МИНОБРНАУКИ РОССИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

В. Л. Балакин, Ю. Н. Лазарев

ДИНАМИКА ПОЛЕТА САМОЛЕТА. УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ ПРОДОЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ

Электронный курс лекций

САМАРА
2011

УДК 629.7.015(0.75.8)

Авторы: Балакин Виктор Леонидович,
Лазарев Юрий Николаевич

Рецензенты:
д-р техн.наук, проф., акад. РАН В.П. Шорин
канд.техн.наук, проф. В.Г. Шахов

Балакин, В. Л., Лазарев, Ю.Н. Динамика полета самолета. Устойчивость и управляемость продольного движения [Электронный ресурс] : электрон. курс лекций / В.Л. Балакин, Ю.Н. Лазарев; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королёва (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (1,01 Мбайт). - Самара, 2011. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM). - Систем. требования: ПК Pentium; Windows 98 или выше.

Излагается вторая часть курса лекций по динамике полета самолета для студентов, обучающихся по специальностям 160100 «Самолето- и вертолетостроение» (6, 7 семестры), 162300.62 «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей» (7 семестр) и 162500.62 «Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов» (4 семестр). Конспект лекций может быть использован при курсовом и дипломном проектировании.

Приводятся понятия устойчивости и управляемости, условия и характеристики статической устойчивости и управляемости в продольном движении. Рассмотрены составляющие результирующего момента тангажа самолета, приведена методика и формулы расчета момента тангажа.

Конспект лекций предназначен для изучения студентами дисциплин «Динамика полета», «Основы аэродинамики и динамики полета» и «Основы теории полета самолета».

Подготовлено на кафедре динамики полёта и систем управления.

Ил. 16. Библиогр.: 4 назв.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2011

Введение

Динамика полета самолета или аэромеханика изучает траектории движения самолета, а также вопросы устойчивости и управляемости его движения. Исследование траекторных задач проводится в предположении, что самолет это материальная точка, которая совершает движение под действием сил, приложенных ко всему самолету. При исследовании устойчивости и управляемости самолет рассматривается как материальное тело, движущееся под действием моментов этих сил.

Конспект лекций посвящен вопросам устойчивости и управляемости самолета в продольном движении. Приведены основные понятия устойчивости и управляемости, условия статической устойчивости по тангажу. Рассмотрен результирующий момент тангажа самолета и его составляющие, приведена методика и формулы расчета момента тангажа. Показано влияние сжимаемости воздуха на характеристики продольного движения, рассмотрена устойчивость самолета по перегрузке и скорости, продольная балансировка самолета по моментам, шарнирные моменты рулей, способы аэродинамической компенсации и расчета усилий на рычагах управления. Приведены балансировочные кривые, показано влияние центровки и угла установки стабилизатора на характер балансировочных кривых.

Материал конспекта лекций дает общее представление о устойчивости и управляемости самолета в продольном движении, методах расчета характеристик устойчивости и управляемости, способах обеспечения необходимых условий соответствия этих характеристик Нормам летной годности самолета. Приведенные зависимости позволяют выполнить расчеты составляющих результирующего момента тангажа, получить оценки характеристик статической устойчивости и управляемости самолета в продольном движении.

Изучение вопросов устойчивости и управляемости самолета предполагает знание основ теоретической механики, теории автоматического управления, аэродинамики, теории двигателей, а также владение материалом первой части курса динамики полета самолета, посвященной изучению методов расчета траекторий и летных характеристик самолета.

1. Понятия устойчивости и управляемости самолета

Полет самолета происходит под действием аэродинамической силы, силы тяги двигателей и силы тяжести. Для обеспечения полета и выполнения полетной задачи самолет должен адекватно реагировать на управляющие воздействия - целенаправленные изменения аэродинамической силы и силы тяги, т.е. быть управляемым.

Небольшие не связанные с управлением заранее неизвестные отклонения (возмущения) аэродинамической силы и силы тяги от расчетных значений, также изменяют движение самолета. Для выполнения полета самолет должен противостоять этим возмущениям, т.е. быть устойчивым.

Устойчивость и управляемость являются важными свойствами самолета, определяющими возможность и безопасность полета, требуемые усилия пилота и автоматических устройств при управлении, уровень комфорта экипажа и пассажиров в полете.

При исследовании устойчивости и управляемости самолет рассматривается как материальное тело и его движение описывается уравнениями движения центра масс и вращения вокруг центра масс. Движение центра масс самолета и его вращение относительно центра масс связаны. Однако совместное изучение этих движений весьма затруднительно ввиду большого числа уравнений, описывающих общее движение самолета.

В реальном движении как правило выполняются следующие условия: во-первых, отклонение органов управления практически мгновенно приводит к изменению аэродинамических сил, действующих на самолет, во-вторых, возникающие при этом управляющие силы существенно меньше основных аэродинамических сил.

Эти условия позволяют считать, что угловое движение самолета, в отличие от движения его центра масс, можно изменить достаточно быстро и, следовательно, движение (вращение) самолета относительно центра масс и движение центра масс по траектории можно рассматривать отдельно.

Движение самолета, найденное для заданных расчетных условий без учета возмущений, называется невозмущенным (опорным). Многие опорные режимы, реализуемые в полете, таковы, что угловое ускорение невелико или равно нулю. В этом случае можно принять

$$J_\omega \frac{d\vec{\omega}}{dt} \approx 0, \quad \vec{M}_R = 0, \tag{1.1}$$

где J_ω - момент инерции самолета относительно мгновенной оси вращения, $\vec{\omega}$ - вектор угловой скорости самолета, $\vec{M}_R$ - вектор моментов, действующих на самолет относительно его центра масс.

Режимы полета, в которых выполняются условия (1.1), называются балансировочными, а отклонения органов управления, обеспечивающие выполнение этих условий называются балансировочными отклонениями органов управления.

В полете на самолет кроме основных действуют малые возмущающие силы, связанные с ветровыми и турбулентными возмущениями атмосферы, изменением конфигурации самолета, пульсацией тяги и другими причинами. Поэтому реальное движение самолета является возмущенным и отличается от невозмущенного. Возмущающие силы заранее неизвестны и носят случайный характер, поэтому в уравнениях движения точно задать все силы, действующие на самолет в полете, практически невозможно.

Определения устойчивости и управляемости движения самолета даются в нормах летной годности самолета (НЛГС-3).

Устойчивостью называется свойство самолета восстанавливать без участия летчика кинематические параметры невозмущенного движения и возвращаться к исходному режиму после прекращения действия на самолет возмущений.

Это определение предполагает устойчивость "в малом", т.е. устойчивость по отношению к бесконечно малым возмущениям. Устойчивость "в большом" это устойчивость по отношению к ограниченным, конечным возмущениям. Исследование устойчивости "в большом" имеет смысл, если невозмущенное движение устойчиво "в малом".

В дальнейшем будем рассматривать устойчивость "в малом", так как при значительных возмущениях в управление вмешивается пилот или автоматика.

При выполнении отдельных этапов полета необходимо, чтобы можно было целенаправленно воздействовать на характер движения самолета, то есть управлять самолетом.

При управлении самолетом решаются следующие задачи:

- обеспечение требуемых значений кинематических параметров, необходимых для реализации заданного опорного движения, и изменение этих параметров при переходе с одного опорного режима на другой;

- парирование возмущающих воздействий и сохранение заданных или близких к ним параметров движения при действии возмущения.

Эти задачи могут быть решены, если самолет надлежащим образом реагирует, отзывается на управляющие воздействия, то есть обладают управляемостью.

Управляемостью называется свойство самолета отвечать соответствующими линейными и угловыми перемещениями в пространстве на отклонение рычагов управления (штурвала, педалей).

Управление самолетом существенно упрощается, если опорное движение устойчиво.

В зависимости от канала управления рассматривают:

- продольную управляемость (относительно оси **OZ** связанной системы координат [1, 2]) или управляемость по тангажу;

- путевую управляемость (относительно оси **OY**) - по рысканию;

- поперечную управляемость (относительно оси **OX**) - по крену.

Требования к характеристикам (показателям) устойчивости и управляемости нормируются для самолетов различных классов: маневренных, ограниченно маневренных, неманевренные со взлетной массой до 100 т и свыше 100 т.

Существует условное деление устойчивости движения самолета на статическую и динамическую.

Статическая устойчивость самолета характеризует равновесие сил и моментов в опорном установившемся движении.

Статически устойчивым по тому или иному параметру движения называют самолет, у которого отклонение этого параметра от опорного значения сразу же после прекращения действия возмущений приводит к появлению силы (в поступательном движении) или момента (в угловом), направленных на уменьшение этого отклонения.

Если силы и моменты направлены на увеличение начального отклонения, то самолет статически неустойчив.

К количественным показателям, оценивающим статическую устойчивость самолета, относятся степени продольной, путевой и поперечной статической устойчивости.

Статическая устойчивость является важным фактором при оценке динамической устойчивости самолета, однако ее не гарантирует, поскольку при определении динамической устойчивости оценивается не начальная тенденция к устранению возмущения, а конечное состояние - наличие асимптотической устойчивости или неустойчивости в смысле А.М. Ляпунова [1]. При оценке динамической устойчивости важно не только конечное состояние (устойчив или неустойчив), но и показатели процесса затухания отклонений от невозмущенного движения:

* время затухания отклонений параметров движения;
* характер возмущенного движения (колебательный, апериодический);
* максимальные значения отклонений;
* период (частота) колебаний (если процесс колебательный) и др.

Управляемость самолета также делится на статическую и динамическую.

Статическая управляемость связана с балансировкой самолета в установившихся режимах полета. Основными количественными показателями статической управляемости являются производные отклонений рычагов управления и усилий, прикладываемых к ним, по параметрам движения, характеризующим реакцию самолета на действия пилота и автоматики, максимальные значения отклонения рычагов управления и усилий на них, возможность балансировки на предельных режимах полета и т.п.

При оценке динамической управляемости рассматривается характер изменения параметров движения самолета на отклонение органов управления от их балансировочных значений для перехода от одного установившегося движения к другому, для выполнения неустановившихся маневров и для парирования возмущений. Получить необходимые характеристики устойчивости и управляемости позволяет включение в систему управления специальных автоматических устройств, поскольку только средствами аэродинамической компоновки нельзя обеспечить необходимую устойчивость и хорошую управляемость современного скоростного самолета во всем диапазоне высот и скоростей полета.

2. Момент тангажа самолета

Результирующий момент $\vec{\mathbf{M}}_{\mathbf{R}}$, действующий на самолет в полете, определяется как сумма аэродинамического момента $\vec{\mathbf{M}}$ и момента от силы тяги $\vec{\mathbf{M}}_{\mathbf{P}}$:

$$\vec{\mathbf{M}}_{\mathbf{R}} = \vec{\mathbf{M}} + \vec{\mathbf{M}}_{\mathbf{P}}. \qquad (2.1)$$

Проекцию аэродинамического момента тангажа на поперечную ось $\mathbf{OZ}$ связанной системы координат $\mathbf{OXYZ}$ [1, 2] представим в виде суммы:

$$\mathbf{M_Z} = \mathbf{M_Z^{БГО}} + \mathbf{M_Z^{ГО}} + \mathbf{M_Z^{УПР}} + \mathbf{M_Z^{ДОП}}, \qquad (2.2)$$

где $\mathbf{M_Z^{БГО}}$ - момент тангажа самолета без горизонтального оперения;

$\mathbf{M_Z^{ГО}}$ - момент тангажа от горизонтального оперения при нейтральном положении органов управления;

$\mathbf{M_Z^{УПР}}$ - управляющий момент тангажа;

$\mathbf{M_Z^{ДОП}}$ - дополнительные моменты тангажа в неустановившемся движении.

Аэродинамический момент тангажа самолета без горизонтального оперения представим как сумму несколько моментов

$$\mathbf{M_Z^{БГО}} = \mathbf{M_Z^{КР}} + \mathbf{M_Z^{Ф}} + \mathbf{M_Z^{ГД}}, \qquad (2.3)$$

где $\mathbf{M_Z^{КР}}$ - момент тангажа крыла;

$\mathbf{M_Z^{Ф}}$ - момент тангажа фюзеляжа;

$\mathbf{M_Z^{ГД}}$ - момент тангажа гондол двигателей.

Таким образом, проекцию результирующего момента тангажа на поперечную ось связанной системы координат можно представить как сумму

$$\mathbf{M_Z} = \mathbf{M_Z^{КР}} + \mathbf{M_Z^{Ф}} + \mathbf{M_Z^{ГД}} + \mathbf{M_Z^{ГО}} + \mathbf{M_Z^{УПР}} + \mathbf{M_Z^{ДОП}} + \mathbf{M_{ZP}}, \qquad (2.4)$$

Момент тангажа считается положительным, если он направлен в сторону кабрирования, т.е. увеличивает угол атаки α и тангажа ϑ. Момент тангажа считается отрицательным, если он направлен в сторону пикирования, т.е. уменьшает углы α и ϑ.

Рассмотрим составляющие результирующего момента тангажа самолета.

2.1. Момент тангажа крыла

Для сравнения характеристик продольной устойчивости и управляемости самолетов с различными крыльями используется понятие средней аэродинамической хорды (САХ).

За САХ крыла произвольной формы в плане принимается хорда эквивалентного прямоугольного крыла, у которого площадь $\mathbf{S}$, полная аэродинамическая сила $\mathbf{R_A}$ и аэродинамический момент тангажа $\mathbf{M_Z}$ от этой силы такие же, как и у действительного крыла.

Введем базовую систему координат $\mathbf{O_R X_R Y_R Z_R}$, относительно плоскости $\mathbf{O_R X_R Y_R}$ которой большинство элементов самолета расположены симметрично слева и справа. Начало базовой системы координат расположено в носке центральной хорды крыла. Величина САХ $\mathbf{b_A}$ представляет собой отрезок, параллельный базовой плоскости самолета $\mathbf{O_R X_R Y_R}$ и определяется по соотношению [1].

