

Ковтонюк И.Б.

**РАЦИОНАЛЬНЫЙ СИНТЕЗ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ
ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ КРЕНОМ МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА**

Устойчивость и управляемость относятся к одним из основных характеристик летательного аппарата (ЛА), от которых во многом зависят безопасность полетов, точность и простота пилотирования и возможность реализации в полете летно-технических характеристик ЛА. Эксплуатационная область режимов полета многих современных ЛА военного назначения ограничена исходя из недостаточного уровня устойчивости и управляемости ЛА на этих режимах. Для современных истребителей величина допустимого угла атаки ограничена возможностью поперечного управления. Традиционные рули – элероны и флапероны – на углах атаки α более 20...25° попадают в обширные отрывные зоны на крыле и теряют свою аэродинамическую эффективность.

На самолете Су-27 эффективность флаперонов сохраняется до $\alpha = 28^\circ$ (рис. 1). Максимальная располагаемая скорость крена при этом составляет около 20 град/с (рис. 2).

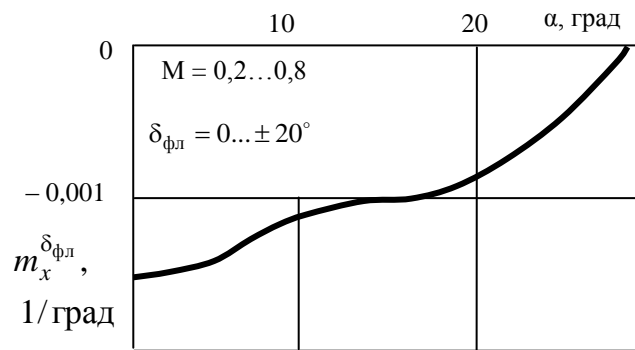


Рисунок 1

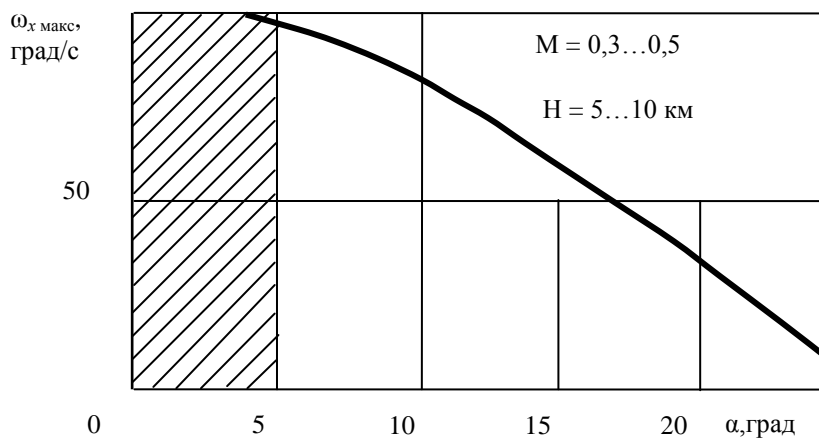


Рисунок 2

Основные пилотажные особенности и недостатки самолета МиГ-29 также связаны с поперечной управляемостью. Управляемость самолета по крену при углах атаки более 20 градусов недостаточна. При угле атаки $\alpha = 25^\circ$ поперечная управляемость полностью утрачивается и с дальнейшим ростом угла атаки наступает обратная реакция по крену на отклонение ручки управления самолетом в поперечном отношении (рис. 3) [1].

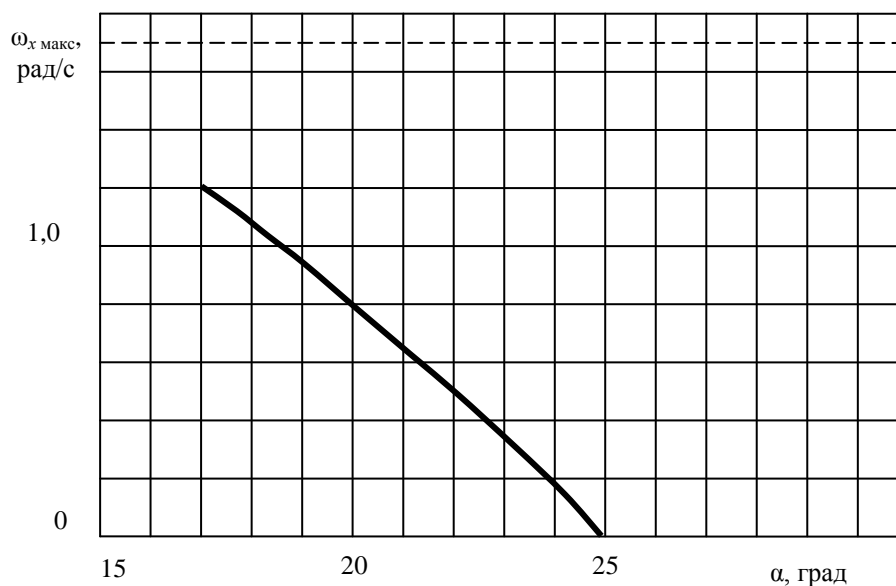


Рисунок 3

Таким образом, задача достижения приемлемых характеристик устойчивости и управляемости истребителя является актуальной и требует своего решения при модернизации существующих и разработке перспективных образцов авиационной техники.

Цель данной работы состоит в разработке метода синтеза аэродинамической компоновки органов управления креном маневренного самолета.

В настоящее время при создании ЛА проектируют средства обеспечения устойчивости и управляемости исходя из своего собственного опыта, используемые при этом, как правило, классические средства, прошедшие апробацию на практике.

Предлагается следующий подход к синтезу аэродинамической компоновки органов управления креном самолета. Логико-структурная схема предлагаемого подхода включает в себя следующие основные этапы (рис. 4).

На первом этапе синтеза выполняется анализ истребителя как сложной технической системы (СТС), разрабатывается структурированный иерархический набор параметров, характеристик и комплексных показателей истребителя.

