

Літальні апарати: аеродинаміка, силові установки, обладнання та озброєння

УДК 629.762

Ю.Н. Агафонов, Ю.М. Осипов, Ю.А. Ткаченко

Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ БАЛАНСИРОВОЧНЫХ УГЛОВ ПОВОРОТА РУЛЕВЫХ ОРГАНОВ В РАСЧЕТАХ ТРАЕКТОРИЙ И ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В статье рассматриваются возможности определения балансировочных углов поворота (углов атаки) рулевых органов, которые обеспечивают поддержание заданных углов атаки летательного аппарата при различных числах Маха. Использование полученных зависимостей позволяет повысить точность приближенных расчётов траекторий и параметров движения летательных аппаратов.

Ключевые слова: аэродинамика, летательный аппарат.

Постановка задачи

Для выполнения приближённых расчётов траекторий и параметров движения летательных аппаратов (ЛА) на этапе предварительного проектирования и при поиске оптимальных решений нет необходимости использовать полную систему уравнений движения [1-5]. Её упрощают, вводя ряд допущений: движение ЛА происходит в вертикальной плоскости в балансировочном режиме без крена и скольжения [2]. При балансировочном режиме полёта ЛА считается условно безинерционным и предполагается мгновенная реакция ЛА на отклонения органов управления. Углы атаки (в общем случае также углы крена и скольжения) принимают свои балансировочные значения, при которых обеспечивается равенство моментов управляющих сил моментам всех остальных сил, действующих на ЛА. Из этого условия могут быть определены и балансировочные углы отклонения рулевых органов, которые обеспечивают заданные углы атаки. Они зависят также от числа Маха и от положения центра масс ЛА.

В приближённых расчётах угол поворота рулей и, следовательно, угол атаки рулей, часто задаётся произвольно либо в функции только угла атаки летательного аппарата. Так, например, в [2] приведены рекомендуемые значения отношения угла поворота рулей к углу атаки ЛА для аппаратов различных схем. Однако такое задание угла поворота рулей может приводить к существенным погрешностям в определении аэродинамических характеристик (АДХ) ЛА, поскольку от углов атаки рулей зависят АДХ, как рулей, так и ЛА в целом.

Целью статьи является определение балансировочных углов поворота (углов атаки) рулей, при которых в полёте обеспечивается поддержание за-

данных углов атаки ЛА при различных значениях числа Маха.

В качестве примера рассмотрим ЛА, выполненный по схеме «утка» с X-образным расположением стабилизаторов и рулей относительно плоскости прицеливания.

Заданный угол атаки поддерживается при различных углах поворота рулей $\delta r(\alpha, \mu)$ в зависимости от величины угла атаки ЛА и числа Маха, которые определяют аэродинамические характеристики основных элементов ЛА. Очевидно, угол поворота (и угол атаки) рулей может быть как положительным, так и отрицательным в зависимости от величины и знаков моментов нормальных сил элементов ЛА относительно центра масс (рис. 1). При полёте ЛА с заданным углом атаки момент рулей M_r должен уравновешивать моменты от стабилизаторов $M_{ст}$ и корпуса M_k . Из этого условия можно определить потребный угол поворота $\delta r(\alpha, \mu)$ и, следовательно, угол атаки $\alpha r(\alpha, \mu)$ рулей.

Будем предполагать, что известны коэффициенты аэродинамических сил C_x и C_y основных элементов ЛА в связанной системе координат и координата центра масс ЛА L_m , отсчитываемая от его носка. Коэффициенты C_x и C_y являются функциями угла атаки ЛА α и числа Маха μ .

