис. 32.1,б представлена схема взаимодействия элементов математической модели.



б)

Рис. 32.1

33. БЕСПИЛОТНЫЕ ВЕРТОЛЁТЫ

Беспилотный летательный аппарат (БПЛА) или «дрон» (от англ. *drone* — трутень) — летательный аппарат без экипажа на борту. В течение всей истории авиации БПЛА являлись её неотъемлемой частью, хотя и играли второстепенные роли. Гибель лётного экипажа сегодня является неприемлемой, поэтому значение использования БПЛА резко возрастает. То, что беспилотные вертолёты станут основным летательным аппаратом третьего тысячелетия, разработчики вертолётов поняли давно и добились существенных результатов. Именно они одними из первых активно включились в реализацию этой идеи и сегодня беспилотные вертолёты превратились в серийную продукцию со своей нишей на рынке БПЛА.

Новые проекты этих летательных аппаратов стремятся закрыть весь диапазон задач: от воздушной разведки и фотографирования до перевозки грузов. К идее использования беспилотных вертолётов большой интерес проявили не только вооружённые силы, но и погранвойска, полиция и коммерческие организации. В настоящее время разрабатываются более 20 программ, в которых участвуют Россия, США, Канада, Германия, Франция, Великобритания, Япония, Австрия.

Разработчики беспилотных вертолётов пошли по трём основным направлениям:

1. Реализация традиционных схем, когда БПЛА в миниатюре копирует своих пилотируемых прототипов.
2. Использование существующих пилотируемых вертолётов в качестве беспилотных вариантов.
3. Реализация перспективных идей, неожиданных конструктивных решений и экзотических ЛА.

Беспилотные аппараты могут быть полностью автоматически (БПЛА) или дистанционно-пилотируемыми (ДПЛА).

БПЛА принято классифицировать по таким параметрам, как взлётная масса, продолжительность полёта, дальность и максимальная высота полёта.

33.1. Классификация БПЛА и их возможности

Различают следующие классы БПЛА:

1. Микро (условное название) – взлетной массой до 10 кг, временем полёта около 1 ч. и максимальной высотой до 1 км.
2. Мини – взлетной массой до 50 кг, временем полёта несколько часов и высотой до 3–5 км.
3. Миди (средние) – взлётной массой до 1000 килограммов, временем полёта 10–12 часов и максимальной высотой до 9–10 километров;
4. Тяжёлые – с высотами полёта до 20 км и временем полёта 24 ч и более.

Из широкого круга задач, решаемых БПЛА, в качестве основных можно выделить следующие:

- 1) экологическая экспертиза на суше и над водной поверхностью;
- 2) систематическое наблюдение (патрулирование) районов аварий и чрезвычайных ситуаций;
- 3) биологический и химический контроль в опасной для человека зоне;
- 4) радиационный контроль окружающей среды;
- 5) контроль и предупреждение аварий трубопроводов на газовых, химических и нефтяных магистралях;
- 6) охрана лесов и торфяников, предупреждение лесных пожаров, в том числе и пожаров на территории хозяйственных и промышленных объектов;
- 7) автономная разведка и рыбоохрана на водоёмах и прибрежных шельфах;
- 8) доставка и сброс экстренных грузов: сильнодействующих обеззараживающих растворов и порошков, пенообразующих составов, локализирующих разливы;
- 9) доставка медикаментов, продуктов и почты в процессе оказания помощи в ликвидации аварий и катастроф;
- 10) контроль автомобильных и железнодорожных магистралей;
- 11) оперативная аэрофотосъёмка;
- 12) региональная и местная ретрансляция телевизионных сигналов, в том числе и экстренного репортажа;

13) выдача необходимой информации, в том числе и телевизионной, соответствующим службам органов внутренних дел;

14) охрана важных объектов;

15) обеспечение круглосуточного пограничного контроля на труднодоступных участках над сушей и над морем;

16) борьба с бандформированиями и наркобизнесом.