Иерархическая структура СТС «истребитель», исходя из специфики и сложности физических процессов, протекающих в полете, представляется в виде трех подсистем: планер, силовая установка и комплекс бортового оборудования (рис. 5). В свою очередь, планер истребителя включает в себя: крыло, фюзеляж, оперение.

Крыло также состоит из элементов, к которым относятся центроплан, консоли крыла, наплыв, органы поперечного управления, закрылки, носки, предкрылки.

Оперение включает в себя следующие элементы: кили, рули направления, дифференциальный стабилизатор.

Для оценки технического совершенства СТС «истребитель» необходимо провести формализацию ее структуры. В результате формализации СТС «истребитель» представляется формализованной моделью, представляющей собой многомерный массив показателей $b_{i,j,\dots,m,n}$ и набор функций \hat{F}_S , отражающих основные свойства подсистем и системы в целом [2]:

$$\begin{cases} b_{i,j,\dots,m,n} \neq 0; \\ i \geq 0; j \geq 0; \dots; m \geq 0; n \geq 0; \\ i + j + \dots + m + n = M, \end{cases} \quad (1)$$

где индексы обозначают количество подсистем или элементов на соответствующем иерархическом уровне; M – количество формальных параметров, характеризующих рассматриваемую СТС,

$$F_S(b_i, j, \dots, m, n; \Psi_1; \Psi_2; \dots; \Psi_\ell),$$

Ψ_ℓ – различные факторы, включая прямые и обратные связи; S – число характеристик.

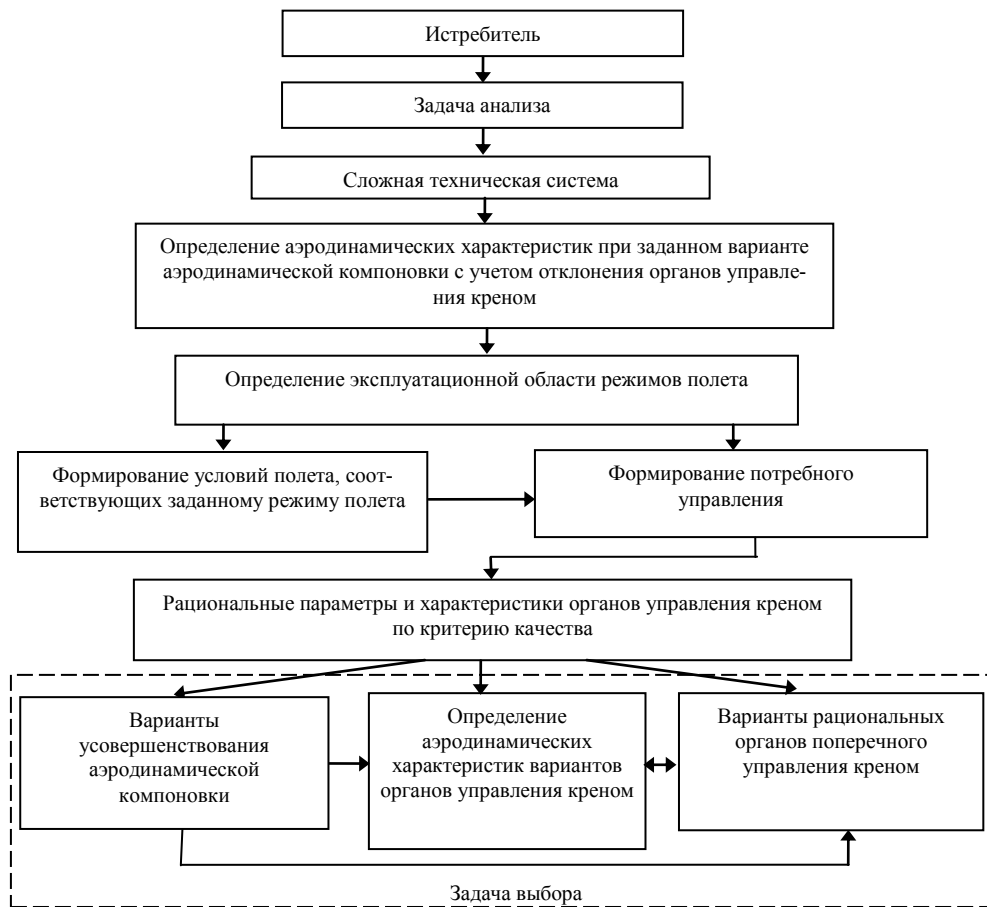


Рисунок 4 – Логико-структурная схема основных этапов синтеза аэродинамического облика органов поперечного управления истребителя

