

Літальні апарати: аеродинаміка, силові установки, обладнання та озброєння

УДК 629.73.017.2

О.Б. Анипко, И.Б. Ковтонюк, А.Г. Зинченко

Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков

МОДИФИЦИРОВАННЫЙ СТАТИЧЕСКИЙ ПОКАЗАТЕЛЬ РАЦИОНАЛЬНОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ КРЕНОМ МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА С “НЕТРАДИЦИОННЫМИ” ОРГАНАМИ ПОПЕРЕЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Определены значения статического показателя рациональности аэродинамической компоновки органов управления креном для маневренных самолетов, использующих “нетрадиционные” органы поперечного управления.

Ключевые слова: аэродинамическая компоновка, концептуальное проектирование, маневренные самолеты, органы управления креном.

Введение

В современных условиях, в соответствии с направлениями развития военной авиации, большое внимание уделяется разработке и модернизации многофункциональных маневренных самолетов, таких как ПАК ФА (Россия), F-22, F-35 (США).

Разработка и модернизация маневренного самолета после определения приоритетов его создания предполагает принятие конструкторских и инженерных решений по разработке аэродинамической компоновки, структуры и конструкции перспективного маневренного самолета, которые должны обеспечить при определенных ограничениях наиболее эффективное достижение поставленных целей [1]. Ключевым этапом разработки маневренного самолета является этап концептуального проектирования, формирующий принципиальный характер технического решения и характеризующийся высокой степенью ответственности [2].

Отработка аэродинамической компоновки летательного аппарата (ЛА) происходит на этапе концептуального проектирования, который включает выбор аэродинамической схемы самолета, взаимного расположения крыла и фюзеляжа, аэродинамическую компоновку оперения и органов управления [3].

При формировании аэродинамической компоновки маневренного самолета одной из важнейших научно-прикладных проблем является проблема синтеза аэродинамической компоновки органов управления креном. Важность этой проблемы обусловлена тем, что маневренность является одним из основных качеств самолета-истребителя, а управляемость – одно из свойств, обеспечивающих ее. При этом современные маневренные самолеты на больших углах атаки утрачивают поперечную управляемость и спо-

собность осуществлять маневрирование. Отработка аэродинамической компоновки органов поперечного управления включает в себя выбор основных и дополнительных органов управления креном, их расположения на самолете, относительной площади, углов отклонения, обеспечивающих показателей, которые исключают потерю поперечной управляемости.

Решение этой задачи основывается на многовариантных проработках, анализе и сравнении вариантов органов поперечного управления, и, в конечном итоге, выборе рационального варианта. Обоснование принимаемых решений при выборе одного из альтернативных вариантов опирается на исследование достаточно большого количества альтернатив и предполагает использование критерия рациональности. Это позволяет обеспечить объективную оценку степени реализуемости принятых решений и эффективности ожидаемого применения маневренного самолета при выполнении задач.

Таким образом, разработка показателя, позволяющего проводить сравнительный анализ органов управления креном маневренных самолетов и выбор их рационального варианта является актуальной.

В работе [4] разработан статический показатель рациональности аэродинамической компоновки органов управления креном самолета U :

$$U = \frac{\bar{S}_p \bar{L}_p \sigma}{\eta}, \quad (1)$$

где \bar{S}_p – относительная площадь органа поперечного управления ЛА; \bar{L}_p – относительное расстояние вдоль размаха крыла от середины средней аэродинамической хорды органа управления креном ЛА до продольной оси самолета; η – сужение крыла; σ – удельная нагрузка на крыло, Н/м².

В работах [5, 6] определены значения показателя U для различных групп истребителей и пассажирских самолетов. **Целью данной статьи** является определение и анализ значений статического показателя рациональности аэродинамической компоновки органов управления креном маневренного самолета с “нетрадиционными” органами поперечного управления.

Результаты исследований

Для поперечного управления современными маневренными самолетами применяются аэродинамические и струйные или газодинамические органы

управления (табл. 1).

Действие газодинамических органов управления креном основано на использовании управляющего поперечного момента, образующегося при изменении направления газовой струи, истекающей из сопла руля или силовой установки. Газодинамические органы поперечного управления требуют значительных энергоресурсов и используются на малых скоростях или очень больших высотах, то есть в тех случаях, когда взаимодействие обтекающей среды с ЛА неэффективно для создания управляющего поперечного момента.