Возможно использование беспилотного вертолётa для управления наземными роботами, выполняющими задачи в зонах разрушений и катастроф, где зачастую невозможно управление ими по радиолинии в силу наличия препятствий и необходимости для оператора находиться на большом удалении.

Основные требования к системе управления БПЛА:

1) автоматическое выполнение полёта;

2) стабилизация углов ориентации;

3) точное следование траектории;

4) простота эксплуатации.

33.2. Преимущества и недостатки БПЛА

Можно выделить следующие преимущества:

1. Возможность безаэродромного применения, отсутствие сложного стартово-посадочного оборудования.

2. Уменьшение продолжительности подготовки к повторному вылету.

3. Возможность висения и полёта на малых и околонулевых скоростях.

4. Высокая маневренность.

5. Возможность работы в труднодоступных районах.

Отсутствие сигнала основной навигации не приводит к потере аппарата, так как присутствует функция возврата вертолётa к месту старта. В рамках координации полётов в комплексе с другими БПЛА ZALA (в том числе самолётного типа), система управления вертолётom полностью интегрируется в НСУ.

Недостатки БПЛА:

1. Сложность и высокая цена бортового оборудования из-за требований миниатюризации и малого веса.

2. Ограниченное время полёта.

3. Трудность синхронизации при работе группой.
4. Малая грузоподъёмность.
5. Ограничение в использовании по допустимой скорости ветра.

В табл. 33.1 представлены параметры Российских беспилотных вертолётов этого класса:

За основу принятой в ОАО «Вертолёты России» стратегии развития беспилотных вертолётов принят перспективный модельный ряд машин, разрабатываемых на предприятиях, вошедших в состав вертолётостроительного производственного объединения:

1. Беспилотный вертолёт Ка-226БВ разработки ОАО «Камов». Тяжелый беспилотный вертолёт двухвинтовой соосной схемы с двухдвигательной газотурбинной силовой установкой. Создаётся на базе лёгкого многоцелевого вертолёта Ка-226. Максимальная взлётная масса беспилотной модели 3500 кг, дальность полёта до 1600 км. Пилотируемый базовый вариант машины серийно выпускается в ОАО «Кумертауское авиационное производственное предприятие» и входит в число наиболее приоритетных инвестиционных проектов ОАО «Вертолёты России».

2. Беспилотный вертолёт Ка-115 разрабатывается в ОАО «Камов» на базе проекта одноименного лёгкого многоцелевого пилотируемого вертолёта двухвинтовой соосной схемы. Максимальная взлётная масса – до 1600 кг.

3. Беспилотный вертолёт Ми-34БП разрабатывается в ОАО «Московский вертолётный завод им. М.Л.Миля» на базе лёгкого многоцелевого и спортивного вертолёта Ми-34. Максимальная взлётная масса базовой модели 1450 кг, дальность полёта 360 км. Пилотируемый базовый вариант машины выпускается в ОАО «ААК «Прогресс». Варианты машины Ми-34БП1 и Ми-34БП2 отличаются типом силовой установки, скоростью и дальностью полёта, потолком и массой полезной нагрузки. На Ми-34БП1 предусматривается установка поршневого, а на Ми-34БП2 – газотурбинного двигателя.

4. Беспилотный вертолёт «Актай» с роторно-поршневым (или газотурбинным) двигателем проектируется в ОАО «Казанский вертолётный завод» на базе одноименного пилотируемого вертолёта. Максимальная взлётная масса базового пилотируемого варианта