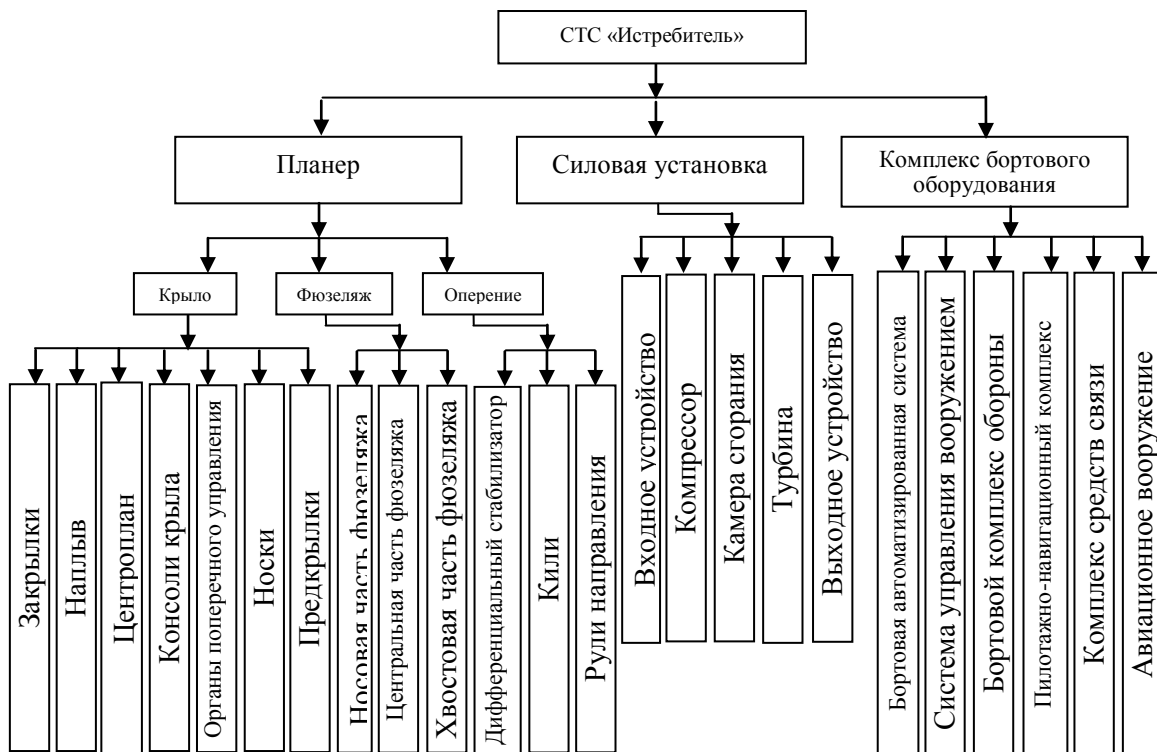


Рисунок 5

Разработан перечень базовых единичных показателей планера истребителя, включающий в себя 47 параметров, к которым относится также перечень удельных параметров. К удельным параметрам, характеризующим планер истребителя, относятся удлинение крыла, сужение крыла, относительная площадь элеронов и другие параметры.

К комплексным показателям, характеризующим планер истребителя, относятся коэффициент расхода усилий на перегрузку, коэффициент расхода рычага управления на перегрузку и др. параметры.

Для оценки влияния принимаемых конструктивно-компоновочных решений на эффективность управления самолетом по крену разработан статический показатель рациональности аэродинамической компоновки органов поперечного управления самолета [3].

Предлагаемый показатель учитывает относительную площадь руля, относительное расстояние вдоль размаха крыла от средней аэродинамической хорды руля до продольной оси самолета, удельную нагрузку на крыло и сужение крыла (рис. 6):

$$U = \frac{S_p}{S_{кр}} \frac{L_p}{L} \frac{G}{S_{кр} \eta}, \left[\frac{H}{M^2} \right]; \quad (2)$$

$$U = \frac{\bar{S}_p \bar{L}_p \sigma}{\eta}. \quad (3)$$

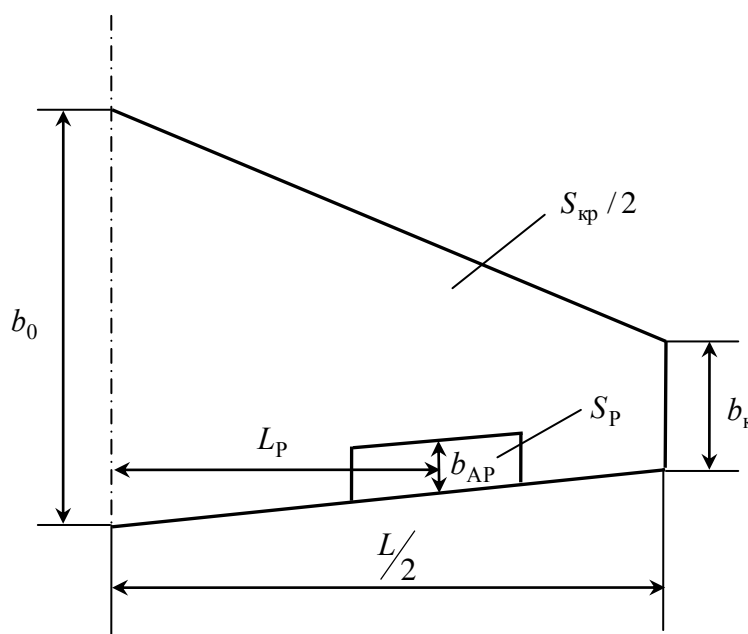


Рисунок 6

По своему физическому смыслу данный показатель представляет собой часть удельной нагрузки на крыло, приходящуюся на орган управления самолетом и задействованную в создании управляющего момента крена. Поэтому размерность показателя совпадает с размерностью удельной нагрузки на крыло – Н/м² или Па. Относительное расстояние вдоль размаха крыла от середины САХ руля до продольной оси самолета учитывает плечо действия нагрузки, действующей на руль при создании поперечного момента.

С увеличением сужения крыла η эффективность органов поперечного управления ЛА уменьшается, поэтому величина показателя U обратно пропорциональна величине η .

Показатель U не учитывает динамические процессы, происходящие в полете при управлении самолетом, и относится к группе статических показателей.

1. Для прямоугольного крыла, когда для поперечного управления используется вся консоль крыла показатель U принимает значение $U = \frac{1}{8} \sigma$;

2. Для треугольного крыла, $U = 0$, так как сужение $\eta = \infty$. В этом случае следует отметить, что на практике крылья треугольной формы не применяются, а используют близкие к треугольным трапециевидные крылья с большим сужением.

Были определены значения разработанного показателя для ряда реализованных проектов современных истребителей разных аэродинамических схем, которые находятся на вооружении военно-воздушных сил разных стран мира [4].

Анализ полученных данных показывает, что значение показателя U для групп истребителей различных аэродинамических схем находится во вполне определенном ограниченном диапазоне значений. Кроме того, оно отличается для истребителей, использующих различные органы поперечного управления. Исходя из значения показателя U , можно выделить три основные группы истребителей (табл. 1).

