

УДК 629.73.017.2

И.Б. Ковтонюк

Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков

ОБОСНОВАНИЕ ПУТЕЙ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ПОКАЗАТЕЛЕЙ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКУЮ КОМПОНОВКУ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ КРЕНОМ САМОЛЕТА

Рассмотрены укрупненные показатели, определяющие аэродинамическую компоновку органов управления креном на этапе концептуального проектирования.

Ключевые слова: аэродинамическая компоновка, концептуальное проектирование, маневренные самолеты, сложная техническая система.

Введение

В современных условиях реализуются научно-технические программы создания новых поколений вооружения и военной техники, качественно отличающихся от существующих. Однако, разработка перспективного вооружения доступна лишь нескольким развитым странам мира, обладающим соответствующим научно-техническим, технологическим и производственным потенциалом.

Разработка и модернизация военной техники является сложной научно-прикладной проблемой.

Необходимый уровень техники формируется путем проведения многовариантных проработок, анализа достаточно большого количества альтернативных вариантов и выбора рационального варианта.

Принципиальные конструктивно-компоновочные решения должны приниматься уже на этапе концептуального проектирования, являющемся ключевым этапом проектирования и характеризующемся высокой степенью ответственности [1, 2].

Концептуальные проработки могут опираться на различного рода моделирование. Однако, полностью адекватное моделирование процессов, происходящих при функционировании военной техники, не представляется возможным из-за отсутствия адекватных моделей.

Следует также учесть тот факт, что до сих пор разработчики сталкиваются с неизвестными эффектами, формализованное описание которых отсутствует. Таким образом, технические решения, основанные на моделировании, требуют последующей доводки на поздних этапах разработки, что приводит к существенному увеличению стоимости и затрат времени.

Поэтому на этапе концептуального проектирования целесообразно использовать укрупненные показатели и соотношения, позволяющие принимать технические решения на ранних этапах проектирования с учетом обеспечения непротиворечивого проектирования.

Численные значения укрупненных показателей, полученные на основе статистических данных реализованных проектов, позволяют установить жесткие непересекающиеся однозначные диапазоны изменения этих показателей для военной техники различных типов. После установления таких диапазонов показатели могут быть использованы в качестве критериев при принятии конструктивно-компоновочных решений.

Справедливость такого подхода для сложных технических систем (СТС) типа “подвижная платформа – силовая установка” была обоснована еще в конце XIX века. В. И. Афанасьев на основе анализа большого количества экспериментальных данных ходовых испытаний кораблей впервые предложил метод адмиралтейских коэффициентов, который базируется на аналитической зависимости между водоизмещением, скоростью корабля и мощностью энергетической установки, необходимой для получения данной скорости [3, 4]. Такой подход позволил сократить объемы предварительных расчетов и свести их к нескольким часам при определении основных параметров корабля.

К сложным техническим системам типа “подвижная платформа – силовая установка” относятся также и самолеты. Корабли и самолеты находятся в различных средах (жидкость, воздух) и отличаются диапазонами скоростей и степенью свободы в пространстве, однако, при разработке такой техники может быть применен единый системный подход.

Развитие боевой авиационной техники в современных условиях неразрывно связано с разработкой и модернизацией маневренных самолетов.

Решение задач истребительной авиации требует максимального использования маневренных возможностей истребителя, которые непрерывно совершенствуются. Одним из важнейших требований к истребителям пятого поколения является «сверхманевренность», то есть способность сохранять устойчивость и управляемость на углах атаки 90 градусов и более [5, 6]. Высокая маневренность также

является одной из составляющих защищенности самолета. Эффективность переносных и возимых средств противовоздушной обороны ПВО сухопутных войск и авиационного ракетного вооружения существенно возросли, поэтому повышение маневренности является ключевым моментом для обеспечения требуемого уровня защищенности истребителя. В качестве примера использования высокой маневренности в целях защиты можно привести маневр для срыва наведения и уклонения от ракет противника при ведении дальнего ракетного боя за пределами визуальной видимости [6].

Маневренность самолета, в основном, определяется величиной располагаемой нормальной перегрузки. Чем больше нормальная перегрузка при выполнении маневра, тем меньше радиус кривизны траектории и выше маневренность.

В свою очередь, величина нормальной перегрузки зависит от допустимого угла атаки $\alpha_{\text{доп}}$, который является максимальным углом атаки, разрешенным при летной эксплуатации ЛА. Чем больше $\alpha_{\text{доп}}$, тем больше допустимая нормальная перегрузка $n_{y_{\text{доп}}}$ и выше маневренные характеристики самолета.