Определив $\mathbf{b_A}$ и координаты носка САХ в базовой системе координат, можно заменить действительное крыло эквивалентным прямоугольным крылом и для него найти $\mathbf{M_Z^{КР}}$.

В результате обтекания потоком воздуха крыла возникает полная аэродинамическая сила $\mathbf{R_A^{КР}}$, приложенная в центре давления. Проектируя эту силу на оси $\mathbf{OY}$ и $\mathbf{OX}$ связанной системы координат, получим нормальную $\mathbf{Y^{КР} = C_Y^{КР} qS}$ и продольную $\mathbf{X^{КР} = C_X^{КР} qS}$ аэродинамические силы. Определим момент этих сил относительно поперечной оси $\mathbf{OZ}$, проходящей через центр масс самолета с координатами $\mathbf{x_T}$ и $\mathbf{y_T}$ (рис. 1):

$$\mathbf{M_Z^{КР} = -(x_Д - x_T)Y^{КР} - y_T X^{КР}}, \qquad (2.5)$$

где $\mathbf{x_Д}$ - координата центра давления.

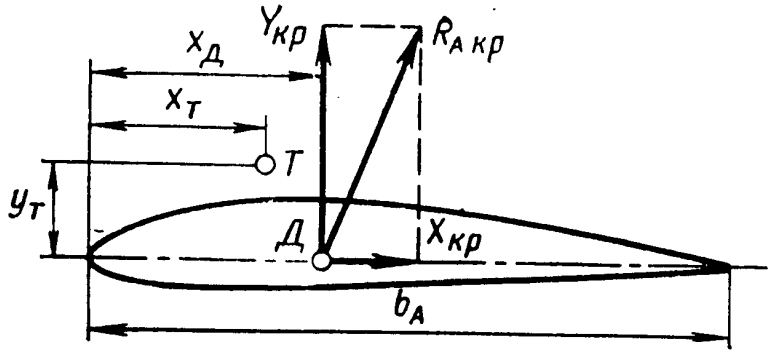


Рис. 1. Центр давления и силы, действующие на крыло в полете

Наиболее распро-

странено определение момента тангажа с использованием понятия фокуса по углу атаки.

Фокусом по углу атаки называется точка, расположенная по линии пересечения плоскости $\mathbf{OXZ}$ связанной системы координат с плоскостью симметрии самолета $\mathbf{OXY}$, относительно которой момент тангажа остается постоянным при малых изменениях только угла атаки.

Можно определить фокус по углу атаки также как точку приложения приращения аэродинамической силы $\mathbf{R_A(\alpha)}$, вызванной изменением только угла атаки от α_0 до α.

Используя понятие фокуса представим $\vec{\mathbf{R}}_{\mathbf{A}}^{\mathbf{КР}}$ в виде двух составляющих: $\vec{\mathbf{R}}_{\mathbf{A0}}^{\mathbf{КР}}$ при $\alpha = \alpha_0^{\mathbf{КР}}$ - независящую от изменения α и приложенную в центре давления $\mathbf{Д}$ и $\vec{\mathbf{R}}_{\mathbf{A}}^{\mathbf{КР}}(\alpha)$ - зависящую от изменения угла атаки от α_0 до α и приложенную в фокусе крыла $\mathbf{F}^{\mathbf{КР}}$. Проекцию $\vec{\mathbf{R}}_{\mathbf{A}}^{\mathbf{КР}}$ на ось $\mathbf{OX}$ (т.е. силу $\mathbf{X}_0^{\mathbf{КР}}$) перенесем по линии ее действия в фокус крыла. Тогда в фокусе будет приложена продольная сила $\mathbf{X}^{\mathbf{КР}} = \mathbf{X}_0^{\mathbf{КР}} + \mathbf{X}^{\mathbf{КР}}(\alpha)$ (рис. 2).

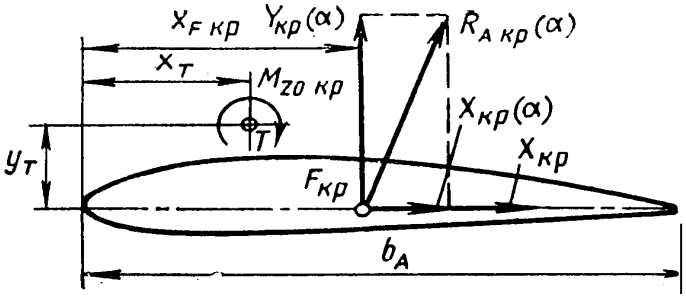


Рис. 2. Определение аэродинамического момента тангажа крыла с использованием фокуса по углу атаки

Из рисунка видно, что аэродинамический момент тангажа крыла относительно оси $\mathbf{OZ}$, проходящей через точку $\mathbf{T}$ равен

$$\mathbf{M}_{\mathbf{Z}}^{\mathbf{КР}} = \mathbf{M}_{\mathbf{Z0}}^{\mathbf{КР}} - (\mathbf{x}_{\mathbf{F}}^{\mathbf{КР}} - \mathbf{x}_{\mathbf{T}})\mathbf{Y}^{\mathbf{КР}}(\alpha) - \mathbf{y}_{\mathbf{T}}\mathbf{X}^{\mathbf{КР}}, \qquad (2.6)$$

где $\mathbf{M}_{\mathbf{Z0}}^{\mathbf{КР}}$ - момент тангажа при $\alpha = \alpha_0^{\mathbf{КР}}$, т.е. при нулевой подъемной силе;

$\mathbf{Y}^{\mathbf{КР}}(\alpha) = (\mathbf{Y}^{\mathbf{КР}})^{\alpha}(\alpha - \alpha_0^{\mathbf{КР}})$ - подъемная сила крыла;

$\mathbf{x}_{\mathbf{F}}^{\mathbf{КР}}$ - координата фокуса крыла - расстояние от носка САХ до фокуса $\mathbf{F}^{\mathbf{КР}}$.

Здесь и в дальнейшем верхний индекс за скобками означает частную производную величины, стоящей в скобках, по этому индексу.

Вводя безразмерный коэффициент аэродинамического момента тангажа $\mathbf{m_Z^{КР} = M_Z / Sqb_A}$, получим

$$\mathbf{m_Z^{КР} = m_{Z0}^{КР} + (\bar{x}_T - \bar{x}_F^{КР})C_Y^{КР}(\alpha) - \bar{y}_T C_X^{КР}}, \qquad (2.7)$$

где $\mathbf{m_{Z0}^{КР}}$ - коэффициент аэродинамического момента тангажа крыла при нулевой подъемной силе;

$\mathbf{C_Y^{КР}(\alpha)}$ - приращение коэффициента нормальной силы крыла при изменении угла атаки от $\mathbf{\alpha_0^{КР}}$ до $\mathbf{\alpha}$;

$\mathbf{C_X^{КР}}$ - коэффициент аэродинамической продольной силы крыла;

$\mathbf{\bar{x}_T = x_T / b_A}$, $\mathbf{\bar{y}_T = y_T / b_A}$, $\mathbf{\bar{x}_F^{КР} = x_F^{КР} / b_A}$ - относительные координаты центра масс самолета и фокуса крыла.

Отметим, что при $\mathbf{m_{Z0}^{КР} = 0}$ (симметричные профили и отсутствие совместного влияния крутки и стреловидности крыла) фокус крыла $\mathbf{F^{КР}}$ совпадает с центром давления $\mathbf{Д}$. Когда $\mathbf{m_{Z0}^{КР} \neq 0}$, центр давления не совпадает с фокусом и перемещается по САХ при изменении угла атаки.

При небольших углах атаки $\mathbf{C_Y = C_{YA}}$. Тогда

$$\mathbf{m_Z^{КР} = m_{Z0}^{КР} + (\bar{x}_T - \bar{x}_F^{КР})C_{YA}^{КР}(\alpha) - \bar{y}_T C_X^{КР}}, \qquad (2.8)$$

где $\mathbf{C_{YA}^{КР}(\alpha) = (C_{YA}^{КР})^{\alpha}(\alpha - \alpha_0^{КР})}$ - приращение коэффициента аэродинамической подъемной силы крыла при изменении угла атаки от $\mathbf{\alpha_0^{КР}}$ (когда $\mathbf{C_{YA}^{КР} = 0}$) до $\mathbf{\alpha}$;

$$\mathbf{C_X^{КР} = C_{XA}^{КР} - \alpha C_{YA}^{КР}}.$$

Если $\mathbf{\bar{y}_T = 0}$, то $\mathbf{m_Z^{КР} = m_{Z0}^{КР} + (\bar{x}_T - \bar{x}_F^{КР})C_{YA}^{КР}(\alpha)}$.

Величины $\mathbf{m_{Z0}^{КР}}$ и $\mathbf{\bar{x}_F^{КР}}$ зависят от формы крыла в плане, его профиля, крутки и т.п., а также от числа $\mathbf{M}$ полета. На дозвуковых скоростях $\mathbf{\bar{x}_F^{КР}}$ = 0,2...0,3, а на сверхзвуковых скоростях фокус смещается назад и $\mathbf{\bar{x}_F^{КР}}$ = 0,4..,0,5.

2.2. Момент тангажа самолета без горизонтального оперения

Для самолета без горизонтального оперения так же справедливо понятие фокуса - точки, относительно которой изменение угла не приводит к изменению аэродинамического момента тангажа. Аэродинамические силы, действующие на фюзеляж и гондолы двигателей, также создают момент тангажа. Поэтому можно записать

$$m_Z^{БГО} = m_{Z0}^{БГО} + (\bar{x}_T - \bar{x}_F^{БГО}) C_{YA}^{БГО}(\alpha) - \bar{y}_T C_X^{БГО}, \qquad (2.9)$$

где $m_{Z0}^{БГО} = m_{Z0}^{КР} + \Delta m_{Z0}^{Ф} + \Delta m_{Z0}^{ГД}$ - коэффициент при нулевой подъемной силе;

$\Delta m_{Z0}^{Ф}$, $\Delta m_{Z0}^{ГД}$ - поправки, учитывающие влияние фюзеляжа и гондол двигателей;

$\bar{x}_F^{БГО} = \bar{x}_F^{КР} + \Delta\bar{x}_F^{Ф} + \Delta\bar{x}_F^{ГД}$;

$\bar{x}_F^{БГО}$ - безразмерная величина фокуса самолета без горизонтального оперения;

$\Delta\bar{x}_F^{Ф} = \Delta x_F^{Ф} / b_A$, $\Delta\bar{x}_F^{ГД} = \Delta x_F^{ГД} / b_A$ - безразмерные величины смещения фокуса за счет влияния фюзеляжа и гондол двигателей.

Фюзеляж смещает фокус вперед. Гондолы двигателей, расположенные на крыле, смещают фокус вперед, а расположенные в хвостовой части самолета - назад.

$$C_{YA}^{БГО}(\alpha) = (C_{YA}^{БГО})^{\alpha}(\alpha - \alpha_0^{БГО}), \qquad (2.10)$$

где $(C_{YA}^{БГО})^{\alpha} \approx (C_{YA}^{КР})^{\alpha}$.

Если $\bar{y}_T = 0$, то

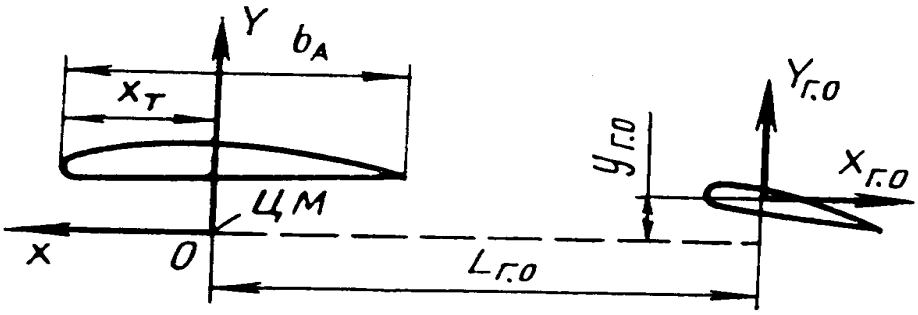
$$m_Z^{БГО} = m_{Z0}^{БГО} + (\bar{x}_T - \bar{x}_F^{БГО}) C_{YA}^{БГО}(\alpha). \qquad (2.11)$$

2.3 Момент тангажа горизонтального оперения

Для обеспечения продольной устойчивости и управляемости самолета нормальной схемы и схемы "утка" служит горизонтальное оперение, которое может состоять из управляемого стабилизатора, из подвижного стабилизатора и руля высоты и из неподвижного стабили-

затора и руля высоты. Профиль горизонтального оперения, как правило, симметричный, а относительная толщина не превосходит относительную толщину профиля крыла.

Рассмотрим схему аэродинамических сил, действующих на горизонтальное оперение в установившемся прямолинейном полете (рис.



3).

Рис.3. Схема аэродинамических сил, действующих на горизонтальное оперение самолета нормальной схемы

Нормальная $\mathbf{Y^{го}}$ и продольная $\mathbf{X^{го}}$ аэродинамические силы приложены в центре давления горизонтального оперения. Поскольку момент от силы $\mathbf{X^{го}}$ мал, то в дальнейшем будем им пренебрегать. Поэтому момент тангажа горизонтального оперения относительно оси $\mathbf{OZ}$, проходящей через центр масс самолета можно приближенно принять равным

$$\mathbf{M_Z^{го} = -Y^{го}L^{го} \approx -Y_A^{го}L^{го}}, \qquad (2.12)$$

учитывая, что нормальная и подъемная аэродинамические силы близки.