Первую группу составляют истребители, выполненные по нормальной схеме и использующие для поперечного управления рули, совмещенные с закрылками – флапероны. В эту группу входят истребители Су-27 и F-16. Показатель U для этой группы находится в пределах $U = 120...170 \text{ Н/м}^2$.

Вторая группа – это истребители, выполненные по нормальной аэродинамической схеме и использующие для управления по крену элероны. К этой группе относятся МиГ-29 и F-15. Величина показателя U для этой группы составляет $90...100 \text{ Н/м}^2$.

К третьей группе относятся истребители, выполненные по схеме “утка” и имеющие переднее горизонтальное оперение: EF-2000, JAS-39A Gripen и Chengdu J-10A. Для этой группы величина U заключена в диапазоне $U = 60...80 \text{ Н/м}^2$.

Таблица 1 – Аэродинамические схемы и органы поперечного управления истребителей

№ п/п	Самолет	Аэродинамическая схема	Орган поперечного управления	Номер группы
1.	Су-27	нормальная	флаперон	I
2.	F-16	нормальная	флаперон	
3.	МиГ-29	нормальная	элерон	II
4.	F-15	нормальная	элерон	
5.	EF-2000	утка	элерон	III
6.	JAS-39A Gripen	утка	элерон	
7.	Chengdu J-10A	утка	элерон	

Также был выполнен ретроспективный анализ ряда реализованных проектов пассажирских самолетов, имеющих различную аэродинамическую компоновку и оснащенных различными силовыми установками.

Анализ полученных данных показывает, что исходя из значения показателя U можно выделить три основные группы пассажирских самолетов.

Первая группа – это пассажирские самолеты с турбореактивными двигателями.

В эту группу входят самолеты Боинг 707-120, Бак (Виккерс) VC-10, Мак Доннелл-Дуглас DC 10-10 и другие. Величина показателя U для этой группы находится в пределах $U = 10...45 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$.

Ко второй группе относятся самолеты с турбовинтовыми двигателями: Бристоль-175, Канадер CL-44, Локхид L-100-20-30 и др. Для этой группы величина U заключена в диапазоне $U = 12,36...50 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$.

Третью группу составляют пассажирские самолеты с поршневыми двигателями Дуглас DC-3С, Девилленд AS-57, Бристоль 170 и др. Показатель U для этой группы находится в пределах $U = 12...20 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$.

Таким образом, показатель U чувствителен к особенностям аэродинамической компоновки самолетов и может быть использован для оценки аэродинамической компоновки при проведении многовариантных проработок разрабатываемых и модернизируемых самолетов.

Установленные диапазоны и соответствующие им конструктивно-компоновочные решения могут быть использованы для решения обратной задачи, когда задан тип силовой установки и аэродинамическая схема самолета, его взлетная масса, площадь крыла, а требуется определить рациональные значения площади руля поперечного управления ЛА и расстояния вдоль размаха крыла от середины средней аэродинамической хорды руля до продольной оси самолета.

Аэродинамические характеристики маневренных самолетов с учетом отклонения органов управления креном могут быть определены с использованием экспериментальных методов, включающих в себя летный и трубный эксперименты, вычислительного эксперимента и полуэмпирических методов (рис. 7).

Значительные финансовые затраты исключают использование летного эксперимента на ранних стадиях проектирования при многовариантной проработке конструктивно-компоновочных решений.

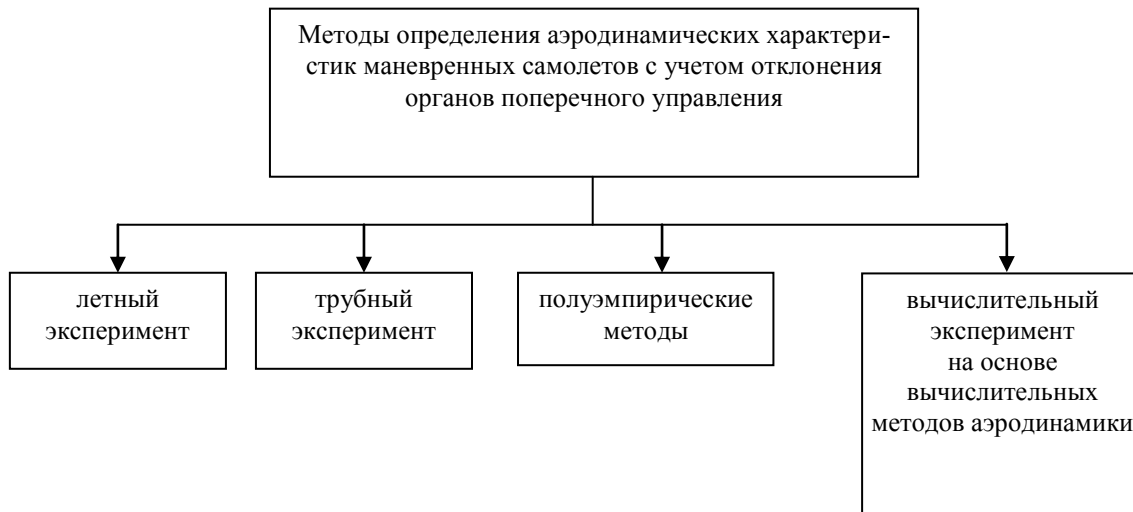


Рисунок 7 – Методы определения аэродинамических характеристик маневренных самолетов с учетом отклонения органов управления креном

Значительный прогресс в области математического моделирования аэродинамики ЛА, прошедший за последнее десятилетие, все же не позволил расчетным методам стать основным средством определения аэродинамических характеристик (АДХ) при проектировании ЛА. В настоящее время наиболее достоверным методом исследования АДХ перспективных и модернизируемых самолетов является трубный эксперимент [5].

Однако, трубный эксперимент имеет ограниченные возможности, что обуславливает комплексное использование вычислительных и экспериментальных методов при определении АДХ ЛА. Комбинированное применение различных методов исследования аэродинамики ЛА позволяет использовать преимущества этих методов при исключении их недостатков.