Характеристики маневренности современных истребителей тесно взаимосвязаны с характеристиками поперечной управляемости. Для большинства современных истребителей величина допустимого угла атаки и допустимой нормальной перегрузки ограничены возможностью поперечного управления. Традиционные рули – элероны и флапероны – на углах атаки α более $20...25^\circ$ попадают в обширные отрывные зоны на крыле и теряют свою аэродинамическую эффективность. Это явление характерно для полета на дозвуковых скоростях. Потеря аэродинамической эффективности органов управления креном не позволяет выполнить полет на больших углах атаки и полностью реализовать возможности планера ЛА по созданию нормальной перегрузки. Несущие свойства маневренного самолета, обеспечиваемые интегральной аэродинамической компоновкой современных истребителей, позволяют выполнять полет до углов атаки, значительно превышающих $20...25^\circ$, однако самолет на этих режимах неуправляем по крену, что недопустимо для летной эксплуатации ЛА. Маневренные возможности самолета реализуются лишь частично.

На самолете Су-27 эффективность флаперонов сохраняется до угла атаки $\alpha = 28^\circ$ (рис. 1). Максимальная располагаемая скорость крена при этом составляет около 20 град/с [7] (рис. 2).

Основные пилотажные особенности самолета МиГ-29 также связаны с поперечной управляемостью [8]. На рис. 3 приведены данные для осредненного по числам Маха и видам подвесок вооружения

значения максимальной располагаемой скорости крена ω_x в зависимости от угла атаки.

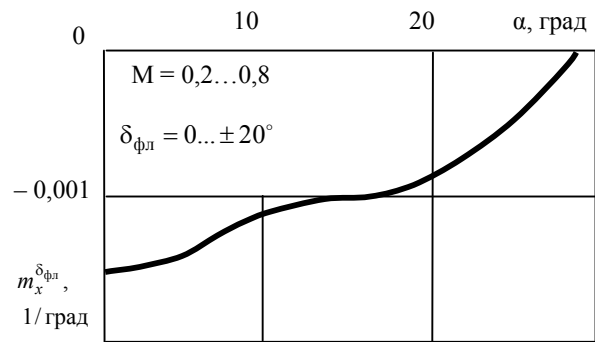


Рис. 1. Эффективность флаперонов самолета Су-27

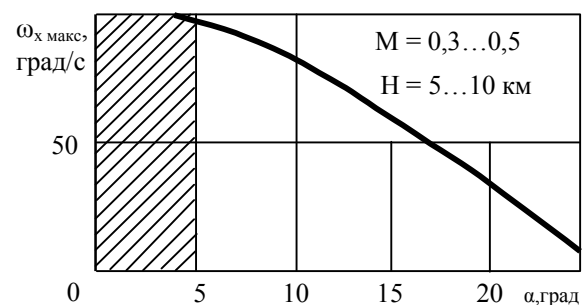


Рис. 2. Максимальная располагаемая скорость крена самолета Су-27

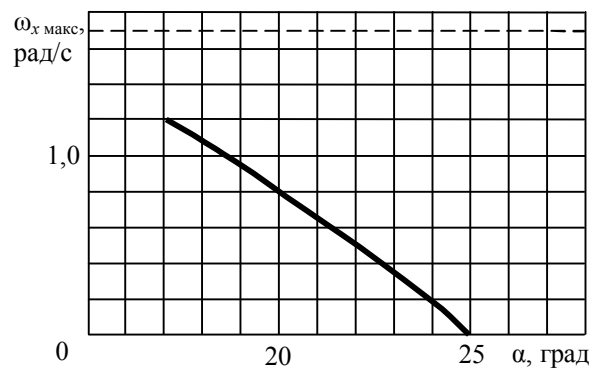


Рис. 3. Максимальная располагаемая скорость крена самолета МиГ-29

Аэродинамическая эффективность аэродинамических органов управления креном на больших углах атаки необходима также и для самолетов, использующих силовую установку с отклоняемым вектором тяги. Управление такими самолетами в боковом канале осуществляется в том числе посредством дифференциального отклонения реактивных сопел двигателей, создающих одновременно момент крена и момент рыскания, при этом момент крена парируется отклонением аэродинамических органов управления [9].

Повышение аэродинамической эффективности органов управления креном на больших углах атаки

реализуется путем формирования аэродинамической компоновки органов поперечного управления, обеспечивающей создание управляющего поперечного момента на этих режимах полета.

Конструктивно-компоновочные решения, направленные на обеспечение управляемости по крену на больших углах атаки должны быть приняты на этапе концептуального проектирования и опираться на использование укрупненных показателей.