Здесь $\mathbf{L^{го}}$ - плечо горизонтального оперения, за которое приближенно принимают длину проекции на продольную ось самолета отрезка, соединяющего заданную точку на САХ крыла {обычно в диапазоне центровок самолета) с точкой, лежащей на 1/4 САХ горизонтального оперения. Для самолета нормальной схемы $\mathbf{L^{го} > 0}$, а для самолета схемы "утка" $\mathbf{L^{го} < 0}$.

Определим аэродинамическую подъемную силу горизонтального оперения при нейтральном положении органов управления:

$$\mathbf{Y_A^{го} = C_{YA}^{го}S^{го}q^{го}}, \qquad (2.13)$$

где $\mathbf{S^{го}}$ - площадь горизонтального оперения; $\mathbf{q^{го}}$ - скоростной

напор потока воздуха на горизонтальном оперении. Вследствие торможения воздуха

$$\mathbf{q^{го} = k^{го} q}, \qquad (2.14)$$

где $\mathbf{k^{го}}$ - коэффициент торможения потока в области горизонтального оперения, равный 0,85...0,95 на дозвуковых и 0,7...0,85 на сверхзвуковых скоростях полета.

Как обычно $\mathbf{C_{YA}^{го} = (C_{YA}^{го})^{\alpha^{го}} \alpha^{го}}$, и тогда

$$\mathbf{Y_A^{го} = (C_{YA}^{го})^{\alpha^{го}} \alpha^{го} S^{го} k^{го} q}. \qquad (2.15)$$

Определим угол атаки горизонтального оперения (рис.4)

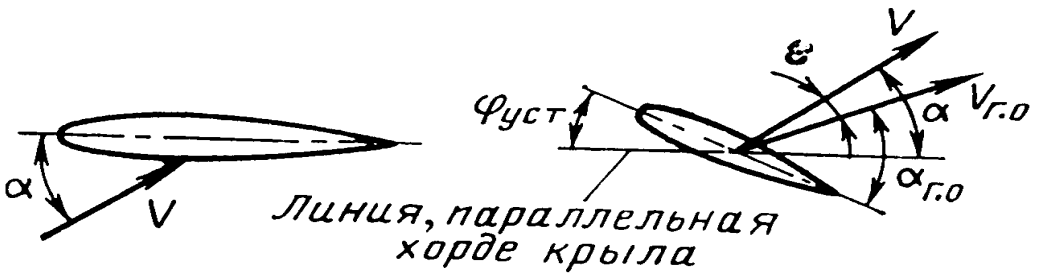


Рис.4. Определение угла атаки горизонтального оперения

Из рисунка следует, что

$$\mathbf{\alpha^{го} = \alpha + \varphi^{уст} - \varepsilon}, \qquad (2.16)$$

где α - угол атаки крыла;

$\varphi^{уст}$ - угол установки стабилизатора ($\varphi^{уст} > 0$, если задняя кромка стабилизатора отклонена вниз);

ε -угол скоса потока в области горизонтального оперения.

В достаточно широком диапазоне углов атаки средний угол скоса потока имеет линейную зависимость от $\mathbf{C_{YA}^{БГО}}$:

$$\mathbf{\varepsilon = \varepsilon_0 + (\varepsilon)^{C_Y} C_{YA}^{БГО}}, \qquad (2.17)$$

где ε_0 - угол скоса потока при нулевой подъемной силе самолета без горизонтального оперения.

Имея ввиду, что

$$(\varepsilon)^{C_Y} = \frac{(\varepsilon)^{\alpha}}{(C_{YA}^{БГО})^{\alpha}} \quad \text{и} \quad C_{YA}^{БГО}(\alpha) = (C_{YA}^{БГО})^{\alpha}(\alpha - \alpha_0^{БГО}), \qquad (2.18)$$

получим следующее выражение для определения угла скоса потока:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + (\varepsilon)^{\alpha} \frac{C_{YA}^{БГО}}{(C_{YA}^{БГО})^{\alpha}} = \varepsilon_0 + (\varepsilon)^{\alpha}(\alpha - \alpha_0^{БГО}), \qquad (2.19)$$

где $\alpha_0^{БГО} = \alpha_0^{КР} = \alpha_0$.

На величину ε существенное влияние оказывает сжимаемость воздуха. На рис.5 показан примерный вид зависимости ε от числа M полета самолета.

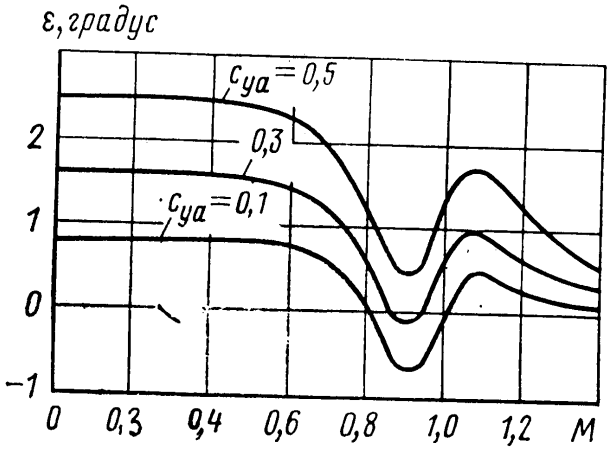


Рис. 5. Примерный характер изменения угла скоса потока в области оперения от числа М

С учетом (2.19) выражение (2.16) примет вид:

$$\alpha^{ГО} = \alpha + \varphi^{УСТ} - \varepsilon_0 - (\varepsilon)^{\alpha}(\alpha - \alpha_0). \qquad (2.20)$$

Поскольку $C_{YA}(\alpha) = (C_{YA})^{\alpha}(\alpha - \alpha_0)$, то $\alpha = \alpha_0 + \dfrac{C_{YA}(\alpha)}{(C_{YA})^{\alpha}}$.

Следовательно

$$\alpha^{ГО} = \alpha_0 + \varphi^{УСТ} - \varepsilon_0 + (1 - (\varepsilon)^{\alpha})\frac{C_{YA}(\alpha)}{(C_{YA})^{\alpha}}, \qquad (2.21)$$

$$Y_A^{ГО} = (C_{YA}^{ГО})^{\alpha^{ГО}} S^{ГО} k^{ГО} \left[\alpha_0 + \varphi^{УСТ} - \varepsilon_0 + (1 - (\varepsilon)^{\alpha})\frac{C_{YA}(\alpha)}{(C_{YA})^{\alpha}}\right] q \qquad (2.22)$$

Поделив $\mathbf{M_Z^{ГО} = -Y_A^{ГО} L^{ГО}}$ на $\mathbf{Sqb_A}$, получим

$$\mathbf{m_Z^{ГО} = -(C_{YA}^{ГО})^{\alpha^{ГО}} A^{ГО} k^{ГО} \left[\alpha_0 + \varphi^{УСТ} - \varepsilon_0 + (1-(\varepsilon)^{\alpha}) \frac{C_{YA}(\alpha)}{(C_{YA})^{\alpha}} \right],} \tag{2.23}$$

где $\mathbf{A^{ГО} = \frac{S^{ГО} L^{ГО}}{Sb_A}}$ - безразмерный момент площади горизонтального оперения относительно центра масс. Это важный параметр самолета, сильно влияющий на его продольную устойчивость и управляемость. У современных самолетов величина $\mathbf{A^{ГО}}$ составляет от 0,18 до 0,6 и более.

Продифференцируем $\mathbf{m_Z^{ГО}}$ по $\mathbf{\varphi^{УСТ} = \varphi^{СТ}}$:

$$\mathbf{(m_Z)^{\varphi^{СТ}} = -(C_{YA}^{ГО})^{\alpha^{ГО}} k^{ГО} A^{ГО}}. \tag{2.24}$$

Эта величина называется коэффициентом эффективности стабилизатора.

Введем обозначение $\mathbf{m_{Z0}^{ГО} = -(C_{YA}^{ГО})^{\alpha^{ГО}} k^{ГО} A^{ГО} (\alpha_0 - \varepsilon_0)}$.

Эта величина называется коэффициентом момента тангажа горизонтального оперения при нулевой аэродинамической подъемной силе ($\mathbf{Y_A = 0}$) и нулевом угле установки стабилизатора ($\mathbf{\varphi^{УСТ} = 0}$).

Обозначим $\mathbf{\Delta \bar{x}_F^{ГО} = \frac{(C_{YA}^{ГО})^{\alpha^{ГО}}}{(C_{YA})^{\alpha}} k^{ГО} A^{ГО} (1-(\varepsilon)^{\alpha})}$.

Эта величина учитывает смещение фокуса самолета из-за влияния горизонтального оперения.

У самолета нормальной схемы $\mathbf{A^{ГО} > 0}$, $\mathbf{(\varepsilon)^{\alpha} < 1}$ и, следовательно, $\mathbf{\Delta \bar{x}_F^{ГО} > 0}$, т.е. фокус самолета относительно точки $\mathbf{F^{БГО}}$ (положение фокуса самолета без горизонтального оперения) сдвинут назад.

У самолета схемы "утка" $\mathbf{A^{ГО} < 0}$, $\mathbf{(\varepsilon)^{\alpha} = 0}$ и, следовательно, $\mathbf{\Delta \bar{x}_F^{ГО} < 0}$, т.е. фокус самолета сдвинут вперед относительно точки $\mathbf{F^{БГО}}$.

Таким образом, окончательно можно записать

$$\mathbf{m_Z^{ГО} = m_{Z0}^{ГО} + (m_Z)^{\varphi^{СТ}} \varphi^{УСТ} - \Delta \bar{x}_F^{ГО} C_{YA}(\alpha)}. \qquad (2.25)$$

2.4. Аэродинамические управляющие моменты тангажа

Управление самолетом в продольной плоскости осуществляется органами управления тангажем (рулевыми поверхностями) и выбором режима работы двигателя,

В качестве управляющих органов у самолетов, имеющих горизонтальное оперение, используются руль высоты или управляемый стабилизатор, а у самолетов схемы "бесхвостка" - злевоны.

Принято считать углы отклонения руля высоты $\delta^{В}$, стабилизатора $\varphi^{СТ}$ и элевонов $\delta^{ЭВ}$ положительными, когда задние кромки этих органов управления отклоняются вниз.

При отклонении руля высоты самолета нормальной схемы на горизонтальном оперении возникает дополнительная подъемная сила $\Delta Y_A^{В}$, которая создает управляющий момент тангажа самолета относительно его центра масс

$$\mathbf{M_Z^{В} = -\Delta Y_A^{В} L^{ГО}}, \qquad (2.26)$$

где $\mathbf{\Delta Y_A^{В} = \Delta C_{YA}^{В} S^{ГО} k^{ГО} q = (C_{YA}^{В})^{\delta^{В}} \delta^{В} S^{ГО} k^{ГО} q}$.

Умножая $\mathbf{\Delta Y_A^{В}}$ на величину $\dfrac{(C_{YA}^{ГО})^{\alpha^{ГО}}}{(C_{YA}^{ГО})^{\alpha^{ГО}}}$, получим

$$\mathbf{\Delta Y_A^{В} = (C_{YA}^{ГО})^{\alpha^{ГО}} \delta^{В} S^{ГО} k^{ГО} n^{В} q}. \qquad (2.27)$$

Здесь $\mathbf{n^{В} = \dfrac{(C_{YA}^{В})^{\delta^{В}}}{(C_{YA}^{ГО})^{\alpha^{ГО}}}}$ - относительный коэффициент эффективности руля высоты, который определяется следующим образом:

$\mathbf{n^{В} = \sqrt{S^{В}/S^{ГО}}}$ при $\mathbf{M < 1}$, $\mathbf{n^{В} = S^{В}/S^{ГО}}$ при $\mathbf{M > 1}$ (здесь $\mathbf{M}$ - число Маха, $\mathbf{S^{В}}$ - площадь руля высоты).

Тогда $\mathbf{M_Z^B = -(C_{YA}^{ГО})^{\alpha^{ГО}} \delta^B S^{ГО} L^{ГО} k^{ГО} n^B q}$. Разделив на $\mathbf{qSb_A}$, получим коэффициент управляющего момента тангажа

$$\mathbf{m_Z^B = -(C_{YA}^{ГО})^{\alpha^{ГО}} \delta^B A^{ГО} k^{ГО} n^B}. \qquad (2.28)$$

Дифференцируя по δ^B, получим

$$\mathbf{(m_Z^B)^{\delta^B} = -(C_{YA}^{ГО})^{\alpha^{ГО}} A^{ГО} k^{ГО} n^B = (m_Z)^{\varphi^{СТ}} n^B}. \qquad (2.29)$$

Окончательное выражение для коэффициента управляющего момента тангажа

$$\mathbf{m_Z^B = (m_Z)^{\delta^B} \delta^B}. \qquad (2.30)$$

При управляемом стабилизаторе

$$\mathbf{m_Z^{СТ} = (m_Z)^{\varphi^{СТ}} \varphi^{СТ}}. \qquad (2.31)$$

Величина $\mathbf{n^B}$ существенно зависит от числа $\mathbf{M}$ полета, что связано с перестройкой обтекания при переходе через скорость звука. На малых дозвуковых скоростях возмущения давления, вызванные отклонением руля высоты, распространяются со скоростью, близкой к скорости звука, воздействуя на всю поверхность стабилизатора. Возникает прирост подъемной силы на всей поверхности горизонтального оперения и эффективность руля высоты будет сравнительно высокой. При больших околозвуковых скоростях, когда на поверхности стабилизатора перед рулем высоты возникают местные скачки уплотнения, возмущения давления, вызванные отклонением руля, не передаются вперед за скачки уплотнения. Аэродинамическая нагрузка на части стабилизатора, расположенной перед скачком, не изменится, и эффективность руля снижается. На сверхзвуковых скоростях возмущения давления не могут распространяться вперед и воздействовать на поле давлений стабилизатора. Аэродинамическая нагрузка изменяется только на руле и эффективность руля резко падает. Поэтому на сверхзвуковых самолетах устанавливаются управляемые стабилизаторы.