Разработан комплексный метод определения АДХ маневренных самолетов с учетом отклонения органов управления по крену, который основан на совместном использовании трубного эксперимента, полуэмпирического метода и ММДВ в плоскопараллельной и пространственной постановке. На рис. 8 представлена структурно-логическая схема разработанного комплексного метода.

На этапе формирования потребного управления ЛА стоит задача определения потребного управления при выполнении типовой задачи боевого применения. Для решения этой задачи предлагается следующая математическая модель.

Рассмотрим закон изменения момента количества движения ЛА [6]:

$$\frac{d\vec{K}}{dt} = \vec{M}_R - \vec{\omega} \times \vec{K}, \quad (4)$$

где \vec{K} – момент количества движения ЛА; \vec{M}_R – результирующий момент, действующий на ЛА; $\vec{\omega}$ – вектор угловой скорости вращения связанных с ЛА осей.

Проекции вектора \vec{K} на оси связанной с ЛА системы координат имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} K_x &= I_x \omega_x - I_{xy} \omega_y - I_{xz} \omega_z; \\ K_y &= -I_{xy} \omega_x + I_y \omega_y - I_{yz} \omega_z; \\ K_z &= -I_{xz} \omega_x - I_{yz} \omega_y + I_z \omega_z. \end{aligned} \quad (5)$$

Если ЛА имеет плоскость симметрии, то $I_{xz} = I_{yz} = 0$ и уравнения (5) упрощаются.

Спроецируем вектор \vec{K} (4) с учетом уравнений (5) на оси связанной системы координат:

$$I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z + I_{xy} (\omega_x \omega_z - \dot{\omega}_y) = M_{Rx};$$

$$I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_z \omega_x - I_{xy} (\omega_y \omega_z + \dot{\omega}_x) = M_{Ry};$$

$$I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y + I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) = M_{Rz}.$$

(6)

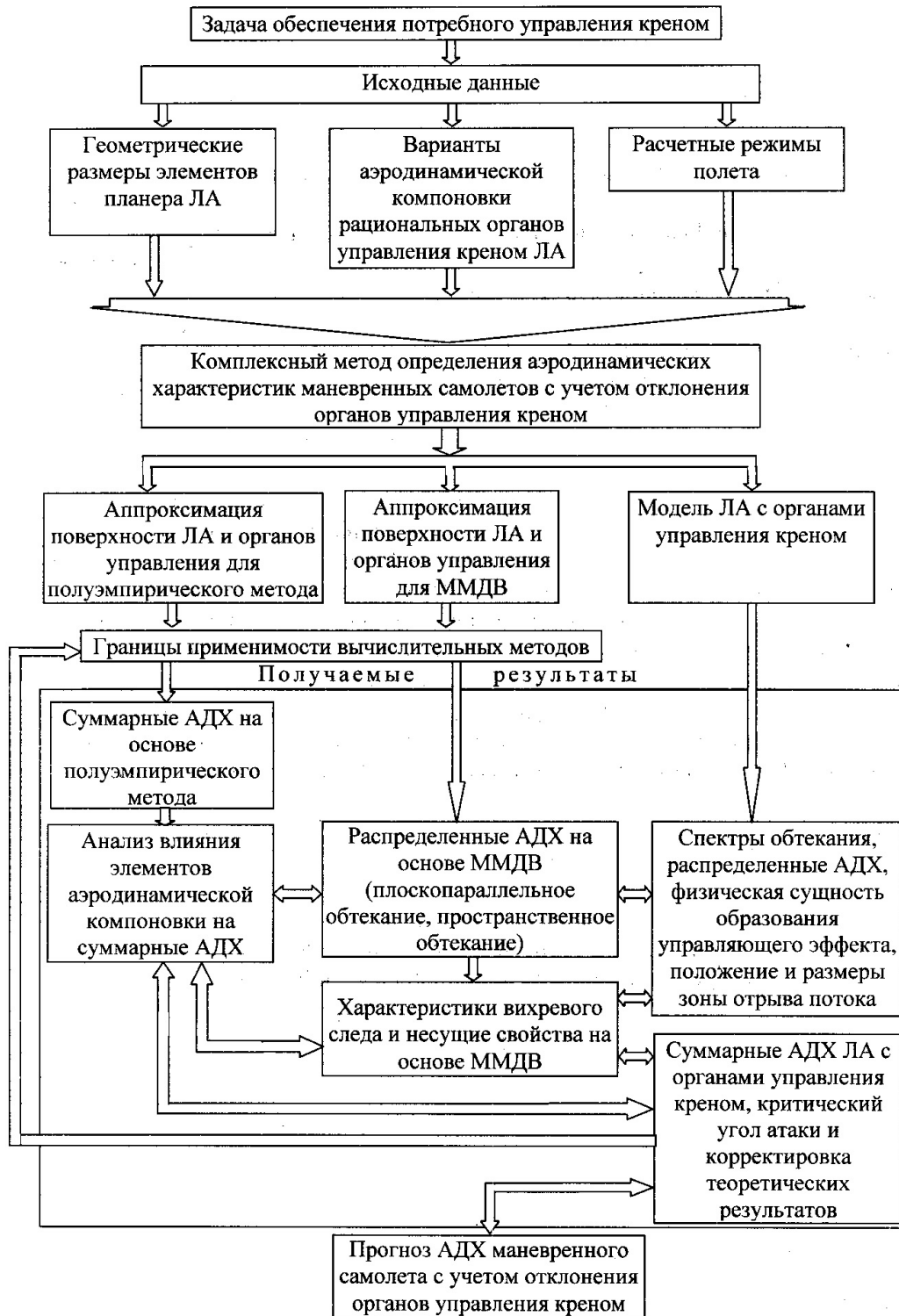


Рисунок 8 – Структурно-логическая схема комплексного метода определения аэродинамических характеристик маневренных самолетов с учетом отклонения органов управления креном