Координаты точек приложения нормальных аэродинамических сил стабилизаторов $L_{ст}$ и рулей L_r , а также координата центра давления нормальной аэродинамической силы корпуса $L_{цдк}$, отсчитываемые от носка ЛА, должны быть известны. Координата $L_{цдк}$ в общем случае является функцией α и μ . Обычно она меняется в небольших пределах и в первом приближении может быть задана как постоянная величина по характеристикам прототипа, либо вычислена, если известен аэродинамический коэффициент координаты центра давления корпуса $C_{цдк}(\alpha, \mu)$

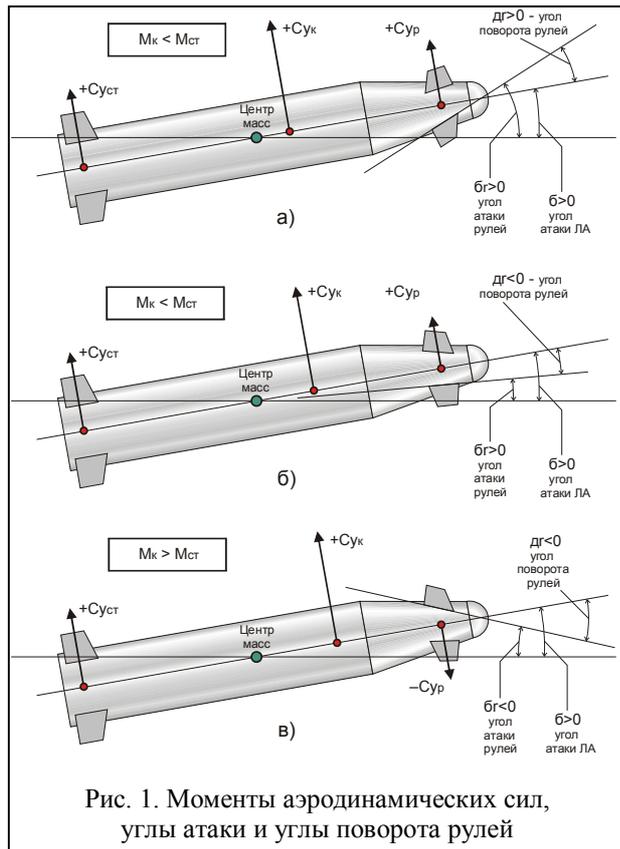


Рис. 1. Моменты аэродинамических сил, углы атаки и углы поворота рулей

$$L_{цдк}(\alpha, \mu) = C_{цдк}(\alpha, \mu) \cdot L,$$

где L – характерный размер ЛА.

Момент корпуса ЛА со стабилизаторами, отнесённый к скоростному напору, $M_{кc}$ относительно центра масс определяется в связанной системе координат по формуле

$$M_{кc} = M_k(\alpha, \mu) + M_{ст}(\alpha, \mu),$$

где $M_k(\alpha, \mu) = C_{уk}(\alpha, \mu) \cdot S_{мид} \cdot [L_{цдк}(\alpha, \mu) - L_m]$ – момент корпуса ЛА;

$M_{ст}(\alpha, \mu) = 4 \cdot 0.71 \cdot C_{уст}(\alpha, \mu) \cdot S_{ст} \cdot (L_{ст} - L_m)$ – момент стабилизаторов ЛА; $C_{уk}(\alpha, \mu)$, $C_{уст}(\alpha, \mu)$ – коэффициенты нормальных аэродинамических сил корпуса и стабилизаторов соответственно; $S_{мид}$ – площадь миделя корпуса ЛА; $S_{ст}$ – площадь в плане одного стабилизатора ЛА.

Момент рулей, отнесённый к скоростному напору, относительно центра масс ЛА с принятой конструктивной схемой найдём в предположении, что по каналу тангажа работают все четыре руля одновременно. Он действует в противоположном направлении и равен

$$M_p = 4 \cdot 0.71 \cdot [C_{yp}(\alpha, \mu) \cdot \cos(|\delta\gamma(\alpha, \mu)|) - C_{xp} \cdot \sin(|\delta\gamma(\alpha, \mu)|)] \cdot S_p \cdot (L_m - L_p) \cdot \frac{\alpha\gamma(\alpha, \mu)}{|\alpha\gamma(\alpha, \mu)|},$$