Разработка укрупненных показателей, позволяющих на ранних этапах проектирования определять непротиворечивые параметры конструктивно-компоновочных решений, является одной из важнейших задач теории проектирования ЛА, что дает возможность избежать крупных просчетов на этапе концептуального проектирования.

Таким образом, в настоящее время научно-прикладная проблема рационального синтеза аэродинамической компоновки органов управления креном маневренного самолета на ранних стадиях проектирования и усовершенствование соответствующего научно-методического аппарата являются актуальными.

Целью данной статьи является обзор и анализ укрупненных показателей, определяющих аэродинамическую компоновку органов управления креном на этапе концептуального проектирования, и обоснование путей их дальнейшего совершенствования.

Основной материал

От выбора параметров органов управления креном зависят другие этапы разработки ЛА. Так, определение параметров органов поперечного управления на начальной стадии проектирования необходимо для определения их шарнирных моментов и потребных скоростей отклонения, которые являются одними из основных исходных данных при проектировании системы управления [10].

Параметры органов управления креном влияют также и на другие параметры и характеристики летательного аппарата.

Площадь элеронов обычного типа $S_э$ определяется исходя из статистических данных и составляет 3...8 % от площади крыла S [11].

На ранних стадиях проектирования площадь элеронов $S_э$ может быть определена по приближенному выражению для статического момента элерона $A_э$ (рис. 4).[11]:

$$A_э = \frac{S_{об.э} L_a}{SL}, \quad (1)$$

где $S_{об.э}$ – площадь крыла, обслуживаемая элероном;

L_a – расстояние между центрами масс половин площади $S_{об.э}$;

S – площадь крыла;

L – размах крыла.

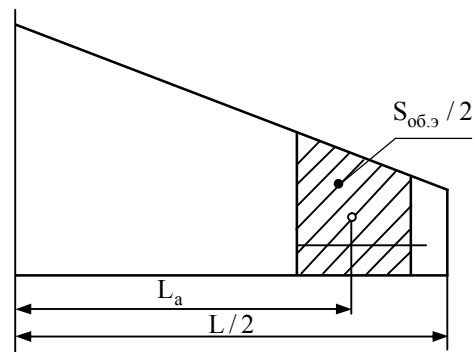


Рис. 4. Определение площади элеронов на ранних стадиях проектирования

Величина статического момента элерона $A_э$ согласно статистическим данным составляет $A_э = 0,05...0,07$.

Выражение (1) не учитывает аэродинамическую нагрузку, действующую на крыло в полете, от которой зависит управляющий момент крена, создаваемый элеронами.

На этапе проектирования аэродинамическая нагрузка неизвестна, поскольку она зависит от площади крыла, тяги двигателя, веса самолета, которые также подлежат определению. Тяговооруженность и удельная нагрузка на крыло существенным образом влияют на весовой баланс самолета и его взлетную массу [11].

Таким образом, имеет место процесс последовательных приближений и используемые показатели должны обеспечивать незначительное число итераций.

В соотношении (1) не учтен также такой параметр, как сужение крыла η , влияющий на аэродинамическую эффективность элеронов. При увеличении η на дозвуковых скоростях аэродинамическая эффективность элеронов уменьшается [12]. Увеличение η приводит к уменьшению площади S и массы крыла.

В работе [13] разработан статический показатель рациональности аэродинамической компоновки органов управления креном самолета U :

$$U = \frac{\bar{S}_p \bar{L}_p \sigma}{\eta}, \quad (2)$$

где \bar{S}_p – относительная площадь органа поперечного управления ЛА;

\bar{L}_p – относительное расстояние вдоль размаха крыла от середины средней аэродинамической хорды

ды органа управления креном ЛА до продольной оси самолета;

η – сужение крыла;

σ – удельная нагрузка на крыло, $\text{H}/\text{м}^2$.

В работах [14, 15] определены значения показателя U для различных групп истребителей и пассажирских самолетов.

Для истребителей показатель U находится в диапазоне $U = 60 \dots 170 \text{ H}/\text{м}^2$, для пассажирских самолетов – в пределах $U = 10 \dots 47,87 \text{ H}/\text{м}^2$. Была установлена однозначность диапазонов изменения U для различных типов ЛА, следовательно, U можно использовать как критерий при принятии конструктивно-компоновочных решений.

Установлено, что статический показатель рациональности аэродинамической компоновки органов поперечного управления самолета чувствителен к особенностям аэродинамической компоновки ЛА и его органов управления креном.

Так, для истребителей, выполненных по нормальной аэродинамической схеме и использующих для поперечного управления флапероны, U составляет $U = 120 \dots 170 \text{ H}/\text{м}^2$.