Таблица 33.1

Параметры сравнения	Типы БПЛА			
	«коптеры»	ZALA	Коршун	Ка-137
Радиус действия видео/радиоканала, км	5 / 5	25 / 50	25 / 50	25 / 50
Радиус действия, км			100 - 300	80
Продолжительность полёта	35 мин	до 1,5-2 ч	3 ч	4 ч
Максимальная высота полёта (высота герметизации), м	1000	3000		5000
Взлёт	Вертикальный - автоматический			
Посадка	Вертикальная - автоматическая			
Тип двигателя	Электрический	ДВС Ванкель	ДВС	ДВС
Скорость, км/ч	до 30	до 60	до 200	до 175
Максимальная взлётная масса, кг	от 1,5 до 8	до 90	500	280
Масса целевой нагрузки, кг	до 2	25	150	80
Навигация	GPS/ГЛОНАСС			
Полезная нагрузка	Светошумовые, маркерные устройства, радиомаяки и т.п.	Грузы		Грузы
Максимально допустимая скорость ветра, м/с	10	20	20	20
Диапазон рабочих температур	-30°С...+40°С			

1150 кг, дальность полёта 400 км. В настоящее время базовый вариант проходит предварительные наземные испытания.

5. Беспилотный вертолёт «Патруль» разрабатывается в ОАО «Кумертауское авиационное производственное предприятие» на базе сверхлёгкого пилотируемого вертолёта «Орлёнок». Имеет двухвинтовую соосную схему, двухлопастные несущие винты и поршневой мотор мощностью 100 л.с. Максимальная взлётная масса до 500 кг, дальность полёта 1000 км. Изготовлено пять экспериментальных образцов.

6. Беспилотный лёгкий вертолёт Ка-137 строится в ОАО Ка-мов». Двухвинтовой соосной схемы. В качестве силовой установки предусматривается использовать поршневой или роторно-поршневой моторы. Максимальная взлётная масса 280 кг, дальность полёта 530 км

7. Беспилотный микровертолёт взлётной массой менее 4 кг разрабатывается «Инженерным инновационным центром ОАО Вертолёты России». Вертолёт будет выполнен по четырём винтовой схеме с двухлопастными несущими винтами постоянного шага, фюзеляжем в форме креста и электрической силовой установкой. Расчётная полезная нагрузка 300 г, радиус действия 5 км.

8. Многоцелевой роботизированный вертолётный комплекс (МРВК). Новая концепция БПЛА, разработанная в ОАО «Московский вертолётный завод им. М.Л.Миля». Это полностью роботизированный вертолёт, управляемый с земли. Взлётная масса до 3000 кг. МРВК сможет доставлять грузы в места, которые представляют опасность для пребывания человека.

Существующий ряд экспериментальных образцов и эскизных проектов беспилотных вертолётных различных классов позволяет сформировать базу для определения наиболее перспективных образцов. Все БПЛА имеют возможность ретрансляции видео с наземных средств.

Параметры наиболее известных беспилотных вертолётных приведены в табл. 33.2.

Разработана наземная станция управления (НСУ) БПЛА на базе планшета под управлением операционной системы *Android*

Компьютер, позволяет составлять полетное задание и управлять беспилотным аппаратом. Кодированное и беспроводное со-

Таблица 33.2

№	Типы вертолётов	Ка-37	Ка-137	ZALA 421-02X	V750	CL-327	CYPHER	HYSKY	VIGILANT	Проект
1	Страна, фирма	Россия «Камов»	Россия «Камов»	Россия «ZALA»	Китай "Тяньсян"	Канада «Канадер»	США «Сикорский»	Белоруссия, Минское КБ «ИНДЕЛА»	Франция «ONERA»	Россия НПП «Радар ММС»
2	Назначение	Экспериментальный	Многоцелевой	Многоцелевой	Многоцелевой	Разведка	Разведка		Разведка	Многоцелевой
3	Взлётная масса, кг	250	250...280	до 90		340	113	90	32	от 6 до 50
4	Тип двигателя, взлётная мощность, кВт	П-0,37 224,6	HIRTH2706 147,8	ДВС Ванкель	ДВС	-	- 47,8	-	Поршневой 5,88	-
5	Диаметр винта, м	4,8	5,3	3,1	-	4	2,95	-	1,87	-
6	Полезная нагрузка: Нормальная, кг Максимальная, кг	50 -	50 80	25	80	24 -	22,7 -	42	7,5	От 1,5 до 25
7	Скорость полёта: Максимальная, км/ч Крейсерская, км/ч	135 110	175 145	65	161	157 -	- 140	- 150	100 -	до 30
8	Практический потолок, м	3150	3726...2910	3000	-	5500	-	-	3000	-
9	Динамический потолок, м	3500	5750...5020	-	-	-	-	-	-	1000
10	Скороподъёмность, м/с	12	9,8...11,3	-	-	7,6	-	-	-	1,5-3
11	Продолжительность полёта, ч, при дальности, км, с нормальной полезной нагрузкой	0,5 (20)	4 (50)	1 (30)	4 -	5	3	1,2	1	0,5
12	Дальность полёта, км, с нормальной полезной нагрузкой	88	530	-	500	-	-	130	20	-