где $C_{yp}(\alpha, \mu)$, $C_{xp}(\alpha, \mu)$ – коэффициенты нормальной и осевой аэродинамических сил руля; S_p – площадь в

плане одного руля; $\delta\gamma(\alpha, \mu)$, $\alpha\gamma(\alpha, \mu)$ – углы поворота руля и атаки руля, который определяется при X-образном расположении рулей из соотношения

$$\alpha\gamma(\alpha, \mu) = \arcsin(0.71 \cdot [\sin(\alpha) \cdot \cos(\delta\gamma(\alpha, \mu)) + \cos(\alpha) \cdot \sin(\delta\gamma(\alpha, \mu))]).$$

Пусть, например, при полёте ЛА требуется обеспечить угол атаки $+12^\circ$. Угол поворота рулей зададим произвольно равным $+6^\circ$, а угол атаки рулей при этом будет $+12,65^\circ$. В этом случае моменты, создаваемые нормальными силами основных элементов ЛА относительно центра масс, будут изменяться в зависимости от числа Маха так, как показано на рис.2. Момент, действующий в направлении уменьшения угла атаки, будем считать положительным.

В этом примере момент рулей будет уравновешивать моменты нормальных сил корпуса и стабилизаторов только при четырёх значениях числа Маха – они отмечены на рис. 2 точками.