Правые части уравнений системы (6) являются суммой произведений аэродинамических производных коэффициентов моментов по кинематическим параметрам и углам отклонения органов управления и соответствующих параметров. Величины отклонения органов управления в системе (7) являются неизвестными и подлежат определению:

$$\begin{aligned} M_{Rx} &= (m_x^\beta \beta + m_x^{\omega_x} \omega_x + m_x^{\omega_y} \omega_y + m_x^{\delta_3} \delta_3 + m_x^{\delta_H} \delta_H) qSl = m_x qSl; \\ M_{Ry} &= (m_y^\beta \beta + m_y^{\omega_x} \omega_x + m_y^{\omega_y} \omega_y + m_y^{\delta_3} \delta_3 + m_y^{\delta_H} \delta_H) qSl = m_y qSl; \\ M_{Rz} &= (m_z(\alpha) + m_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + m_z^{\omega_z} \omega_z + m_z^{\varphi_{ct}} \varphi_{ct}) qSb_a = m_z qSb_a. \end{aligned} \quad (7)$$

Входящие в систему (6) угловые скорости $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ находятся из уравнений связи между угловыми скоростями в скоростной $\omega_{x_a}, \omega_{y_a}, \omega_{z_a}$ и связанной системах координат:

$$\begin{aligned} \omega_x &= \omega_{x_a} \cos \alpha \cos \beta + \omega_{y_a} \sin \alpha - \omega_{z_a} \cos \alpha \sin \beta + \dot{\beta} \sin \alpha; \\ \omega_y &= -\omega_{x_a} \sin \alpha \cos \beta + \omega_{y_a} \cos \alpha + \omega_{z_a} \sin \alpha \sin \beta + \dot{\beta} \cos \alpha; \\ \omega_z &= \omega_{x_a} \sin \beta + \omega_{z_a} \cos \beta + \dot{\alpha}. \end{aligned} \quad (8)$$

А, в свою очередь, угловые скорости в скоростной системе координат $\omega_{x_a}, \omega_{y_a}, \omega_{z_a}$ определяются из следующих кинематических соотношений:

$$\begin{aligned} \omega_{x_a} &= \dot{\gamma}_a + \dot{\psi}_a \sin \vartheta_a; \\ \omega_{y_a} &= \dot{\psi}_a \cos \gamma_a \cos \vartheta_a + \dot{\vartheta}_a \sin \gamma_a; \\ \omega_{z_a} &= \dot{\vartheta}_a \cos \gamma_a - \dot{\psi}_a \cos \vartheta_a \sin \gamma_a, \end{aligned} \quad (9)$$

где $\gamma_a, \vartheta_a, \psi_a$ – скоростные углы крена, тангажа и рыскания.

Входящие в уравнения (9) углы $\vartheta_a, \psi_a, \gamma_a$ определяются с использованием уравнений динамики движения центра масс в форме перегрузок в проекциях на оси скоростной системы координат:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= g(n_{x_a} - \sin \vartheta_a); \\ \dot{\vartheta}_a &= \frac{g}{V}(n_{y_a} \cos \gamma_a - \cos \vartheta_a - n_{z_a} \sin \gamma_a); \\ \dot{\psi}_a &= -\frac{g}{V \cos \vartheta_a}(n_{y_a} \sin \gamma_a + n_{z_a} \cos \gamma_a). \end{aligned} \quad (10)$$

Для определения положения центра масс ЛА используется кинематическое уравнение движения центра масс ЛА в проекциях на оси нормальной земной системы координат:

$$\begin{aligned} \dot{X}_g &= V \cos \vartheta_a \cos \psi_a; \\ \dot{Y}_g &= V \sin \vartheta_a; \\ \dot{Z}_g &= -V \cos \vartheta_a \sin \psi_a, \end{aligned} \quad (11)$$

где X_g, Y_g, Z_g – координаты истребителя в нормальной земной системе координат.

Приведенная система уравнений (6), (8), (9), (10), (11) является незамкнутой и для решения ее необходимо дополнить уравнениями, в качестве которых используются уравнения, описывающие условия полета ЛА.

Рассмотрим формирование дополнительных уравнений на примере задачи перехвата движущейся воздушной цели, являющейся одной из основных типовых задач, решаемых истребителем. В этом случае

дополнительными уравнениями являются кинематические уравнения наведения, вытекающие из кинематической схемы наведения истребителя A на воздушную цель B .

Дополним систему уравнений уравнением, описывающим скалярное произведение вектора скорости перехватчика \vec{V} и вектора \vec{l}_{AB} , точка приложения которого расположена в центре масс перехватчика A , а конец – в центре масс цели B (рис. 9):

$$\vec{l}_{AB}\vec{V} - l_{AB}V \cos \varepsilon = 0, \quad (12)$$

где ε – угол визирования перехватчика (рис. 9) – угол между вектором V и направлением \vec{l}_{AB} .

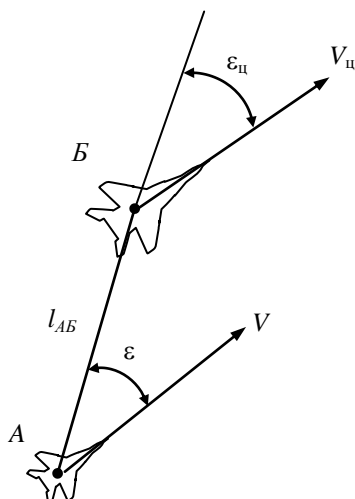


Рисунок 9

Выразим уравнение (12) в декартовых координатах:

$$\begin{aligned} & \dot{X}_g (X_g - X_{g_{ц}}) + \dot{Y}_g (Y_g - Y_{g_{ц}}) + \dot{Z}_g (Z_g - Z_{g_{ц}}) - \\ & - V \sqrt{(X_g - X_{g_{ц}})^2 + (Y_g - Y_{g_{ц}})^2 + (Z_g - Z_{g_{ц}})^2} \cos \varepsilon = 0, \end{aligned} \quad (13)$$

где $X_{g_{ц}}, Y_{g_{ц}}, Z_{g_{ц}}$ – координаты центра масс цели в нормальной земной системе координат. Уравнение (13) описывает дополнительную связь между координатами перехватчика и цели.