единение между приемопередающей антенной и НСУ даёт возможность оператору свободно перемещаться и управлять аппаратом из удаленного укрытия.

Аналогично, разработанная специалистами компании программа для использования мобильного телефона в качестве станции управления БПЛА позволяет:

1) получать данные с **GPS** маяка-ретранслятора посредством интерфейса *Bluetooth*;

2) выбирать номера БПЛА;

3) отображать местоположение БПЛА, точки старта и центра фигуры относительно местоположения маяка;

4) управлять БПЛА с помощью следующих команд:

а) «перемещение центра фигуры»;

б) «изменение скорости»;

в) «изменение высоты»;

г) «остановка двигателя»;

д) «открытие парашюта»;

е) «изменение масштаба отображения»;

ж) «работа в режиме радиомолчания».

Программа может быть использована также при поиске БПЛА.

Устройства для мобильных групп позволяют решать следующие задачи:

1. Отображать на снимках, загруженных с картографического сервиса, собственное местоположение и местоположение других групп и маяков.

2. Указывать координаты цели с командного пункта.

3. Отображать местоположение, азимут и удаление цели.

Все группы, оснащенные мобильным устройством, могут оперативно взаимодействовать между собой и пунктом управления. Оператор пункта управления, располагая данными о координатах, направлении и скорости движения групп, может управлять их действиями.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Акимов А.И., Берестов Л.М., Михеев Р.А.* Летные испытания вертолетов. — М.: Машиностроение, 1980. — 399 с.
2. *Бородин В.Т., Рыльский Г.И.* Пилотажные комплексы и системы управления самолётов и вертолётот. — М.: Машиностроение, 1978. — 214 с.
3. *Браверман А.С., Перлштейн Д.М., Лаписова С.В.* Балансировка одновинтового вертолета. — М.: Машиностроение, 1975. — 174 с.
4. *Браввелл А.Р.С.* Динамика вертолетов / Пер. с англ. Т.П. Ампилова, Г.К. Жустрин. — М.: Машиностроение, 1982. — 368 с.
5. Вертолеты: (Кн.1. Аэродинамика. — 455 с.), (Кн.2. Колебания и динамическая прочность. — 424 с.) / Под ред. М.Л. Миля. — М.: Машиностроение, 1978.
6. *Володко А.М.* Основы летной эксплуатации вертолетов: (Кн. 1. Аэродинамика), (Кн. 2. Динамика полета). — М.: Транспорт, 1986. — 263 с.
7. *Джонсон У.* Теория вертолета / Пер. с англ. В.Э. Баскин, С.Ю. Есаулов, В.С. Каплан. — М.: Мир, 1983. Т. 1. — 503 с. Т. 2. — 529 с.
8. *Дмитриев И.С., Есаулов С.Ю.* Системы управления одновинтовых вертолетов. — М.: Машиностроение, 1969. — 214 с.
9. *Доброленский Ю.П.* Динамика полёта в неспокойной атмосфере. — М.: Машиностроение, 1969. — 268 с.
10. *Есаулов С.Ю., Бахов О.П., Дмитриев И.С.* Вертолет как объект управления. — М.: Машиностроение, 1977. — 190 с.
11. *Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Предтеченский А.Н., Родченко В.В.* Лётчик как динамическая система. — М.: Машиностроение, 1992. С. 20—60.