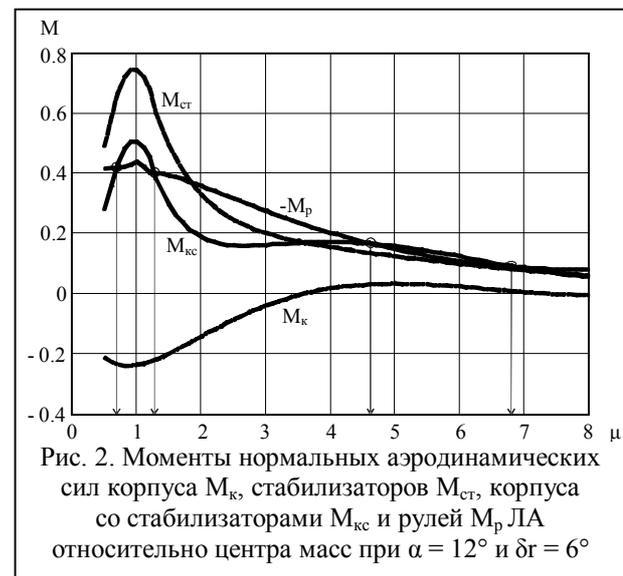


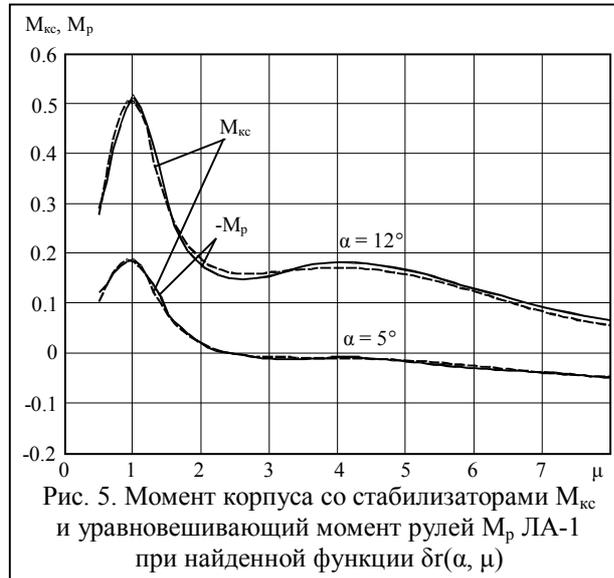
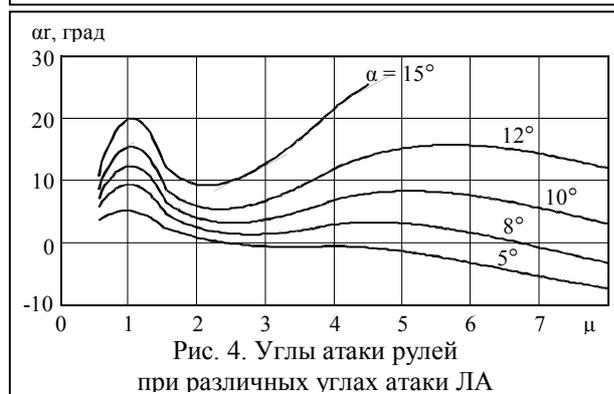
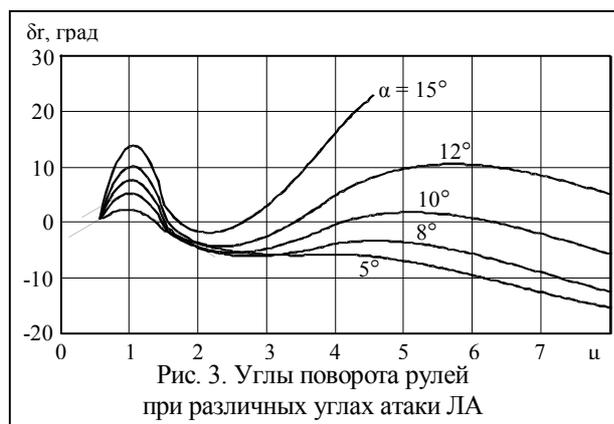
Рис. 2. Моменты нормальных аэродинамических сил корпуса M_k , стабилизаторов $M_{ст}$, корпуса со стабилизаторами $M_{кc}$ и рулей M_p ЛА относительно центра масс при $\alpha = 12^\circ$ и $\delta\gamma = 6^\circ$

Если не удастся найти функцию $\delta\gamma(\alpha, \mu)$ в явном виде, то при фиксированной величине угла атаки ЛА нужно задать ряд значений угла поворота рулей и найти числа Маха, при которых обеспечивается равенство противоположно направленных моментов нормальных сил корпуса со стабилизаторами и рулей. Таким образом, при каждом значении угла атаки ЛА можно получить зависимости угла поворота рулей от числа Маха, при которых поддерживается в полёте заданный угол атаки ЛА. Полученные зависимости уравновешивающего угла поворота (угла атаки) рулей от углов атаки ЛА и числа Маха могут быть представлены в виде таблиц или аппроксимирующими функциями (рис. 3, 4).

Используя полученные зависимости углов поворота (углов атаки) рулей от требуемого угла атаки ЛА и числа Маха, получим моменты корпуса со стабилизаторами и рулей, которые уравновешивают

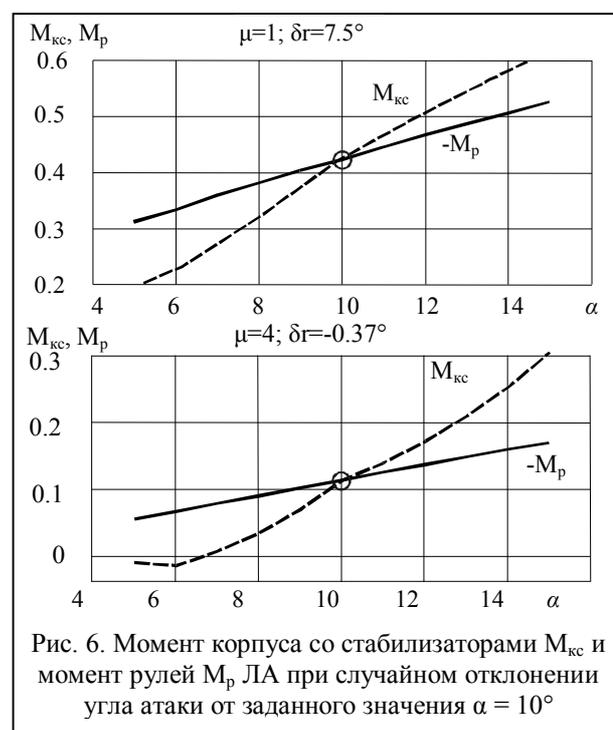
друг друга.