Таблица 1

Органы управления креном маневренных самолетов

№ п/п	Орган управления креном	Тип органа управления креном
1.	Дифференциальное горизонтальное оперение	Аэродинамический
2.	Концевые рули	
3.	Элевоны	
4.	Элероны	
5.	Флапероны	
6.	Интерцепторы (спойлеры)	
7.	Руль направления	
8.	Управляемое вертикальное оперение	
9.	Адаптивное крыло	
10.	Струйные рули	Газодинамический
11.	Управление вектором тяги	

Управляющий эффект аэродинамических органов поперечного управления формируется за счет изменения условий обтекания воздушным потоком крыла и самолета в целом.

Интерцепторы. Интерцепторы применяются в качестве основных или дополнительных к элеронам обычного типа органов управления креном с целью повышения эффективности органов управления креном на крейсерских и взлетно-посадочных режимах полета.

Необходимость использования интерцепторов на крейсерских режимах полета обусловлена уменьшением управляющего момента крена элеронов из-за влияния аэроупругих явлений при значительных величинах скоростного напора. Особенности интерцептора как органа поперечного управления является значительное снижение управляющего момента крена при увеличении угла атаки и увеличении угла стреловидности крыла [7, 8].

При размещении на верхней поверхности крыла интерцептор работает в “традиционном” режиме. Управляющий эффект интерцептора может быть представлен как совокупность трех процессов:

- торможения потока и увеличения давления на верхней поверхности крыла перед интерцептором;
- увеличением разрежения на нижней поверхности крыла;
- повышением давления на верхней и разрежением на нижней поверхности интерцептора.

Образование отрывной зоны и области пониженного давления за интерцептором приводит к уменьшению управляющего эффекта.

Для управления креном может быть использован интерцептор, расположенный на нижней поверхности крыла, вне зоны отрыва потока, которая образуется на верхней поверхности крыла, что обеспечивает сохранение управляющего момента крена на больших углах атаки.

Управляющий эффект при выпуске интерцептора, расположенного на нижней поверхности крыла, создается не за счет торможения потока, а за счет разрежения, образующегося в отрывной зоне за интерцептором. Зона отрыва с пониженным давлением охватывает всю поверхность крыла за интерцептором вплоть до задней кромки, что приводит к значительному уменьшению коэффициента подъемной силы. Управляющий эффект несколько уменьшается за счет торможения потока перед интерцептором и нагрузки, действующей на интерцептор.

Статический показатель рациональности аэродинамической компоновки органов управления креном для самолета Су-27 с интерцептором, расположенным на нижней поверхности крыла, составляет $U^* = 6,25 \text{ Н/м}^2$. В данном случае речь идет о модифицированном показателе U^* , так как он определен для одного самолета, а не на основании анализа статистических данных однотипных ЛА. Поэтому при отработке конструктивно-компоновочных решений

возможно использование узкого диапазона значений U^* , находящихся в окрестности величины $U^* = 6,25 \text{ Н/м}^2$, который составляет $U^* = 5...7 \text{ Н/м}^2$.

Поворотные аэродинамические гребни.

Аэродинамические гребни, установленные на крыле, являются перегородками, расположенными вдоль размаха крыла. Установка аэродинамических гребней приводит к перераспределению давления на крыле. В корневых сечениях крыла разрежение воздуха увеличивается, а в концевых – уменьшается. Аэродинамические гребни также препятствуют перетеканию пограничного слоя вдоль размаха крыла

и увеличению его толщины в концевых сечениях. Эти эффекты приводят к затягиванию срыва потока на большие углы атаки и повышению эффективности элеронов обычного типа.

Применение поворотных аэродинамических гребней, которые имеют возможность отклоняться на некоторый угол относительно оси, перпендикулярной плоскости крыла, позволяет использовать их как органы поперечного управления. Аэродинамическая компоновка крыла маневренного самолета с поворотными аэродинамическими гребнями представлена на рис. 1.