Добавим также к системе уравнений уравнение для скорости сближения $V_{сб}$ перехватчика с целью:

$$V_{сб} = V \cos \varepsilon + V_{ц} \cos \varepsilon_{ц}, \quad (14)$$

где $V_{ц}$ – воздушная скорость цели; $\varepsilon_{ц}$ – угол между вектором скорости цели $V_{ц}$ и вектором \vec{l}_{AB} (рис. 9).

В процессе наведения параметры цели $X_{g_{ц}}, Y_{g_{ц}}, Z_{g_{ц}}, V_{ц}, \varepsilon_{ц}$ известны, а скорость сближения $V_{сб}$ будем считать заданной.

В итоге система уравнений для определения требуемого управления ЛА принимает следующий вид:

1. $\dot{X}_g = V_{xg} = V \cos \theta \cos \psi$;
2. $\dot{Y}_g = V_{yg} = V \sin \theta$;
3. $\dot{Z}_g = V_{zg} = -V \cos \theta \sin \psi$;
4. $V \cos \varepsilon + V_{ц} \cos \varepsilon_{ц} = V_{сб}$;
5. $V_{xg} (X_g - X_{g_{ц}}) + V_{yg} (Y_g - Y_{g_{ц}}) + V_{zg} (Z_g - Z_{g_{ц}}) -$
 $- V \sqrt{(X_g - X_{g_{ц}})^2 + (Y_g - Y_{g_{ц}})^2 + (Z_g - Z_{g_{ц}})^2} \cos \varepsilon = 0;$

$$\begin{aligned}
 6. \quad \dot{V} &= g(n_{xa} - \sin \theta); \\
 7. \quad \dot{\theta} &= \frac{g}{V}(n_{ya} \cos \gamma_a - \cos \theta - n_{za} \sin \gamma_a); \\
 8. \quad \dot{\psi} &= -\frac{g}{V \cos \theta}(n_{ya} \sin \gamma_a + n_{za} \cos \gamma_a); \\
 9. \quad \omega_{xa} &= \dot{\gamma}_a + \dot{\psi} \sin \theta; \\
 10. \quad \omega_{ya} &= \dot{\psi} \cos \gamma_a \cos \theta + \dot{\theta} \sin \gamma_a; \\
 11. \quad \omega_{za} &= \dot{\theta} \cos \gamma_a - \dot{\psi} \cos \theta \sin \gamma_a; \\
 12. \quad \omega_x &= \omega_{xa} \cos \alpha \cos \beta + \omega_{ya} \sin \alpha - \omega_{za} \cos \alpha \sin \beta + \dot{\beta} \sin \alpha; \\
 13. \quad \omega_y &= -\omega_{xa} \sin \alpha \cos \beta + \omega_{ya} \cos \alpha + \omega_{za} \sin \alpha \sin \beta + \dot{\beta} \cos \alpha; \\
 14. \quad \omega_z &= \omega_{xa} \sin \beta + \omega_{za} \cos \beta + \dot{\alpha}; \\
 15. \quad I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z + I_{xy} (\omega_x \omega_z - \dot{\omega}_y) &= (m_x^\beta \beta + m_x^{\omega_x} \omega_x + m_x^{\omega_y} \omega_y + m_x^{\delta_3} \delta_3 + \\
 &\quad + m_x^{\delta_H} \delta_H) qSl; \\
 16. \quad I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_z \omega_x - I_{xy} (\omega_y \omega_z + \dot{\omega}_x) &= (m_y^\beta \beta + m_y^{\omega_x} \omega_x + m_y^{\omega_y} \omega_y + m_y^{\delta_3} \delta_3 + \\
 &\quad + m_y^{\delta_H} \delta_H) qSl; \\
 17. \quad I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y + I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) &= (m_z(\alpha) + m_z^\alpha \dot{\alpha} + m_z^{\omega_z} \omega_z + m_z^{\varphi_{ст}} \varphi_{ст}) qSb_a.
 \end{aligned}
 \tag{15}$$

Полученная система уравнений (15) решается при заданных начальных условиях.

При решении уравнений (15) пространственное движение ЛА представляется в виде суперпозиции движений в горизонтальной и вертикальной плоскости. Первые 5 уравнений системы (15) решаются в этих плоскостях отдельно. При рассмотрении движения в горизонтальной и вертикальной плоскостях соответственно второе и третье уравнения системы (15) обращаются в тождественный ноль. Поэтому для каждой из плоскостей система уравнений состоит из четырех уравнений и содержит четыре неизвестных параметра: две координаты, угол и скорость полета V . После решения системы в одной из плоскостей для решения в оставшейся остаются неизвестными два параметра, что требует решения системы из двух уравнений. На рис. 10 в качестве примера точками 1', 2'... 4' и 1'', 2''... 4'' обозначено полученное при расчете положение центра масс ЛА в горизонтальной и вертикальной плоскостях соответственно в моменты времени t_1, t_2, \dots, t_4 .

По полученным значениям координат может быть определена пространственная траектория ЛА, обозначенная на рис. 10 точками 1, 2 ... 4.