12. *Кожевников В.А.* Автоматическая стабилизация вертолета. — М.: Машиностроение, 1977. — 120 с.
13. *Леонтьев В.А.* Динамика полёта вертолетов. Глава 2.6, Кн. I, энциклопедии Машиностроение. — М.: Машиностроение, 2002. С. 407—418.
14. Маневренность вертолета // Обзор ЦАГИ. 1981. № 593.
15. *Михеев Р.А., Лосев В.С., Бубнов А.В.* Лётные и прочностные испытания вертолётот. — М.: Машиностроение, 1987. — 126 с.
16. *Ромасевич В.Ф., Самойлов Г.А.* Практическая аэродинамика вертолетов. — М.: Воениздат, 1982. — 484 с.
17. *Пейн П.Р.* Динамика и аэродинамика вертолётот / Пер с англ. С.Ю. Есаулова, А.М. Мурашкевича. — М.: Оборонгиз, 1963. — 492 с.
18. *Петросян Э.А.* Аэродинамика соосного вертолётот. — М.: Полигон-Пресс, 2004. — 816 с.
19. Теория несущего винта / Под ред. А.К. Мартынова. — М.: Машиностроение, 1973.
20. *Трошин И.С.* Динамика полета вертолета. — М.: Изд-во МАИ, 1990. — 95 с.
21. *Трошин И.С., Монашев В.М.* Системы управления и стабилизации вертолета. — М.: Изд-во МАИ, 1979. — 60 с.
22. *Трошин И.С., Монашев В.М.* Расчёт устойчивости и управляемости вертолета. — М.: Изд-во МАИ, 1982. — 31 с.
23. *Факторович И.О.* Исследование переходных режимов вертолета методом баланса энергии //Тр. ЦАГИ. 1977. Вып. 2026.
24. Экспериментальные исследования по аэродинамике вертолета / Под ред. А.К Мартынова. — М.: Машиностроение, 1980. — 240 с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	3
Принятые обозначения	5
1. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ	10
2. ЧИСЛО СТЕПЕНЕЙ СВОБОДЫ ВЕРТОЛЁТА	15
3. АЭРОДИНАМИКА НЕСУЩЕГО ВИНТА	17
4. ДИНАМИКА ШАРНИРНОЙ ЛОПАСТИ	18
5. МАТЕМАТИЧЕСКИЙ АППАРАТ ДИНАМИКИ ПОЛЁТА	19
6. ПЕРЕДАТОЧНЫЕ ФУНКЦИИ	22
7. СЛОЖНОЕ ДВИЖЕНИЕ МАТЕРИАЛЬНОЙ ТОЧКИ	24
8. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ ТВЁРДОГО ТЕЛА	27
9. БАЛАНСИРОВКА ВЕРТОЛЁТА	33
10. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ В СЕЧЕНИИ ЛОПАСТИ	42
11. УРАВНЕНИЕ МОМЕНТОВ ОТНОСИТЕЛЬНО ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ШАРНИРА	45
12. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ И КРУТЯЩИЙ МОМЕНТ НЕСУЩЕГО ВИНТА	53
13. МОМЕНТ НА ВТУЛКЕ ОТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ	56