Для истребителей, выполненных по нормальной аэродинамической схеме и использующих для управления по крену элероны, величина U заключена в диапазоне $U = 90 \dots 100 \text{ H}/\text{м}^2$. Для истребителей, выполненных по схеме “утка”, показатель U составляет $U = 60 \dots 80 \text{ H}/\text{м}^2$ [14].

Разработанный показатель U в отличие от статического момента элерона A_3 , позволяет проводить при выполнении многовариантных проработок разрабатываемых и модернизируемых самолетов сравнительную оценку аэродинамической компоновки с учетом плеча действия и величины аэродинамической нагрузки, действующей на орган управления креном при создании управляющего поперечного момента, а также сужения крыла η .

Следует отметить, что для такого органа управления креном, как интерцептор, какие-либо показатели, определяющие параметры его аэродинамической компоновки, на данный момент времени не разработаны и их разработка является одним из направлений дальнейшего совершенствования теории проектирования ЛА.

Анализ показателя U и летно-технических характеристик истребителей показывает, что существует соответствие между показателем U и тяговооруженностью истребителя μ . Тяговооруженность самолета μ влияет на перегрузку установившегося разворота и, следовательно, на маневренные характеристики истребителя.

Для первой группы истребителей, выполненных по нормальной схеме и использующих флапе-

роны, тяговооруженность находится в диапазоне $\mu = 1,045 \dots 1,05$.

Для второй группы истребителей, выполненных по нормальной схеме и использующих элероны, μ лежит в пределах $\mu = 1,089 \dots 1,132$.

Для третьей группы истребителей, выполненных по схеме “утка”, тяговооруженность μ меньше единицы и составляет $\mu = 0,859 \dots 0,982$.

Зависимость показателя U от тяговооруженности μ для первой и второй групп истребителей может быть приближенно выражена по линейному закону (рис. 5):

$$U = -565,9\mu + 713,33, \quad (3)$$

для U , находящихся в диапазоне $97 \leq U \leq 120 \text{ H}/\text{м}^2$, и μ , находящейся в диапазоне $1,05 \leq \mu \leq 1,09$.

Наряду с широко используемыми органами поперечного управления существуют так называемые “нетрадиционные” органы управления креном ЛА [16]. К “нетрадиционным” органам поперечного управления относятся: интерцептор, расположенный на нижней поверхности крыла, дифференциально отклоняемые половины наплыва крыла, поворотные аэродинамические гребни, дифференциально отклоняемый верхний план бипланного крыла и другие органы [16].

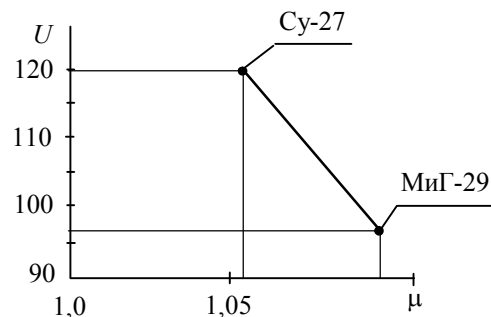


Рис. 5. Зависимость показателя U от тяговооруженности μ

В работе [16] разработан модифицированный статический показатель рациональности аэродинамической компоновки органов управления креном маневренного самолета с “нетрадиционными” органами поперечного управления U^* .

Для интерцептора, расположенного на нижней поверхности крыла, показатель U^* составляет $U^* = 5 \dots 7 \text{ H}/\text{м}^2$, для поворотных аэродинамических гребней $U^* = 6 \dots 8 \text{ H}/\text{м}^2$.

Для дифференциально отклоняемых половин наплыва крыла $U^* = 3 \dots 5 \text{ H}/\text{м}^2$.

Выводы

Таким образом, на основании проведенного обзора и анализа укрупненных показателей, определяющих аэродинамическую компоновку органов управления креном на этапе концептуального проектирования установлено, что статический показатель рациональности аэродинамической компоновки органов управления креном U по сравнению с существующими позволяет более полно учесть факторы, влияющие на аэродинамическую эффективность органов поперечного управления. Показатель U и его модифицированный вариант U^* могут быть использованы при синтезе аэродинамической компоновки органов поперечного управления модернизируемых и перспективных маневренных самолетов.

Перспектива дальнейших исследований в данном направлении состоит в совершенствовании разработанных показателей, определяющих аэродинамическую компоновку органов управления креном, и разработке новых укрупненных показателей, более полно учитывающих факторы, влияющие на нее.