2.5. Аэродинамический момент тангажа самолета в установившемся горизонтальном полете

Запишем коэффициент аэродинамического момента тангажа в следующем виде

$$m_Z = m_Z^{БГО} + m_Z^{ГО} + \Delta m_Z^{В}. \qquad (2.32)$$

Пусть $\bar{y}_T = 0$, тогда

$$m_Z = m_{Z0}^{БГО} + (\bar{x}_T - \bar{x}_T^{БГО})C_{YA}^{БГО}(\alpha) + m_{Z0}^{ГО} + (m_Z)^{\varphi^{СТ}}\varphi^{УСТ} -$$

$$- \Delta\bar{x}_F^{ГО} C_{YA}(\alpha) + (m_Z)^{\delta^{В}}\delta^{В}. \qquad (2.33)$$

Введем следующие обозначения:

$$m_{Z0} = m_{Z0}^{БГО} + m_{Z0}^{ГО},$$

где m_{Z0} - коэффициент момента тангажа самолета при нулевой подъемной силе, $\delta^{В}$ равном нулю и $\varphi^{СТ}$ равном нулю;

$$\bar{x}_{FA} = \bar{x}_F^{БГО} + \Delta\bar{x}_F^{ГО},$$

где $\bar{x}_{FA} = x_{FA}/b_A$ - относительная величина аэродинамического фокуса самолета по углу атаки. Тогда

$$m_Z = m_{Z0} + (\bar{x}_T - \bar{x}_{FA})C_{YA}(\alpha) + (m_Z)^{\varphi^{СТ}}\varphi^{УСТ} + (m_Z)^{\delta^{В}}\delta^{В} \qquad (2.34)$$

где $C_{YA}(\alpha)$ - коэффициент аэродинамической подъемной силы самолета, обусловленный изменением только угла атаки от α_0 до α,

$$C_{YA}(\alpha) = (C_{YA})^{\alpha}(\alpha - \alpha_0),$$

$$(C_{YA})^{\alpha} = (C_{YA}^{БГО})^{\alpha} + (C_{YA}^{БГО})^{\alpha^{ГО}} k^{ГО}\bar{S}^{ГО}(1 - (\varepsilon)^{\alpha}),$$

$$\bar{S}^{ГО} = S^{ГО}/S.$$

Отметим, что частная производная $(m_Z)^{C_Y} = (\bar{x}_T - \bar{x}_{FA})$ является важной величиной, характеризующей продольную статическую устойчивость самолета.

Запишем выражение для m_Z в окончательном виде

$$m_Z = m_{Z0} + (m_Z)^{C_Y} C_{YA}(\alpha) + (m_Z)^{\varphi^{CT}} \varphi^{УСТ} + (m_Z)^{\delta^B} \delta^B. \quad (2.35)$$

Сделаем два замечания.

1. Если на самолете используется управляемый стабилизатор (руль высоты отсутствует), то $\delta^B = 0$, $\varphi^{УСТ} = \varphi^{CT}$.

2. Если $\bar{y}_T \neq 0$, то надо добавить коэффициент момента от продольной силы X.

Полученные для m_Z соотношения справедливы при линейной зависимости аэродинамических сил на крыле и оперении от местного угла атаки. На рис. 6 показана зависимость $m_Z(C_{YA})$ самолета нормальной схемы при различных положениях руля высоты, постоянного числа Маха и $(m_Z)^{C_Y} = \bar{x}_T - \bar{x}_{FA} < 0$.

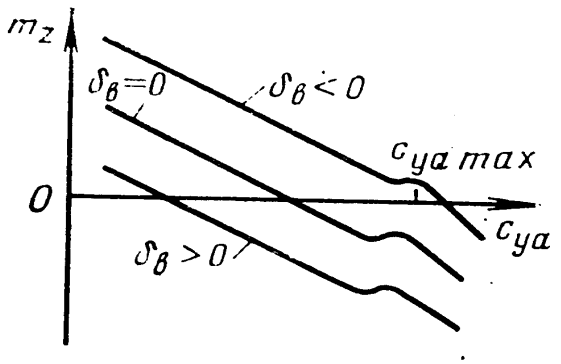


Рис. 6. Примерная зависимость $m_Z(C_{YA})$

В районе C_{YA}^{MAX} линейность нарушается из-за попадания оперения в зону интенсивного торможения или скоса потока.

На величину момента тангажа существенное влияние оказывает центровка (положение центра масс) самолета и число M полета.

При $x_T < x_{FA}$ величина $(m_Z)^{C_Y} < 0$, при $x_T = x_{FA}$ $(m_Z)^{C_Y} = 0$, а при $x_T > x_{FA}$ $(m_Z)^{C_Y} > 0$. Им соответствует разный наклон зависимостей $m_Z(C_{YA})$.

Рассмотрим влияние числа M полета. Входящие в выражение для m_Z аэродинамические характеристики при изменении числа M изменяются, причем различным образом в областях $M < M_{КР}$,

$M_{КР} < M < 1$ и $M > 1$, где $M_{КР}$ - критическое число Маха. При изменении числа Маха существенно изменяется положение фокуса самолета. С ростом числа M полета, начиная с $M = 0{,}7...0{,}8$ и до $M = 1{,}1...1{,}3$ фокус смещается назад. При $\bar{x}_T = const$ и смещении $\bar{x}_{FA}$ будет изменяться производная $(m_Z)^{C_{YA}} = (\bar{x}_T - \bar{x}_{FA})$, т.е. наклон кривой $m_Z(C_{YA})$ будет зависеть от числа M полета. Поэтому каждому числу Маха будет соответствовать своя зависимость $m_Z(C_{YA})$.

Поскольку для установившегося горизонтального полета $C_{YA} = 2mg/\rho Sa^2M^2$, то задаваясь числами M, для которых построены пунктирные кривые $m_Z(C_{YA})$, получим C_{YA} и, следовательно, зависимость $m_Z(C_{YA}, M)$ (рис. 7). Сплошная линия соответствует установившемуся горизонтальному полету на заданной высоте.

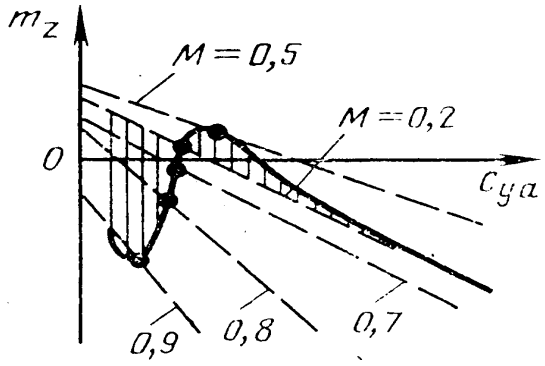


Рис.7. Влияние сжимаемости воздуха на аэродинамический момент тангажа самолета с прямым крылом

2.6. Момент тангажа от тяги двигателей

Рассмотрим соотношения, позволяющие оценить влияние работающего двигателя на момент тангажа. В общем случае ось двигателя не проходит через центр масс самолета, поэтому возникает момент тангажа от тяги относительно оси OZ (рис. 8).

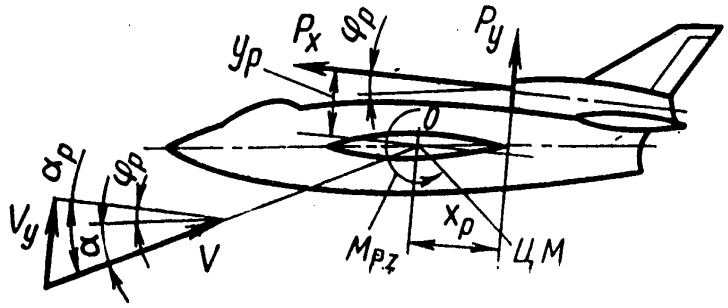


Рис. 8. Определение момента тангажа, создаваемого двигательной установкой с воздушно-реактивным двигателем

Здесь $\mathbf{P}$ - сила тяги одного двигателя; α_P - угол между направлением силу тяги и скоростью самолета относительно воздуха (осью $\mathbf{OX}$); φ_P - угол между линией, параллельной оси самолета и осью двигателя; α - угол атаки; $\mathbf{P_Y}$ - нормальная составляющая силы тяги; $\mathbf{y_P}$ - плечо силы тяги ($\mathbf{y_P > 0}$, если линия действия тяги проходит выше центра масс); $\mathbf{x_P}$ - плечо силы $\mathbf{P_Y}$ ($\mathbf{x_P > 0}$, если воздухозаборник. или воздушный винт расположен впереди центра масс).

Сила $\mathbf{P_Y}$ возникает при косой обдувке двигателя $(\alpha_P \neq 0)$.

Суммарный момент тангажа от тяги двигателей равен

$$\mathbf{M_{ZP} = -i(P_X y_p + P_y x_p)}, \tag{2.36}$$

где $\mathbf{i}$ - число двигателей.

Разделив данное выражение на $\mathbf{qSb_A}$, получим

$$\mathbf{m_{ZP} = m_{ZP1} - \Delta\bar{x}_{FP} C_{YA}(\alpha)}, \tag{2.37}$$

где $\mathbf{m_{ZP1} = -iC_P\left[\bar{y}_P - \frac{\bar{x}_P}{(V_A/V)-1}(\alpha_0 + \varphi_P)\right]}$;

$\mathbf{\bar{x}_P = x_P / b_A}$; $\mathbf{\bar{y}_P = y_P / b_A}$; $\mathbf{C_P = P/qS}$;

$\mathbf{V_A}$ - скорость истечения газа из сопла двигателя;

$\mathbf{\Delta\bar{x}_{FP} = \frac{\Delta x_{FP}}{b_A} = -i\frac{\bar{x}_P}{(V_A/V)-1}\frac{C_P}{(C_{YA})^{\alpha}}}$ - безразмерная величина смещения фокуса самолета при работе двигателя.

Если двигатели расположены впереди центра масс, то они смещают фокус вперед, если позади - то назад.

2.7. Дополнительные моменты тангажа в криволинейном неустановившемся движении

Если кинематические параметры изменяются, то движение самолета является неустановившимся. Рассмотрим демпфирующий момент тангажа и момент тангажа, обусловленный запаздыванием скоса потока, возникающие при вращении самолета в плоскости $\mathbf{OXY}$.

Демпфирующий момент тангажа. Пусть самолет, летящий со скоростью $\mathbf{V}$, одновременно вращается вокруг оси $\mathbf{OZ}$ с угловой скоростью ω_z. В результате сложения поступательного и вращательного движений линии тока искривятся, и местные углы встречи потока с элементами поверхности самолета изменяться (рис. 9). Возникнут дополнительные аэродинамические силы, действующие на отдельные части самолета, которые можно свести к равнодействующей $\Delta\mathbf{R}$, приложенной в центре масс самолета и моменту $\Delta\mathbf{M}_z$ относительно поперечной оси $\mathbf{OZ}$. Поскольку величина $\Delta\mathbf{R}$ мала, то ею при расчете аэродинамических сил пренебрегают. Момент $\Delta\mathbf{M}_z$, который при докритических углах атаки $(\alpha < \alpha_{кр})$ препятствует вращению и поэтому называется демпфирующим, необходимо учитывать.

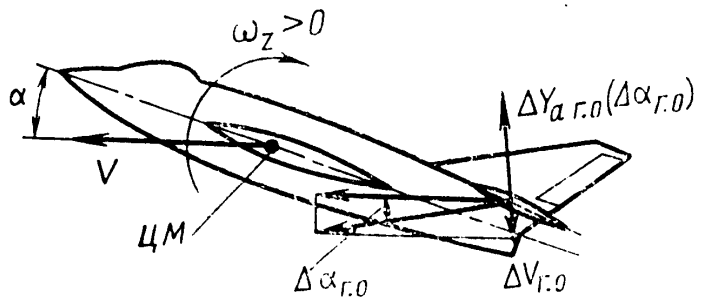


Рис. 9. Определение демпфирующего момента тангажа горизонтального оперения

Демпфирующий момент самолета складывается из демпфирующих моментов, создаваемых горизонтальным оперением, крылом и фюзеляжем.

$$\Delta m_{z\omega} = (m_z)^{\bar{\omega}_z}\,\bar{\omega}_z, \qquad (2.38)$$

где $(m_z)^{\bar{\omega}_z} = (m_z^{го})^{\bar{\omega}_z} + (m_z^{кр})^{\bar{\omega}_z} + (m_z^{ф})^{\bar{\omega}_z}$.

Большую долю демпфирующего момента самолета создает горизонтальное оперение как наиболее удаленное от оси вращения $\mathbf{OZ}$

(центра масс).

Момент тангажа, обусловленный запаздыванием скоса потока. При неустановившемся движении угол атаки крыла изменяется с течением времени со скоростью $\dot{\alpha} = d\alpha / dt$ и, следовательно, изменяется угол скоса потока ε. Однако скошенный крылом поток достигает горизонтального оперения не мгновенно, а с некоторым запаздыванием по времени. Время запаздывания Δt зависит от расстояния $L^{ГО}$ и скорости $V^{ГО}$, с которой свободные вихри сносятся от крыла к оперению. Дополнительный момент тангажа определяется следующим образом:

$$\Delta m_{z\dot{\alpha}} = (m_z)^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha}. \qquad (2.39)$$

2.8. Результирующий момент тангажа самолета

Суммируя ранее полученные коэффициенты моментов тангажа, получим коэффициент момента тангажа самолета с горизонтальным оперением в установившемся прямолинейном полете при работающем двигателе

$$m_{RZ} = m_{Z0} + (m_{RZ})^{C_Y} C_{YA}(\alpha) + (m_Z)^{\varphi^{СТ}} \varphi^{УСТ} + (m_Z)^{\delta^В} \delta^В +$$

$$+ m_{ZP} + (m_Z)^{\bar{\omega}_Z} + \bar{\omega}_Z (m_Z)^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} - (C_{XA} - \alpha C_{YA}) \bar{y}_T,$$

где $(m_{RZ})^{C_Y} = \bar{x}_T - \bar{x}_{FC}$,

$\bar{x}_{FC} = \bar{x}_{FA} + \bar{x}_{FP}$.