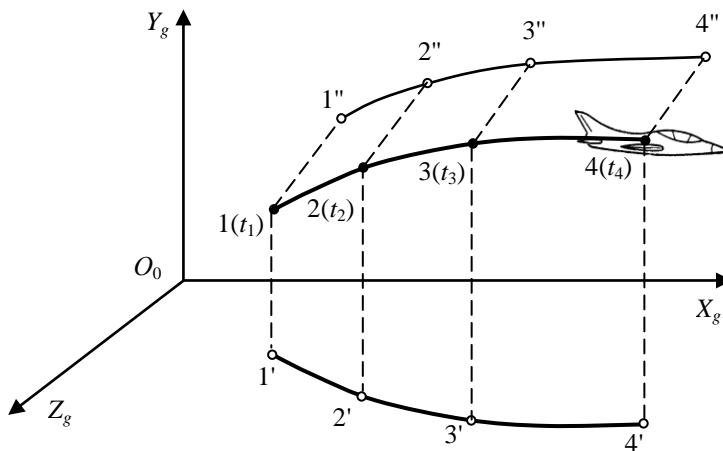


Рисунок 10 – Траектория полета ЛА и ее проекции на горизонтальную и вертикальную плоскость

Найденная в результате решения уравнений системы (15) траектория полета ЛА является заданной. Однако, реальная траектория на практике отличается от заданной. Обозначим через $\delta X_g, \delta Y_g, \delta Z_g, \delta V, \delta \theta, \delta \psi$ разницу между соответствующими параметрами заданной и реальной траекторий полета. Тогда можем записать:

$$\begin{aligned} X_g - X_{g3} &= \delta X_g ; \\ Y_g - Y_{g3} &= \delta Y_g ; \\ Z_g - Z_{g3} &= \delta Z_g ; \\ V - V_3 &= \delta V ; \\ \theta - \theta_3 &= \delta \theta ; \\ \psi - \psi_3 &= \delta \psi , \end{aligned} \tag{16}$$

где индексом "з" обозначены заданные значения параметров.

С учетом (16) параметры, входящие в систему уравнений (12) представим в виде:

$$\begin{aligned} X_g &= X_{g3} + \delta X_g ; \\ Y_g &= Y_{g3} + \delta Y_g ; \\ Z_g &= Z_{g3} + \delta Z_g ; \\ V &= V_3 + \delta V ; \\ \theta &= \theta_3 + \delta \theta ; \\ \psi &= \psi_3 + \delta \psi . \end{aligned} \tag{17}$$

Таким образом, если использовать представление (17), то определенное в результате решения системы уравнений (15) потребное управление будет учитывать отклонение траектории и параметров полета от заданных. Задачей управления, кроме выдерживания заданной траектории, будет являться также сведение к минимуму рассогласования между реальными и заданными параметрами полета.

Предельные отклонения координат и скорости перехватчика в уравнениях (16) являются нормируемыми величинами. Величины отклонений остальных параметров определяются в процессе решения уравнений системы (15) по известным $\delta X_g, \delta Y_g, \delta Z_g, \delta V, \delta \theta, \delta \psi$.

Предложенная математическая модель может быть использована для исследования заданных траекторий и параметров полета истребителя при перехвате движущихся воздушных целей.

Выводы

Таким образом, по результатам проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

1. Разработан комплексный метод синтеза аэродинамической компоновки рациональных органов управления креном маневренного самолета, позволяющий на ранних стадиях проектирования из альтернативных вариантов аэродинамических компоновок органов поперечного управления выбрать рациональный, обеспечивающий максимальную скорость крена на заданном режиме полета.
2. Разработан комплексный метод определения аэродинамических характеристик маневренных самолетов с учетом отклонения органов управления креном на основе совместного использования трубного эксперимента, полуэмпирического метода и модифицированного метода дискретных вихрей.
3. Усовершенствован метод определения потребного управления летательным аппаратом на основе решения обратной задачи динамики полета с использованием кинематических уравнений наведения.

Литература

1. Ганиев Ф.И., Новад А.А., Петренко В.Н., Счисленок А.М., Тарасенков А.М., Трембач В.М. Летно-технические характеристики самолета МиГ-29. / Под общ. ред. А.М. Тарасенкова. – М. : ВВИА им. проф.

Н.Е. Жуковского. – 1985. – 85 с.

2. Анипко О.Б. Концептуальное проектирование объектов бронетанковой техники: монография / О.Б. Анипко, М.Д. Борисюк, Ю.М. Бусяк. – Харьков : НТУ «ХПИ». – 2008. – 196 с.

3. Ковтонюк И.Б. Статический показатель рациональности аэродинамической компоновки органов поперечного управления самолета // Интегровані технології та енергозбереження. Щоквартальний науково-практичний журнал. – Харків : НТУ «ХПИ». – 2011. – №1.– с. 32–34.

4. Ковтонюк И.Б., Анипко О.Б., Иленко Е.Ю., Ковтонюк Я.И. Статический показатель рациональности аэродинамической компоновки органов управления истребителя для оценки влияния принимаемых конструктивно-компоновочных решений на эффективность поперечного управления // Интегровані технології та енергозбереження. Щоквартальний науково-практичний журнал. – Харків: НТУ «ХПИ». – 2011. – №2.– с. 135–138.

5. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. – М. : Наука, Физматлит. – 1998. – 816 с.

6. Бюшгенс Г.С. Динамика самолета. Пространственное движение. – М. : Машиностроение. – 1983. – 320 с.

УДК 629.73.017.2

Ковтонюк І. Б.

РАЦІОНАЛЬНИЙ СИНТЕЗ АЕРОДИНАМІЧНОГО КОМПОНУВАННЯ ОРГАНІВ УПРАВЛІННЯ КРЕНОМ МАНЕВРЕНОГО ЛІТАКА

Розроблений метод раціонального синтезу аеродинамічного компоновання органів управління креном маневреного літака, який дозволяє з альтернативних варіантів аеродинамічного компоновання органів поперечного управління вибрати раціональний, який забезпечує максимальну швидкість крену на заданому режимі польоту.

Kovtonyuk I. B.

RATIONAL SYNTHESIS OF AERODYNAMIC ARRANGEMENT OF ORGANS OF MANAGEMENT OF MANOEUVRE AIRPLANE A HEEL

This research paper describes rational synthesis method of aerodynamic arrangement of maneuverable aircraft roll controls. It allows to choose rational way which provides high speed of aircraft roll at basic flight reference from alternative variants of aerodynamic arrangement of aircraft lateral controls.