Список литературы

1. Концептуальное проектирование самолетов / [В.А. Комаров, Н.М. Боргест, И.П. Вислов и др.]; под общ. ред. В.А. Комарова. – Самара: СГАУ, 2007. – 92 с.
2. Анипко О.Б. Концептуальное проектирование объектов бронетанковой техники / О.Б. Анипко, М.Д. Борисюк, Ю.М. Бусяк. – Х.: НТУ «ХПИ», 2008. – 196 с.
3. Афанасьев В.И. Боевые скорости военных судов / В.И. Афанасьев // Морской сборник. – 1896. – № 5. – С. 103-125.
4. Воспоминания и очерки / А.И. Крылов. – М.: АН СССР, 1956. – 883 с.
5. Булат П.В. На пути к пятому и шестому поколению. Ч. I. [Электрон. ресурс]. – Режим доступа: <http://paralay.com/>.
6. Булат П.В. О сравнении истребителей четвертого и пятого поколения. Ч. II. [Электрон. ресурс]. – Режим доступа: <http://paralay.com/>.
7. Летно-технические характеристики самолета Су-27 / [М.С. Архипов, В.К. Игнаткин, В.Г. Момджи и др.]; под ред. А.И. Нелюбова. – М.: ВВИА им. проф. М.Е. Жуковского, 1988. – 139 с.

8. Летно-технические характеристики самолета Миг-29 / [Ф.И. Ганиев, А.А. Новад, В.Н. Петренко и др.]; под общ. ред. А.М. Тарасенкова. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1985. – 85 с.

9. ПАК ФА Т-50 – Стелс машины. [Электрон. ресурс]. – Режим доступа: paralay.com/pakfa/pakfa.html.

10. Проектирование самолетов / [А.А. Бадягин, С.М. Егер, В.Ф. Мишин и др.]. – М.: Машиностроение, 1972. – 516 с.

11. Проектирование самолетов / [А.А. Бадягин, С.М. Егер, В.Ф. Мишин и др.]; под ред. С.М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

12. Гребеников А.Г. Разработка аванпроекта самолета / А.Г. Гребеников, А.К. Мясца, В.Н. Клименко. – Х.: НАУ им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2010. – 233 с.

13. Ковтонюк И.Б. Статический показатель рациональности аэродинамической компоновки органов поперечного управления самолета / И.Б. Ковтонюк // Интегровані технології та енергозбереження: щоквартальний наук.-пр. ж. – Х.: НТУ «ХПИ», 2011. – №1. – С. 32-34.

14. Статический показатель рациональности аэродинамической компоновки органов управления истребителя для оценки влияния принимаемых конструктивно-компоновочных решений на эффективность поперечного управления / О.Б. Анипко, И.Б. Ковтонюк, Е.Ю. Иленко, Я.И. Ковтонюк // Интегровані технології та енергозбереження: щоквартальний наук.-пр. ж. – Х.: Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», 2011. – №2. – С. 135-138.

15. Анипко О.Б. Статический показатель рациональности аэродинамической компоновки органов поперечного управления пассажирских самолетов / О.Б. Анипко, И.Б. Ковтонюк // Наука і техніка Повітряних Сил ЗС України: наук.-техн. ж. – Х.: ХУПС, 2012. – №1(7). – С. 45-47.

16. Ковтонюк И.Б. Модифицированный статический показатель рациональности аэродинамической компоновки органов управления креном маневренного самолета с "нетрадиционными" органами поперечного управления / И.Б. Ковтонюк, О.Б. Анипко, А.Г. Зинченко // 36. наук. пр. Харківського університету Повітряних Сил. – Х.: ХУПС, 2012. – № 4(33). – С. 23-26.

Поступила в редколлегию 29.03.2012

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

ОБГРУНТУВАННЯ ШЛЯХІВ ВДОСКОНАЛЕННЯ ПОКАЗНИКІВ, ЩО ВИЗНАЧАЮТЬ АЕРОДИНАМІЧНЕ КОМПОНУВАННЯ ОРГАНІВ УПРАВЛІННЯ КРЕНОМ ЛІТАКА

І.Б. Ковтонюк

Розглянуті укрупнені показники, що визначають аеродинамічне компонування органів управління креном на етапі концептуального проектування.

Ключові слова: аеродинамічне компонування, концептуальне проектування, маневрені літаки, складна технічна система.

STUDY WAYS TO IMPROVE THE INDEXES, DETERMINING AERODYNAMIC ARRANGEMENT OF LATERAL CONTROLS OF AIRCRAFT

I.B. Kovtonyuk

Large-sized indexes, determining aerodynamic arrangement of lateral controls on the stage of conceptual design, are considered.

Keywords: aerodynamic arrangement, conceptual design, maneuverable aircraft, complex technical system.