В качестве примера на рис. 5 показаны их зависимости при углах атаки ЛА $\alpha = 5^\circ$ и $\alpha = 12^\circ$.



Полученные зависимости угла поворота (угла атаки) рулей от угла атаки ЛА и числа Маха позволяют оценить и аэродинамическую устойчивость ЛА. Например, при числах Маха $\mu = 1$ и $\mu = 4$ (рис.6) заданный угол атаки ЛА $\alpha = 10^\circ$ обеспечивается определенными углами поворота рулей, величины которых указаны на графиках. Предположим, что под действием возмущений случайно меняется угол атаки ЛА, а угол поворота рулей остаётся неизменным.

В рассматриваемых случаях положительный момент корпуса ЛА со стабилизаторами (рис.6), действующий в направлении уменьшения угла атаки, превышает отрицательный момент рулей при случайном увеличении α , и, напротив, становится меньше момента рулей, если угол атаки ЛА случайно уменьшается. Заданный угол атаки при этом восстанавливается, что свидетельствует об аэродинамической устойчивости ЛА при заданных параметрах движения α и μ .



Выводы

1. Определение балансировочных углов поворота рулевых органов позволяет оценивать возможности проектируемых (модернизируемых) летательных аппаратов при движении по заданным траекториям.
2. Методика определения балансировочных углов позволяет оценить возможные объемы доработок исполнительных органов для решения новых задач с помощью маневрируемых средств огневого поражения.
3. Методика позволяет оценивать устойчивость и управляемость вновь разрабатываемых летательных аппаратов на ранних этапах проектирования, что повышает эффективность этого процесса.

Список литературы

1. Алифанов А.Н. Баллистические ракеты и ракеты-носители / А.Н. Алифанов. – М.: Дрофа, 2004. – 512 с.
2. Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика / А.А. Дмитриевский. – М.: Машиностроение, 1972. – 584 с.
3. Краснов Н.Ф. Аэродинамика. Ч. II Методы аэродинамического расчета. 3-е изд., перераб. и доп. / Н.Ф. Краснов. – М.: Высш. школа, 1980. – 416 с.

4. Краснов Н.Ф. Основы аэродинамического расчёта / Н.Ф. Краснов. – М.: «Высшая школа», 1981. – 496 с.

Поступила в редколлегию 14.08.2012

5. Павлюк Ю.С. Баллистическое проектирование ракет: Учебное пособие для вузов / Ю.С. Павлюк – Челябинск: Изд. ЧГТУ, 1996. – 92 с.

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Б.А. Демидов, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ БАЛАНСУВАЛЬНИХ КУТІВ ПОВОРОТУ РУЛЬОВИХ ОРГАНІВ В РОЗРАХУНКАХ ТРАЄКТОРІЙ І ПАРАМЕТРІВ РУХУ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Ю.М. Агафонов, Ю.М. Осіпов, Ю.А. Ткаченко

В статті розглядаються можливості визначення балансувальних кутів повороту (кутів атаки) рульових органів, які забезпечують підтримання заданих кутів атаки літального апарата при різних числах Маху. Використання отриманих залежностей дозволяє підвищити точність приблизних розрахунків траєкторій і параметрів руху літальних апаратів.

Ключові слова: аеродинаміка, літальний апарат.

METHOD OF DEFINITION THE TRIM ANGLES OF CONTROL ORGANS TURN IN CALCULATIONS OF TRAJECTORIES AND FLIGHT VEHICLES MOTION PARAMETERS

Yu.N. Agafonov, Yu. M.Osipov, Yu.A. Tkachenko

In paper possibilities of definition the trim angles turn (attack angles) of control organs which ensure maintenance of the set attack angles of a flight vehicle at various Mach numbers are considered. Use of the received associations allows to increase accuracy of the approximate trajectories calculations and flight vehicles motion parameters.