При управляемом стабилизаторе надо принять $\delta^В = 0$, $\varphi^{УСТ} = \varphi^{СТ}$.

3. Продольная статическая устойчивость самолета

Нарушение продольного равновесия самолета под действием возмущений сопровождается изменением угла атаки и перегрузки, а также изменением скорости полета. Угол атаки изменяется быстро, а скорость полета, в силу инерции самолета, сравнительно медленно. Это позволяет разделить продольную статическую устойчивость на устойчивость по перегрузке (при постоянной скорости полета) и устойчивость по скорости (при полете с постоянной перегрузкой).

Самолет устойчивый по перегрузке стремится самостоятельно без вмешательства в управление пилота или автоматики сохранить перегрузку исходного режима полета, а устойчивый по скорости стремится сохранить скорость исходного режима полета.

Статическую устойчивость рассматривают как при фиксированных органах и рычагах управления, так и при освобожденном управлении. Рассмотрим продольную статическую устойчивость при фиксированном руле высоты.

3.1. Устойчивость по перегрузке

Пусть самолет с фиксированным рулем высоты $(\delta^{B} = \mathbf{const})$ совершает квазиустановившийся криволинейный полет в вертикальной плоскости с постоянной скоростью и углом атаки. В этом случае коэффициент момента тангажа самолета равен:

$$\mathbf{m_{RZ} = m_{Z0} + (m_{RZ})^{C_Y} C_{YA} + (m_Z)^{\varphi^{CT}} \varphi^{УСТ} + (m_Z)^{\delta^{B}} \delta^{B} + .}$$

$$\mathbf{+ m_{PZ1} + (m_Z)^{\bar{\omega}_Z}}, \qquad (3.1)$$

где $\mathbf{C_{YA} = (C_{YA})^{\alpha}(\alpha - \alpha_0) = (C_{YA})^{\alpha}(\alpha^{ГП} - \alpha_0) + \Delta C_{YA} =}$

$\mathbf{= C_{YA}(\alpha^{ГП}) + \Delta C_{YA}}$;

$\alpha^{ГП}$ - угол атаки в установившемся горизонтальном полете с той же скоростью и на той же высоте, что и в криволинейном полете;

$\mathbf{\Delta C_{YA} = (C_{YA})^{\alpha} \Delta\alpha}$ - коэффициент аэродинамической подъемной силы, искривляющей траекторию полета;

$\Delta\alpha = \alpha - \alpha^{ГП}$ - приращение угла атаки в криволинейном полете по сравнению с углом атаки, обеспечивающим горизонтальный полет.

Найдем $\bar{\omega}_Z$ из условия равенства подъемной силы ΔR_{YA}, искривляющей траекторию, и силы инерции $mV^2/r = mV\dot{\theta}$, возникающей в криволинейном движении:

$$\Delta R_{YA} = mV\dot{\theta}.$$

Здесь m - масса самолета, V - его скорость, θ - угол наклона траектории, r - радиус ее кривизны.

Величина ΔR_{YA}, обусловленная изменением только угла атаки, с учетом составляющей силы тяги равна:

$$\Delta R_{YA} = \Delta Y_A + P\sin\Delta\alpha \approx \Delta Y_A + P\Delta\alpha =$$
$$= \Delta C_{YA}Sq + C_P Sq\Delta\alpha = (\Delta C_{YA} + C_P\Delta\alpha)Sq,$$

где $C_P = P/Sq$ - коэффициент тяги.

Поскольку $\Delta\alpha = \Delta C_{YA}/(C_{YA})^{\alpha}$, то

$$\Delta R_{YA} = \Delta C_{YA}[1 + C_P/(C_{YA})^{\alpha}]Sq.$$

Дифференцируя по времени соотношение $\vartheta = \theta + \alpha$ и имея в виду, что $\dot{\alpha} = 0$, получим

$$\dot{\vartheta} = \dot{\theta} = \omega_Z = \bar{\omega}_Z V/b_A \text{ или } mV\dot{\theta} = \bar{\omega}_Z mV^2/b_A.$$

Следовательно, $\Delta C_{YA}[1 + C_P/(C_{YA})^{\alpha}]Sq = \bar{\omega}_Z mV^2/b_A$, откуда

$$\bar{\omega}_Z = \Delta C_{YA}[1 + C_P/(C_{YA})^{\alpha}]/\mu, \qquad (3.2)$$

где $\mu = 2m/\rho Sb_A$ - относительная плотность самолета в продольном движении, ρ - плотность атмосферы.

Выражение для m_{RZ} принимает вид

$$m_{RZ} = m_{Z0} + (m_{RZ})^{C_Y} C_{YA}(\alpha^{ГП}) + (m_Z)^{\varphi^{СТ}}\varphi^{УСТ} + (m_Z)^{\delta^B}\delta^B + .$$
$$+ m_{PZ1} + \left[(m_{RZ})^{C_Y} + \frac{(m_Z)^{\bar{\omega}_Z}}{\mu}\left(1 + \frac{C_P}{(C_{YA})^{\alpha}}\right)\right]\Delta C_{YA}. \qquad (3.3)$$

Так как опорное движение (установившийся горизонтальный полет) сбалансировано, то при $\Delta C_{YA}(\alpha)=0$:

$$m_{RZ}^{(0)}=m_{Z0}+(m_{RZ})^{C_Y}C_{YA}(\alpha^{ГП})+(m_Z)^{\varphi^{СТ}}\varphi^{УСТ}+(m_Z)^{\delta^В}\delta^В+$$
$$+m_{PZ1}=0.$$

Следовательно,

$$m_{RZ}=\left[(m_{RZ})^{C_Y}+\frac{(m_Z)^{\bar{\omega}_Z}}{\mu}\left(1+\frac{C_P}{(C_{YA})^{\alpha}}\right)\right]\Delta C_{YA}. \qquad (3.4)$$

Возьмем полную производную от m_{RZ} по ΔC_{YA} при $V=const$ и обозначим ее через σ_n:

$$\sigma_n=(m_{RZ})^{C_Y}+\frac{(m_Z)^{\bar{\omega}_Z}}{\mu}\left(1+\frac{C_P}{(C_{YA})^{\alpha}}\right). \qquad (3.5)$$

Имея ввиду, что $(m_{RZ})^{C_Y}=\bar{x}_T-\bar{x}_{FC}$, получим

$$\sigma_n=\bar{x}_T-\bar{x}_{FC}+\frac{(m_Z)^{\bar{\omega}_Z}}{\mu}\left(1+\frac{C_P}{(C_{YA})^{\alpha}}\right). \qquad (3.6)$$

Полная производная σ_n коэффициента момента тангажа по коэффициенту подъемной силы при фиксированном руле высоты в квазиустановившемся криволинейном движении самолета в вертикальной плоскости с постоянной скоростью называется степенью продольной статической устойчивости по перегрузке при фиксированном руле высоты.

Если $C_P/C_{YA}^{\alpha}<<1$, а $\Delta\bar{x}_{FP}$ мало по сравнению с $\Delta\bar{x}_{FA}$, то можно принимать

$$\sigma_n=m_Z^{C_Y}+\frac{m_Z^{\bar{\omega}_Z}}{\mu}, \qquad (3.7)$$

где $m_Z^{C_Y}=\bar{x}_T-\bar{x}_{FA}$.

По знаку производной σ_n можно судить о продольной статической устойчивости по перегрузке. Величина и знак производной определяются по формулам или по тангенсу угла наклона кривой $m_{RZ}(C_{YA})$ в точке, соответствующей режиму балансировки $(m_{RZ} = 0)$.

3.2. Устойчивость по скорости

Статическая устойчивость по скорости характеризует поведение самолета после воздействия на него возмущений в прямолинейном полете с изменяющейся скоростью при постоянной нормальной скоростной перегрузке. Изменение скорости при $n_{YA} = const$ сопровождается изменением угла атаки. Поэтому коэффициент момента тангажа зависит как от угла атаки, так и от скорости полета {числа M).

В этом случае от устойчивости по скорости самолета с фиксированным в балансировочном положении для исходного режима полета рулем высоты (управляемым стабилизатором) судят по полной производной σ_V коэффициента m_{RZ} по C_{YA} при $n_{YA} = const$:

$$\sigma_V = (m_{RZ})^{C_Y} + (m_{RZ})^{M}(dM/dC_{YA}). \qquad (3.8)$$

Здесь частная производная $(m_{RZ})^{C_Y}$ берется при условии $M = const$, а $(m_{RZ})^{M}$ - при условии $C_{YA} = const$. Производная $dM/dC_{YA} < 0$.

Полная производная σ_V коэффициента момента тангажа по коэффициенту подъемной силы в установившемся прямолинейном движении самолета называется степенью продольной статической устойчивости по скорости при фиксированном руле высоты.

Об устойчивости по скорости судят по знаку производной σ_V, величину и знак которой можно определить по формуле или по тангенсу угла наклона моментной диаграммы в точке, соответствующей режиму балансировки по скорости (числу M) $m_{RZ} = 0$ (рис. 10). Если

$\sigma_V < 0$, то самолет устойчив по скорости; при $\sigma_V > 0$ - неустойчив. Когда $\sigma_V = 0$, самолет статически нейтрален по скорости.

На рис. 10 пунктирной линией показана зависимость $m_{RZ}(C_{YA})$ при малых числах M, заштрихована область неустойчивости по скорости.

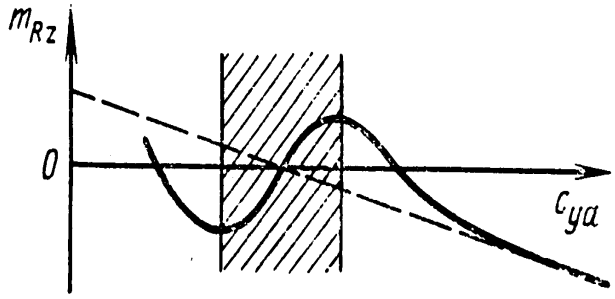


Рис. 10. Определение продольной устойчивости по скорости по моментной диаграмме

У современных самолетов потеря устойчивости по скорости возникает на околозвуковых скоростях полета и связана с приростом пикирующего момента, который обусловлен смещением фокуса назад при развитии волнового кризиса. В этом случае $(m_{RZ})^M < 0$.

При полете самолета на малых скоростях (когда $(m_{RZ})^M = 0$) справедливо равенство $\sigma_V = (m_{RZ})^{C_Y}$, а при незначительном влиянии двигательной установки на положение фокуса $\sigma_V = (m_Z)^{C_Y}$.

Необходимо отметить, что устойчивость самолета по перегрузке, естественная или обеспечиваемая средствами автоматики, является более важным условием безопасности полета, чем устойчивость по скорости. Устойчивый по перегрузке самолет в отличие от неустойчивого не проявляет стремления к самопроизвольному кабрированию при маневре с положительной перегрузкой и не стремится перейти в пикирование при маневре с отрицательной перегрузкой. Действия пилота при управлении таким самолетом существенно упрощается.

На самолете, устойчивом по скорости легче точно выдерживать скорость полета. Однако небольшая степень неустойчивости по скорости создает незначительные трудности в процессе пилотирования и даже не всегда замечается процессе обычного управления самолетом.

4. Продольная балансировка и статическая управляемость самолета

4.1. Шарнирные моменты органов управления самолетом

Аэродинамическими шарнирными моментами $\mathbf{M_{Ш}}$, называются моменты аэродинамических сил, действующих на органы управления относительно их осей вращения. Шарнирный момент считается положительным, если он стремится отклонить рули или элероны в положительном направлении.

На самолетах применяются обратимые и необратимые системы управления. У самолетов с обратимой системой управления весь шарнирный момент или его определенная часть уравновешивается усилиями летчика, прикладываемыми к рычагу управления. У самолетов с необратимой системой управления весь шарнирный момент воспринимается рулевым приводом (бустером), отклоняющим органы управления.

Шарнирный момент любого органа управления равен

$$\mathbf{M_{Ш} = m_{Ш} S_{Р} b_{АР} k_{ОП} q}, \qquad (4.1)$$

где $\mathbf{m_{Ш}}$ - коэффициент шарнирного момента;

$\mathbf{S_{Р}}$, $\mathbf{b_{АР}}$ - соответственно площадь и средняя аэродинамическая хорда органа управления;

$\mathbf{k_{ОП}}$ - коэффициент торможения потока в области оперения.

У современных самолетов, имеющих большие размеры рулевых поверхностей и летающих с большими скоростями (скоростными напорами), шарнирные моменты велики. Снизить величину шарнирного момента можно за счет уменьшения его коэффициента $\mathbf{m_{Ш}}$, используя аэродинамическую компенсацию органов управления. Существуют различные виды аэродинамической компенсации: осевая, внутренняя, сервокомпенсация, компенсация с помощью триммера (рис. 11).