14. ЛИНЕЙНАЯ МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ ВЕРТОЛЁТА В СВЯЗАННОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ	58
15. МАНЁВР ВЕРТОЛЁТА	64
15.1. Характеристики маневренности вертолётa	65
15.2. Системы координат для расчёта манёвров вертолётa	68
15.3. Вертикальный набор высоты	71
15.4. Манёвр вертолётa в вертикальной плоскости	72
15.5. Разгон и торможение вертолётa	73
15.6. Горка и пикирование вертолётa	77
15.7. Петля Нестерова	81
15.8. Пространственные маневры	83
15.9. Общие уравнения пространственного маневра	84
16. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЁТА	86
17. ОПЕРАТОР В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ЛА	86
17.1. Свойства оператора как звена СУ	87
17.2. Модели оператора	90
18. ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЁТА КАК ОБЪЕКТА УПРАВЛЕНИЯ	94
18.1. Устойчивость движения вертолётa	95
18.2. Характер возмущенного движения	103
18.3. Чувствительность к внешним возмущениям	105
18.4. Градиенты балансировочных кривых	106
18.5. Реакция вертолётa на отклонение рычагов управления	108
18.6. Амплитудно-фазовые характеристики по управлению	114
18.7. Перекрёстные связи	117
19. ВЕРТОЛЁТ В ТУРБУЛЕНТНОЙ АТМОСФЕРЕ	118
20. КРИТЕРИИ И ОЦЕНКА УПРАВЛЯЕМОСТИ ВЕРТОЛЁТА	124
20.1. Критерии управляемости	126
20.2. Запасы управления	128
20.3. Оценка управляемости вертолётa	131

21. СТАБИЛИЗАЦИЯ ДВИЖЕНИЙ ВЕРТОЛЁТА ОТНОСИТЕЛЬНО ЦЕНТРА МАСС	134
21.1. Принципы стабилизации	134
21.2. Законы управления	136
21.3. Структурная схема стабилизации вертолёт-автопилот	138
21.4. Вывод уравнения системы стабилизации угла тангажа	143
22. ТРЕБОВАНИЯ К УПРАВЛЕНИЮ И БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТА ВЕРТОЛЁТА С АВТОПИЛОТОМ	146
23. УСТОЙЧИВОСТЬ ДВИЖЕНИЯ ВЕРТОЛЁТА С СИСТЕМОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ	147
24. ПЕРЕХОДНЫЕ ПРОЦЕССЫ В СИСТЕМЕ «ВЕРТОЛЁТ—АВТОПИЛОТ»	152
25. СТАТИКА СИСТЕМЫ «ВЕРТОЛЁТ—АВТОПИЛОТ»	155
26. УПРАВЛЕНИЕ ВЕРТОЛЁТОМ С СИСТЕМОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ	158
27. НАДЁЖНОСТЬ САУ И БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЁТА	163
28. СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ЦЕНТРА МАСС ВЕРТОЛЁТА	168
28.1. Стабилизация высоты полёта	168
28.2. Стабилизация висения над точкой	172
28.3. Стабилизации скорости горизонтального полёта	175
29. ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ САУ	179
30. ОБЩИЕ МЕТОДЫ СИНТЕЗА САУ	181
30.1. Синтез оптимального управления	182
30.2. Метод разделения движений	183
30.3. Прямой метод синтеза САУ	184
31. ЭЛЕКТРОДИСТАНЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ	186
31.1. Особенности цифровых ЭДСУ	187
31.2. Системы индикации параметров полёта	191

32. АВИАЦИОННЫЕ ТРЕНАЖЕРЫ	193
Математические модели динамики вертолёт и их программное обеспечение	195
33. БЕСПИЛОТНЫЕ ВЕРТОЛЁТЫ	200
33.1. Классификация БПЛА и их возможности	201
33.2. Преимущества и недостатки БПЛА	202
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	208

Тем. план 2018, ч. 2, поз. 1

МОНАШЕВ Виктор Михайлович

ДИНАМИКА И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЁТА

Редактор *Л.А. Митина*
Компьютерная верстка *О.Г. Лавровой*

Сдано в набор 29.10.2018. Подписано в печать 07.05.2019.
Бумага писчая. Формат 60х84 1/16. Печать офсетная.
Усл. печ. л. 12,55. Уч.-изд. л. 13,50. Тираж 150 экз. Зак. 990/628.

Издательство МАИ
(МАИ), Волоколамское ш., д. 4, Москва, А-80, ГСП-3 125993
Типография Издательства МАИ
(МАИ), Волоколамское ш., д. 4, Москва, А-80, ГСП-3 125993