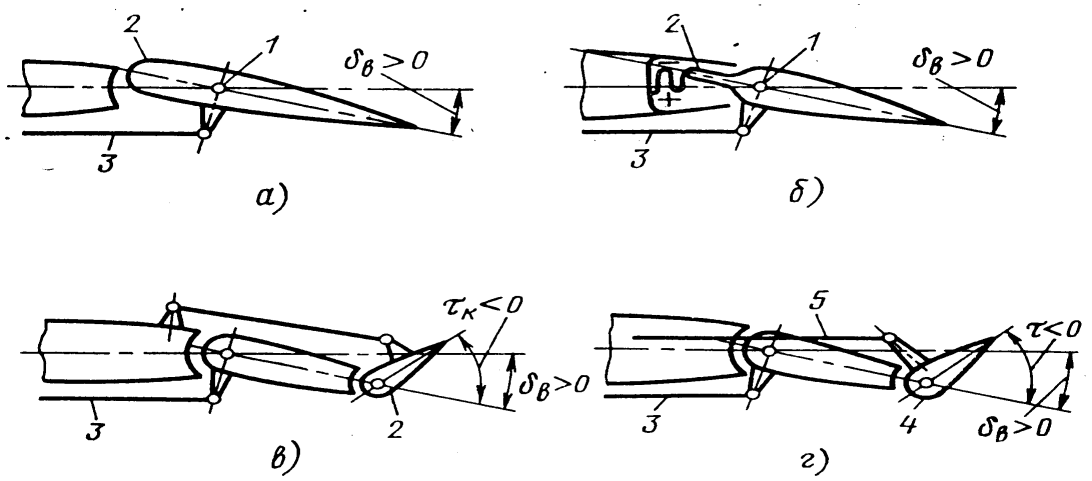


Рис. 11. Основные виды аэродинамической компенсации и схема работы триммера:
а - осевая; б - внутренняя; в - сервокомпенсация; г - с помощью триммера; 1 - ось вращения; 2 - компенсатор; 3 - тяга управления рулем; 4 - триммер; 5 - тяга управления триммером

Наибольшее распространение получила осевая компенсация из-за простоты конструктивного выполнения и достаточной эффективности (рис. 11,а). Кроме того, она практически не влияет на эффективность органов управления.

При смещении оси вращения назад от передней кромки часть руля, находящаяся перед осью вращения (компенсатор), создает шарнирный момент обратного знака. Это приводит к уменьшению суммарного момента. Если ось вращения совместить с центром давления руля, то шарнирный момент станет равным нулю - наступит полная компенсация. При дальнейшем смещении оси вращения назад наступит перекомпенсация и изменится знак шарнирного момента.

При продолжительном полете на каком-либо режиме желательно свести шарнирный момент к нулю. Для этой цели применяют триммеры. Триммер представляет собой вспомогательную поверхность, устанавливаемую на задней части органа управления и имеющую самостоятельное управление. Для получения нулевого шарнирного момента триммер отклоняют на соответствующий угол τ в сторону, противоположную отклонению органа управления. (рис. 11,г)

В пределах плавного обтекания коэффициенты шарнирных моментов органов управления можно представить в следующем виде:

$$\mathbf{m_{ш}^{в} = (m_{ш}^{в})^{\alpha^{го}}\,\alpha^{го} + (m_{ш}^{в})^{\delta^{в}}\,\delta^{в} + (m_{ш}^{в})^{\tau^{в}}\,\tau^{в}}, \qquad (4.2)$$

$$\mathbf{m_{ш}^{э} = (m_{ш}^{э})^{\alpha}\,\alpha + (m_{ш}^{э})^{\delta^{э}}\,\delta^{э} + (m_{ш}^{э})^{\tau^{э}}\,\tau^{э}}, \qquad (4.3)$$

$$\mathbf{m_{ш}^{н} = (m_{ш}^{н})^{\beta}\,\beta + (m_{ш}^{н})^{\delta^{н}}\,\delta^{н} + (m_{ш}^{н})^{\tau^{н}}\,\tau^{н}}, \qquad (4.4)$$

где $\mathbf{m_{ш}^{в}}$, $\mathbf{m_{ш}^{э}}$, $\mathbf{m_{ш}^{н}}$ - соответственно коэффициенты шарнирных

моментов руля высот, элеронов и руля направления, β - угол скольжения.

4.2. Характеристики статической управляемости в продольном движении

В продольном движении самолета в качестве характерных режимов рассматриваются:

а) установившийся прямолинейный полет без крена и скольжения с постоянной перегрузкой равной единице или близкой к ней;

б) установившийся (квазиустановившийся) криволинейный полет с постоянной скоростью.

Одним из управляющих параметров в продольном движении самолета являются усилия на ручке (штурвале) управления рулем высоты (управляемым стабилизатором) $\mathbf{P^{в}}$.

Рассмотрим простейшую механическую систему продольного управления, в которой отсутствуют рулевые силовые приводы (бустеры) и автоматические устройства улучшающие устойчивость и управляемость самолета (рис. 12).

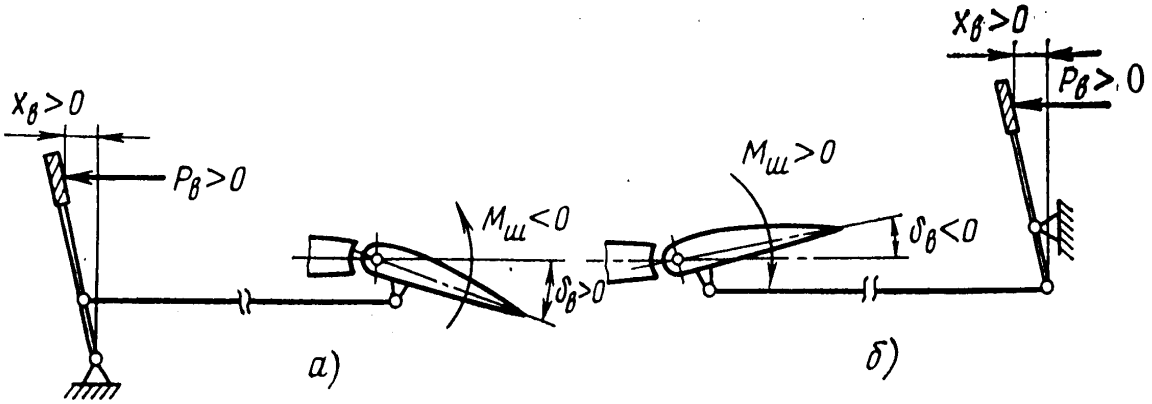


Рис. 12. Кинематика управления тангажом самолета:
а) - нормальной схемы; б) - схемы “утка”

Эта система применяется на спортивных самолетах, на небольших пассажирских самолетах местных авиалинии, сельскохозяйственных самолетах и т.п.). При такой системе управления шарнирный момент $\mathbf{M_{ш}}$, действующий на рулевые поверхности, полностью уравновешивается моментом усилия, прикладываемого пилотом к ручке управления.

На основании принципа возможных перемещении

$$\mathbf{P^{B}dX^{B} + M_{Ш}d\delta^{B} = 0}.$$

Отсюда

$$\mathbf{P^{B} = -(d\delta^{B} / dX^{B})M_{Ш} = -K_{Ш}M_{Ш}}. \qquad (4.5)$$

Здесь $\mathbf{P^{B}}$ - усилие, прикладываемое к ручке (штурвалу) управления, положительным считается давящее (от себя) усилие;

$\mathbf{X^{B}}$ - линейное отклонение ручки, положительным считается отклонение ручки "от себя" ;

$\mathbf{K_{Ш} = d\delta^{B} / dX^{B}}$ - передаточный коэффициент в системе продольного управления, $\mathbf{K_{Ш} > 0}$ для самолетов нормальной схемы и $\mathbf{K_{Ш} < 0}$ для схемы "утка".

Величина $\mathbf{K_{Ш}}$ у самолетов различных классов изменяется в сравнительно небольших пределах. Обычно $\mathbf{K_{Ш} = 1,...,2м^{-1}}$.

Подставляя выражение $\mathbf{M_{Ш}}$, получим

$$\mathbf{P_{B} = -K_{Ш}S^{B}b_{A}^{B}K^{ГО}[(m_{Ш}^{B})^{\alpha^{ГО}}\alpha^{ГО} + (m_{Ш}^{B})^{\delta^{B}}\delta^{B} + (m_{Ш}^{B})^{\tau^{B}}\tau^{B}]q}. \qquad (4.6)$$

Отсюда видно., что величина усилия на ручке управления зависит от геометрических размеров рулевых поверхностей, скоростного напора и числа $\mathbf{M}$ полета.

На современных скоростных самолетах в ряде режимов полета резко возросли аэродинамические шарнирные моменты. Для их уравновешивания требуются усилия $\mathbf{P^{B}}$ во много раз превышающие физические возможности пилота. Поэтому на таких самолетах в систему управления включаются силовые рулевые приводы (бустеры). Они непосредственно присоединены к рулевым поверхностям и выполняют функции усилителей мощности.

Бустерное управление на самолетах появилось в 50-е годы. Наибольшее распространение получили бустеры гидравлического типа - гидроусилители.

Системы с бустерным управлением делятся на обратимые и необратимые (рис. 13).

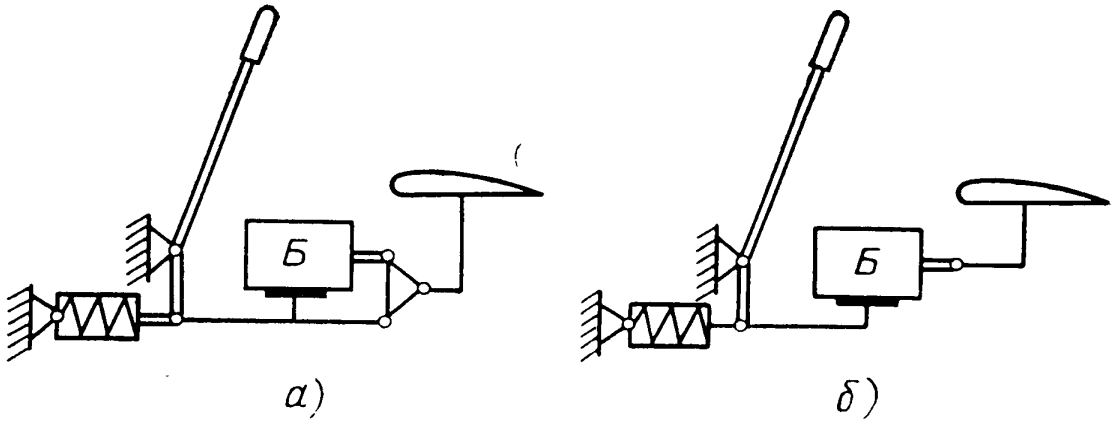


Рис. 13. Структурные схемы систем управления самолетом
а) - обратимые бустерные системы; б) - необратимые бустерные системы; Б - бустер

При обратимой системе гидроусилитель воспринимает не весь шарнирный момент, а только некоторую его часть. Другая же часть воспринимается усилиями пилота. В этом случае сохраняется обратная связь от руля к рычагам управления. По усилиям на рычагах управления пилот ощущает режим полета.

Усилие, которое должен приложить пилот к ручке управления для отклонения рулевой поверхности, равно

$$\mathbf{P_В = -K_Ш K_{ОБР} S^В b_А^В K^{ГО} [(m_Ш^В)^{\alpha^{ГО}} \alpha^{ГО} + (m_Ш^В)^{\delta^В} \delta^В + (m_Ш^В)^{\tau^В} \tau^В] q}, \qquad (4.7)$$

где $\mathbf{K_{ОБР} = 0{,}005,...,0{,}2}$ - коэффициент обратимости системы.

Обратимая бустерная система применяется редко и только на самолетах не достигающих критических чисел Маха. У самолетов с обратимой системой управления при освобождении ручки руль высоты (управляемый стабилизатор) отклоняется под действием шарнирного момента.

При необратимой системе управления гидроусилитель воспринимает весь шарнирный момент. Для отклонения руля требуется приложить к ручке управления незначительные усилия для преодоления сил трения в механической проводке управления и в золотнике бустера. Аэродинамический шарнирный момент не ощущается пилотом, так как он полностью передается на конструкцию самолета через опору бустера. При этом обратная связь от руля к ручке управления отсут-

ствует.

Поэтому в систему управления включаются загрузочные механизмы, которые искусственно создают определенные усилия на рычагах управления. Обычно это пружинные загружатели.

Необратимая система управления применяется на самолетах с большими дозвуковыми и сверхзвуковыми скоростями полета.

При необратимой СУ и линейной характеристике загрузочного механизма усилие на ручке управления равно

$$\mathbf{P^{B} = (dP^{B} / dX^{B})X^{B} = K_{ж} X^{B}} \qquad (4.8)$$

где $\mathbf{K_{ж} = dP^{B} / dX^{B}}$- характеристика жесткости загрузочного механизма.

На самолетах с необратимой системой управления применяются автоматы, отклоняющие органы управления по определенному закону независимо от действия пилота. В этом случае степень статической устойчивости при фиксированных органах управления будет отличаться от степени статической устойчивости при фиксированных рычагах управления.

К самолетам с необратимой системой управления неприменим термин "освобожденное управление". У таких самолетов при освобождении рычагов управления рули не будут свободно отклоняться под действием шарнирного момента, а будут удерживаться бустером. Поэтому статическая устойчивость самолета при освобожденном управлении не будет отличаться от устойчивости самолета с фиксированной ручкой управления

4.3. Балансировка самолета в установившемся прямолинейном горизонтальном полете

Балансировочными кривыми называются графические зависимости управляющих параметров (отклонении органов и рычагов управления и усилий на рычагах) от управляемых параметров (углов атаки, крена и рыскания, перегрузки, скорости, числа Маха и др.) на характерных режимах установившегося полета.

Определим углы отклонения органов управления тангажом, а также отклонение ручки и усилие на ней, потребные для балансировки самолета в установившемся прямолинейном горизонтальном полете.

Будем рассматривать самолет, имеющий стабилизатор и руль высоты.

Условием балансировки является равенство нулю момента тангажа самолета

$$\mathbf{m_{RZ} = m_{Z0} + (m_{RZ})^{C_Y} C_{YA}(\alpha^{ГП}) + (m_Z)^{\varphi^{СТ}} \varphi^{УСТ} +}$$

$$\mathbf{+ (m_Z)^{\delta^В} \delta^В + m_{PZ1} = 0}, \qquad (4.9)$$

где $\mathbf{C_{YA}(\alpha^{ГП}) = (C_{YA})^{\alpha}(\alpha^{ГП} - \alpha_0)}$, коэффициент подъемной силы, создаваемый только вследствие изменения угла атаки, и определяемый при $\mathbf{\delta^В = \varphi^{СТ} = 0}$.

Аэродинамическая подъемная сила возникает и при отклоненных стабилизаторе и руле высоты. Поэтому коэффициент аэродинамической подъемной силы самолета в установившемся горизонтальном полете равен

$$\mathbf{C_{YA}^{ГП} = C_{YA}(\alpha^{ГП}) + (C_{YA})^{\varphi^{СТ}} \varphi^{УСТ} + (C_{YA})^{\delta^В} \delta^В}. \qquad (4.10)$$

Учитывая, что $\mathbf{(C_{YA})^{\varphi^{СТ}} = -\frac{(m_Z)^{\varphi^{СТ}}}{\bar{L}^{ГО}}}$, $\mathbf{(C_{YA})^{\delta^В} = -\frac{(m_Z)^{\delta^В}}{\bar{L}^{ГО}}}$,

получим

$$\mathbf{C_{YA}(\alpha^{ГП}) = C_{YA}^{ГП} + \frac{(m_Z)^{\varphi^{СТ}}}{\bar{L}^{ГО}} \varphi^{УСТ} + \frac{(m_Z)^{\delta^В}}{\bar{L}^{ГО}} \delta^В}. \qquad (4.11)$$

Подставляя это выражение в соотношение для $\mathbf{m_{RZ}}$, после приведения подобных членов будем иметь уравнение

$$\mathbf{m_{Z0} + (m_{RZ})^{C_Y} C_{YA}^{ГП} + (m_Z^*)^{\varphi^{СТ}} \varphi^{УСТ} + (m_Z^*)^{\delta^В} \delta^В + m_{PZ1} = 0},$$

где $\mathbf{(m_Z^*)^{\varphi^{СТ}}}$ и $\mathbf{(m_Z^*)^{\delta^В}}$ - коэффициенты эффективности стабилизатора и руля высоты при постоянном значении $\mathbf{C_{YA}}$, равные

$$\mathbf{(m_Z^*)^{\varphi^{СТ}} = (m_Z)^{\varphi^{СТ}} (1 + \frac{(m_{RZ})^{C_Y}}{\bar{L}^{ГО}}};$$

$$(m_z^*)^{\delta^B} = (m_Z)^{\delta^B}(1 + \frac{(m_{RZ})^{C_Y}}{\bar{L}^{ГО}}.$$

Заменяя в уравнении $C_{YA}^{ГП}$ его приближенным значением $C_{YA}^{ГП} \approx 2mg/S\rho V^2$ и разрешая его относительно δ^B, получим потребную величину угла отклонения руля высоты для балансировки момента тангажа самолета

$$\delta^B = -[m_{Z0} + (m_{RZ})^{C_Y} 2mg/S\rho V^2 +$$
$$+ (m_z^*)^{\varphi^{СТ}} \varphi^{УСТ} + m_{PZ1}]/(m_z^*)^{\delta^B}. \qquad (4.12)$$

Если балансировка осуществляется управляемым стабилизатором, то потребный для балансировки самолета угол отклонения стабилизатора

$$\varphi^{СТ} = -[m_{Z0} + (m_{RZ})^{C_Y} 2mg/S\rho V^2 + m_{PZ1}]/(m_z^*)^{\varphi^{СТ}}. \qquad (4.13)$$

В выражениях для $(m_z^*)^{\varphi^{СТ}}$ и $(m_z^*)^{\delta^B}$ $(m_Z)^{\varphi^{СТ}} \frac{(m_{RZ})^{C_Y}}{\bar{L}^{ГО}}$ и $(m_Z)^{\delta^B} \frac{(m_{RZ})^{C_Y}}{\bar{L}^{ГО}}$ учитываются потери подъемной силы на балансировку. Если $\bar{L}^{ГО} << 1$ (дозвуковые самолеты нормальной схемы), то эти потери малы и приближенно можно принимать $(m_z^*)^{\varphi^{СТ}} = (m_z)^{\varphi^{СТ}}$ и $(m_z^*)^{\delta^B} = (m_z)^{\delta^B}$.

Потребное для балансировки отклонение ручки управления определим из выражения для $K_Ш$

$$x^B = \delta^B / K_Ш; \; x^B = \varphi^B / K_Ш. \qquad (4.14)$$

По полученным формулам можно построить балансировочные кривые $\delta^B(V)$, $\varphi^{СТ}(V)$ и $x^B(V)$ или $\delta^B(M)$, $\varphi^{СТ}(M)$, $x^B(M)$. При отсутствии влияния сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики эти балансировочные кривые имеют вид, представленный на рис. 14.

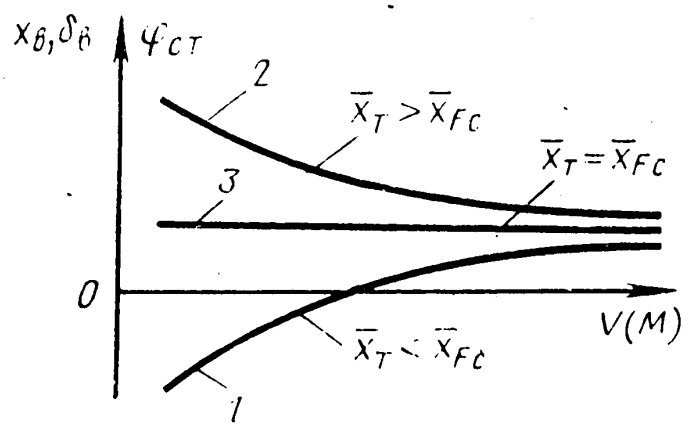


Рис. 14. Балансировочные кривые для самолетов:
1 - статически устойчивого;
2 - статически неустойчивого;
3 - статически нейтрального

По виду балансировочных кривых можно судить о наличии статической устойчивости самолета.

Изменение балансировочных значений $\delta^{в}$, $\varphi^{ст}$ и $x^{в}$ характеризуется величиной и знаком производных этих величин по скорости. Определим эти производные.

Ранее были получены формулы для определения $P^{в}$ при обратимой и необратимой системы управления в зависимости от ряда параметров, в том числе и от $\delta^{в}$ или $x^{в}$.

Если в эти формулы подставить балансировочные значения $\delta^{в}$ или $x^{в}$, то получим потребные усилия на ручке управления рулем высоты для балансировки самолета по моменту:

а) с обратимой системой управления

$$P_{в} = -K_{ш}K_{обр}S^{в}b_{A}^{в}K^{го}[(m_{ш}^{в})^{\alpha^{го}}\alpha^{го} + (m_{ш}^{в})^{\delta^{в}}\delta^{в} + (m_{ш}^{в})^{\tau^{в}}\tau^{в}]q, \qquad (4.15)$$

а) с необратимой системой управления

$$P^{в} = K_{ж}X^{в} = K_{ж}\delta^{в}/K_{ш}. \qquad (4.16)$$

По этим формулам можно построить балансировочные кривые $P^{в}(V)$ или $P^{в}(M)$. При отсутствии влияния сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики балансировочные кривые имеют вид (рис.15).

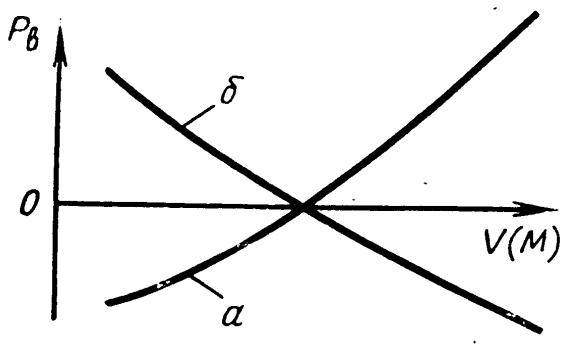


Рис. 15. Балансировочные кривые самолета нормальной схемы:
а) - статически устойчивого;
б) - статически неустойчивого

Режимы полета, на которых $\mathbf{P^{B} = 0}$ называются балансировочными по усилию $\mathbf{(V_{БАЛ})}$. Такие режимы установившегося горизонтального полета можно осуществить с помощью аэродинамического триммера или триммерного механизма. Изменяя положение триммера можно получить различные $\mathbf{V_{БАЛ}}$, при этом балансировочные кривые будут смещаться.

Изменение усилий $\mathbf{P^{B}(V)}$ характеризуется величиной и знаком производной усилия по скорости при $\mathbf{P^{B} = 0}$:

а) для самолетов с обратимой системой управления

$$\left(\frac{dP^{B}}{dV}\right)_{P^{B}=0} = -\frac{2}{V}(P^{B})^{\bar{x}_{T}}\sigma_{V}^{C}, \qquad (4.17)$$

где производная усилия по центровке

$$(P^{B})^{\bar{x}_{T}} = K_{Ш}K_{ОБР}S^{B}b_{A}^{B}K^{ГО}[(m_{Ш}^{B})^{\delta^{B}}/(m_{Z}^{*})^{\delta^{B}}] > 0$$

б) для самолетов с необратимой системой управления

$$\left(\frac{dP^{B}}{dV}\right)_{P^{B}=0} = -\frac{2}{V}(P^{B})^{\bar{x}_{T}}\sigma_{V}^{Ф}, \qquad (4.18)$$

где $(P^{B})^{\bar{x}_{T}} = -K_{Ж}[C_{YA}^{ГП}/K_{Ш}(m_{Z}^{*})^{\delta^{B}}] > 0$.

Здесь верхние индексы $\mathbf{c}$ и $\mathbf{ф}$ при σ_{V} соответствуют свободной и фиксированной ручке управления.

Обозначим через $(P^{B})^{V} = \frac{V}{2}\left(\frac{dP^{B}}{dV}\right)_{P^{B}=0}$, тогда для самолетов с обратимой системой управления

$$(\mathbf{P^{B}})^{\mathbf{V}} = -(\mathbf{P^{B}})^{\bar{\mathbf{x}}_{\mathbf{T}}}\,\sigma_{\mathbf{V}}^{\mathbf{C}}, \qquad (4.19)$$

а с необратимой

$$(\mathbf{P^{B}})^{\mathbf{V}} = -(\mathbf{P^{B}})^{\bar{\mathbf{x}}_{\mathbf{T}}}\,\sigma_{\mathbf{V}}^{\mathbf{\Phi}}. \qquad (4.20)$$

Производная $(\mathbf{P^{B}})^{\mathbf{V}}$ называется коэффициентом расхода усилий на скорость. Представляет собой усилие, которое должен приложить летчик к рычагу управления для изменения скорости исходного установившегося горизонтального полета на 50%.

Для нормального управления полетом требуется, чтобы $(\mathbf{P^{B}})^{\mathbf{V}} > \mathbf{0}$. Это условие будет выполняться если самолет с обратимой системой управления статически устойчив по скорости с освобожденным управлением, а с необратимой - устойчив по скорости с фиксированным рычагом управления.

Если $(\mathbf{P^{B}})^{\mathbf{V}} < \mathbf{0}$, то летчику приходится удерживать самолет от самопроизвольного стремления повышать скорость. Для балансировки самолета требуются обратные усилия.

Производные $(\mathbf{x^{B}})^{\mathbf{V}}$ и $(\mathbf{P^{B}})^{\mathbf{V}}$ относятся к числу основных показателей статической управляемости самолета в продольном движении.

На управляемость самолета влияет не только знак $(\mathbf{x^{B}})^{\mathbf{V}}$ и $(\mathbf{P^{B}})^{\mathbf{V}}$, но и их величина. Если эти производные излишне велики, то для перевода с одного установившегося режима полета на другой потребуются большие отклонения ручки и усилия на ней $\Delta\mathbf{x^{B}} = (\mathbf{x^{B}})^{\mathbf{V}}\Delta\mathbf{V}$, $\Delta\mathbf{P^{B}} = (\mathbf{P^{B}})^{\mathbf{V}}\Delta\mathbf{V}$. Самолет будет тяжел в управлении. Если же они слишком малы, то самолет будет строгим в управлении. Небольшие отклонения ручки и усилия на ней будут сильно изменять скорость полета $\Delta\mathbf{V} = \Delta\mathbf{x^{B}}/(\mathbf{x^{B}})^{\mathbf{V}}$,.$\Delta\mathbf{V} = \Delta\mathbf{P^{B}}/(\mathbf{P^{B}})^{\mathbf{V}}$.

4.4. Влияние сжимаемости воздуха на балансировочные кривые

Из-за влияния сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики появляется прирост момента тангажа в околозвуковом диапазоне скоростей. Для его балансировки надо отклонением органов управления тангажом создать равный по величине, но обратный по знаку момент тангажа. Вид балансировочных кривых изменится. В околозвуковом диапазоне скоростей, где самолет теряет устойчивость по скорости, изменяется вид балансировочных кривых, на которых появляется "ложка".

На рис. 16 представлены балансировочные кривые устойчивости по перегрузке самолета нормальной схемы с учетом влияния сжимаемости воздуха

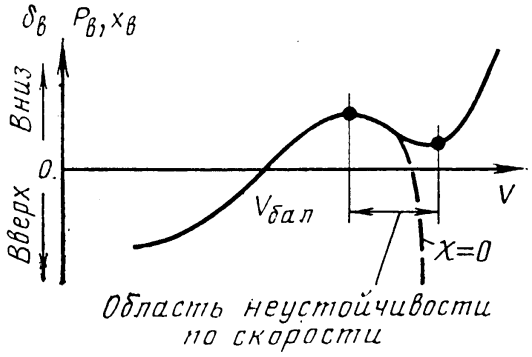


Рис. 16. Балансировочные кривые устойчивого по перегрузке самолета с учетом влияния сжимаемости воздуха

Из рисунка видно, что почти во всем летном диапазоне скоростей сохраняется нормальное управление: $(\delta^{B})^{V} > 0$, $(x^{B})^{V} > 0$, $(P^{B})^{V} > 0$. Только в диапазоне скоростей, где самолет неустойчив по скорости эти производные меняют знак и становятся отрицательными. В этом диапазоне при переходе с одного режима полета на другой требуется двойное движение ручкой управления рулем высоты. Первое движение - прямое, для перехода с одного режима полета на другой. Второе движение - обратное, для балансировки самолета на новом режиме. Например, чтобы увеличить скорость полета необходимо уменьшить угол атаки. Для этого надо руль высоты отклонить вниз $\delta^{B} > 0$, ручку управления "от себя" $x^{B} > 0$ и приложить к ручке давящее усилие $P^{B} > 0$ - первое, прямое движение ручки. Для балансировки самолета при новой скорости надо руль высоты отклонить вверх, ручку "на себя" и приложить к ручке тянущее усилие - второе, обратное движение ручкой.

5. Предельные центровки самолета

Устойчивость и управляемость самолета в продольном движении зависят от положения его центра масс - центровки $\bar{x}_T$. Самолет эксплуатируется при различных полетных массах. Масса самолета изменяется в течение одного полета. С изменением массы самолета будет меняться центровка. Для обеспечения устойчивости и управляемости самолета на различных эксплуатационных режимах полета необходимо ограничить пределы изменения центровок. Такими ограничениями являются предельно передняя $\bar{x}_T^{пп}$ и предельно задняя $\bar{x}_T^{пз}$ центровка самолета, определяющие допустимый диапазон центровок

$$\bar{x}_T^{пп} \le \bar{x}_T \le \bar{x}_T^{пз}. \qquad (5.1)$$

При расположении центра масс самолета $\bar{x}_T$ в этом диапазоне обеспечивается балансировка самолета на всех режимах полета и требуемая степень статической устойчивости по перегрузке.

Для снижения потерь на балансировку при эксплуатации самолета следует стремиться к более задним центровкам.

5.1. Предельная передняя центровка

Предельно передняя центровка самолета $\bar{x}_T^{пп}$ определяется по условиям балансировки самолета. При смещении центра масс самолета вперед растет абсолютная величина производной $(m_{RZ})^{C_Y} = \bar{x}_T - \bar{x}_F^{C}$ и повышается степень статической устойчивости по перегрузке (σ_n) и по скорости (σ_v).

С ростом σ_v увеличивается производная $(\delta^B)^V = \sigma_V / (m_Z^*)^{\delta^B} C_{YA}^{ГП}$, характеризующая наклон балансировочной кривой $\delta^B(V)$. При этом увеличивается расход руля для балансировки самолета $\Delta\delta^B = (\delta^B)^V$. Наибольшее отклонение руля высоты (управляемого стабилизатора, элевонов) соответствует малым скоростям полета (большим C_{YA}).

Так как максимальное отклонение руля $\delta^{В}_{МАХ}$ ограничено конструктивными условиями или аэродинамикой {при больших $\delta^{В}$ эффективность руля может упасть до нуля), то при некоторой чрезмерно передней центровке балансировка самолета на больших углах атаки будет невозможна. Следовательно, существует предельно передняя центровка, при которой на заданном режиме полета руль отклоняется на максимально допустимую величину.

Расчетными случаями для определения $\bar{x}^{ПП}_{T}$ являются: режим посадки самолета с отклоненной механизацией крыла и выпущенным шасси - посадочная центровка, подъем передней стойки шасси при разбеге самолета во взлетной конфигурации - взлетная центровка, иногда маневр на больших высотах с предельной перегрузкой n_{YA}.

Наиболее критичным режимом в смысле балансировки самолета является посадка. На посадке $\bar{x}^{ПП}_{T}$ определяется из условия балансировки моментов тангажа, действующих на самолет в посадочной конфигурации $m^{ПОС}_{RZ} \approx m^{ПОС}_{Z} = 0$:

$$m^{ПОС}_{Z} = m^{БГО,мех}_{Z0} + (\bar{x}^{ПП}_{T} - \bar{x}^{БГО}_{F})C^{ПОС}_{YA} + m^{ГО}_{Z0} +$$

$$+ (m_Z)^{\varphi^{СТ}} (\alpha^{ПОС} + \varphi^{ПОС} - \varepsilon^{ПОС} + n^{В}\delta^{ВПОС}) = 0.$$

Разрешая это уравнение относительно $\bar{x}^{ПП}_{T}$ получим

$$\bar{x}^{ПП}_{T} = \bar{x}^{БГО}_{F} - [m^{БГО,мех}_{Z0} +$$

$$+ (m_Z)^{\varphi^{СТ}} (\alpha^{ПОС} + \varphi^{ПОС} - \varepsilon^{ПОС} + n^{В}\delta^{ВПОС})] / C^{ПОС}_{YA}. \quad (5.2)$$

Здесь $C^{ПОС}_{YA}$ - коэффициент подъемной силы самолета в посадочной конфигурации при $\alpha^{ПОС}$;

$m^{БГО,мех}_{Z0} = m^{БГО}_{Z0} + \Delta m^{мех}_{Z0} + \Delta m^{ШАС}_{Z0}$ - коэффициент момента тангажа самолета без горизонтального оперения при нулевой подъемной силе с учетом отклоненной механизации крыла и выпущенном шасси;

$\varepsilon^{пос}$ - угол скоса потока с учетом влияния Земли;

$\varphi^{пос}$ - угол установки стабилизатора при посадке;

$\delta^{впос} = \delta^{впр} - \Delta\delta^{взап} \approx 0{,}9\delta^{впр}$ - угол отклонения руля высоты на посадке;

$\delta^{впр}$ - предельное (максимальное) отклонения руля высоты;

$\Delta\delta^{взап}$ - запас угла отклонения руля, необходимый для преодоления момента сил инерции и сообщения самолету углового ускорения при подходе к Земле.

При наличии переставного стабилизатора подбором $\varphi^{пос}$ можно при более передней центровке компенсировать недостачу руля высоты для балансировки.

Если на самолете управляемый стабилизатор, то в выражении для $\bar{x}_T^{пп}$ надо положить $\delta^{впос} = 0$, а $\varphi^{пос} = \varphi^{ст} \approx 0{,}9\varphi_{пр}^{ст}$.

У сверхзвуковых самолетов должна проверяться возможность балансировки на предельны числах M, когда фокус по углу атаки сильно смещен назад. Чтобы избежать излишне большой устойчивости и облегчить балансировку самолета при $M > 1$ применяется смещение центра масс в полете назад. Это смещение осуществляется перекачкой топлива в балансировочный бак., расположенный в хвостовой части самолета.

5.2. Предельная задняя центровка

Предельно задняя центровка $\bar{x}_T^{пз}$ определяется из условия обеспечения требуемого запаса степени статической устойчивости по перегрузке.

С перемещением центра масс самолета назад уменьшается σ_n. При $\sigma_n = 0$ самолет становится статически нейтральным, а соответствующая центровка называется нейтральной по перегрузке $\bar{x}_T^{н}$.

Приравнивая σ_n нулю при $\bar{x}_T = \bar{x}_T^{н}$

$$\sigma_n = \bar{x}_T - \bar{x}_{FC} + \frac{(m_Z)^{\bar{\omega}_Z}}{\mu}\left(1 + \frac{C_P}{(C_{YA})^{\alpha}}\right) = 0,$$ получим

$$\bar{x}_T^{H} = \bar{x}_{FC} - \frac{(m_Z)^{\bar{\omega}_Z}}{\mu}\left(1 + \frac{C_P}{(C_{YA})^{\alpha}}\right). \qquad (5.3)$$

Отсюда видно, что нейтральная центровка лежит за фокусом самолета $\bar{x}_T^{H} > \bar{x}_{FC}$, т.к. $(m_Z)^{\bar{\omega}_Z} < 0$.

Для обеспечения требуемого запаса устойчивости допустимая предельно задняя центровка должна лежать впереди нейтральной.

Поскольку нейтральная центровка зависит от числа M и высоты полета, то $\bar{x}_T^{ПЗ}$ надо определять для наихудших условий, когда $\bar{x}_T^{H}$ имеет наименьшую величину $\bar{x}_{TMIN}^{H}$.

Для получения предельно задней центровки надо к $\bar{x}_{TMIN}^{H}$ добавить запас устойчивости

$$\bar{x}_T^{ПЗ} = \bar{x}_{TMIN}^{H} + \sigma_n^{MIN}. \qquad (5.4)$$

Величина σ_n^{MIN} зависит от типа самолета. Для дозвуковых маневренных самолетов $\sigma_n^{MIN} \approx -0{,}03 \ldots -0{,}05$, для неманевренных $\sigma_n^{MIN} \approx -0{,}1 \ldots -0{,}12$, для сверхзвуковых $\sigma_n^{MIN} \approx -0{,}02 \ldots -0{,}03$.

Проектирование самолета с учетом возможности автоматизации управления позволяет обеспечить полет самолета с уменьшенным запасом аэродинамической устойчивости, вплоть до статической неустойчивости у маневренных самолетов. Например, для тяжелых транспортных и пассажирских самолетов оптимум по запасу продольной статической устойчивости находится вблизи точки нейтральности $\sigma_n^{MIN} \approx -0{,}01 \ldots -0{,}02$.

Проектирование самолетов с пониженным запасом устойчивости позволяет существенно уменьшить площадь горизонтального оперения, его массу и лобовое сопротивление. Так как, в этом случае, нагрузки на хвостовую часть фюзеляжа уменьшаются, то может быть достигнуто уменьшение и массы фюзеляжа. К тому же при более задней центровке уменьшаются потери подъемной силы на балансировку. В итоге уменьшается потребная тяга самолета и улучшаются его летные характеристики.

Заключение

В конспекте лекций рассмотрены вопросы, изучаемые во второй части курса динамики полета самолета, читаемого студентам вечернего отделения. Материал конспекта лекций включает рассмотрение только продольного движения самолета относительно центра масс, не затрагивая вопросов статической устойчивости самолета в боковом движении, вопросов боковой балансировки самолета и определения характеристик поперечной и путевой статической управляемости. Методики изучения этих разделов второй части курса во многом схожи с подходами, применяемыми при рассмотрении вопросов продольного движения.

Кроме расчета траекторий и летных характеристик, рассмотрения вопросов устойчивости и управляемости самолета, связанных с опорным, невозмущенным движением самолета, важное место в аэромеханике занимает динамика возмущенного движения. Полному изложению курса динамики полета самолета соответствует учебник [1], который может быть использован для углубленного изучения этой дисциплины.

Библиографический список

1. Аэромеханика самолета / Под ред. А.Ф. Бочкарева и В.В. Андреевского. М.: Машиностроение, 1985. 359с.
2. Балакин В.Л., Юрин В.В. Расчет траекторий и летных характеристик самолета. Самара: САИ, 1992. 54с.
3. Мхитарян А.М. Динамика полета. М.: Машиностроение, 1978. 428с.
4. Остославский И.В. Аэродинамика самолета. М.: Оборонгиз, 1957. 491с.

Содержание

Введение..... 3
1. Понятия устойчивости и управляемости самолета..... 4
2. Момент тангажа самолета..... 8
2.1. Момент тангажа крыла..... 9
2.2. Момент тангажа самолета без горизонтального оперения.. 12
2.3 Момент тангажа горизонтального оперения..... 12
2.4.Аэродинамические управляющие моменты тангажа..... 17
2.5. Аэродинамический момент тангажа самолета в установившемся горизонтальном полете..... 18
2.6. Момент тангажа от тяги двигателей..... 21
2.7. Дополнительные моменты тангажа в криволинейном неустановившемся движении..... 23
2.8. Результирующий момент тангажа самолета..... 24
3. Продольная статическая устойчивость самолета..... 25
3.1. Устойчивость по перегрузке..... 25
3.2. Устойчивость по скорости..... 28
4. Продольная балансировка и статическая управляемость самолета..... 30
4.1. Шарнирные моменты органов управления самолетом..... 30
4.2. Характеристики статической управляемости в продольном движении..... 32
4.3. Балансировка самолета в установившемся прямолинейном горизонтальном полете..... 35
4.4. Влияние сжимаемости воздуха на балансировочные кривые..... 41
5. Предельные центровки самолета..... 42
5.1. Предельная передняя центровка..... 42
5.2. Предельная задняя центровка..... 44
Заключение..... 46
Библиографический список..... 46

Учебное издание
Балакин Виктор Леонидович
Лазарев Юрий Николаевич
ДИНАМИКА ПОЛЕТА САМОЛЕТА. УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ ПРОДОЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ

Конспект лекций
Редактор Т.К. Кретинина
Техн.редактор Г.А. Усачева
Корректор Т.К. Кретинина

Лицензия ЛР N 020301 от 30.12.96

Подписано в печать Формат 60×84 1/16
Бумага газетная. Печать офсетная.
Усл.печ.л. . Усл.кр.-отт. . Уч.-изд.л. .
Тираж 100 экз. Заказ .

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королева.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

ИПО Самарского государственного аэрокосмического университета.
443001 Самара, ул. Молодогвардейская, 151.