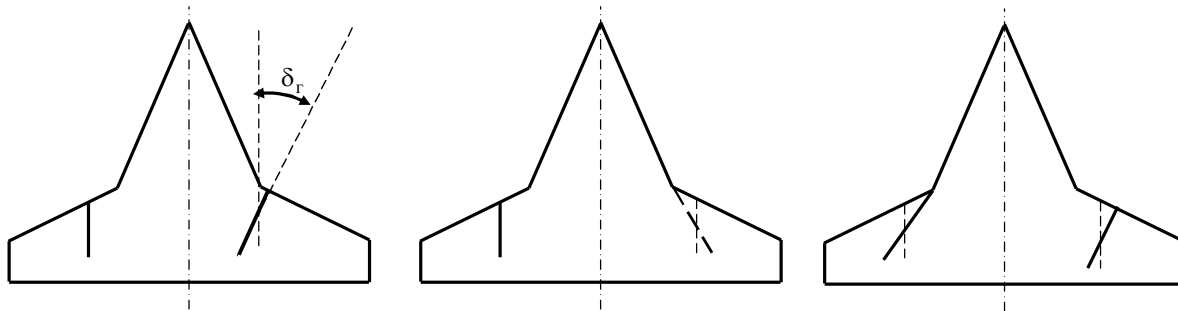


Рис. 1. Аэродинамическая компоновка крыла маневренного самолета с поворотными аэродинамическими гребнями

Несимметричное отклонение поворотных аэродинамических гребней вызывает положительный отрыв потока, перераспределение аэродинамической нагрузки на крыле и образование управляющего момента крена.

Возможные варианты несимметричного отклонения аэродинамических гребней на крыле для создания управляющего поперечного момента представлены на рис. 1. Угол отклонения гребней обозначен δ_Γ .

Модифицированный показатель U^* для самолета Су-27 с поворотными аэродинамическими гребнями составляет $U^* = 7,73 \text{ Н/м}^2$. Исходя из приведенных соображений для интерцептора, аналогично, в рассматриваемом случае могут быть реализованы значения U^* , определенные в диапазоне $U^* = 6...8 \text{ Н/м}^2$.

Дифференциально отклоняемые половины наплыва крыла. Крылья современных истребителей имеют передний наплыв большой стреловидности (рис. 2). Наплыв является генератором вихревых жгутов, которые создают значительное дополнительное разрежение над крылом, что позволяет увеличить подъемную силу крыла. Кроме того, вихревые жгуты являются своеобразными “жидкими перегородками” и препятствуют распространению срыва потока по крылу.

Дифференциальное отклонение половин наплыва крыла приводит к перестройке вихревой структуры крыла и изменению несущих свойств полукрыльев, что приводит к образованию управ-

ляющего момента крена.

Показатель U^* для самолета МиГ-29 с дифференциально отклоняемыми половинами наплыва крыла равен $U^* = 4,28 \text{ Н/м}^2$. Узкий диапазон значений U^* для отработки конструктивно-компоновочных решений в данном случае составляет $U^* = 3...5 \text{ Н/м}^2$.

Дифференциально отклоняемый верхний план бипланного крыла. В работах [9, 10] теоретически и экспериментально показано, что несущие свойства бипланного крыла зависят от взаимного положения планов (рис. 3). Если левое и правое полукрыло верхнего плана отклонять на различные углы, то это приведет к несимметричному нагружению нижнего плана и образованию поперечного момента (рис. 3). Этот эффект можно использовать для управления по крену маневренными самолетами, выполненными по схеме “моноплан”. Для этого на крыле истребителя необходимо установить второй план, имеющий значительно меньшее удлинение по сравнению с крылом самолета, и отклонять его половины дифференциально на различные углы δ_Π (рис. 4).

Выводы

Таким образом, при синтезе аэродинамической компоновки органов поперечного управления маневренного самолета с использованием интерцептора, расположенного на нижней поверхности крыла, поворотных аэродинамических гребней, дифференциально отклоняемых половин наплыва крыла мо-

гут быть использованы значения модифицированного статического показателя рациональности аэродинамической компоновки органов управления креном

маневренного самолета U^* , которые составляют соответственно $U^* = 5 \dots 7 \text{ Н/м}^2$, $U^* = 6 \dots 8 \text{ Н/м}^2$, $U^* = 3 \dots 5 \text{ Н/м}^2$.

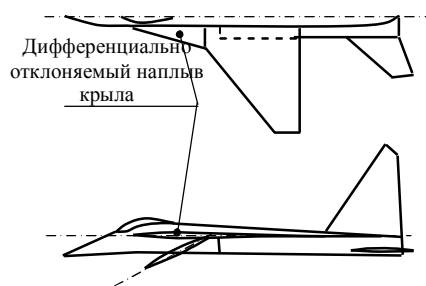


Рис. 2. Аэродинамическая компоновка маневренного самолета с дифференциально отклоняемыми наплывами крыла

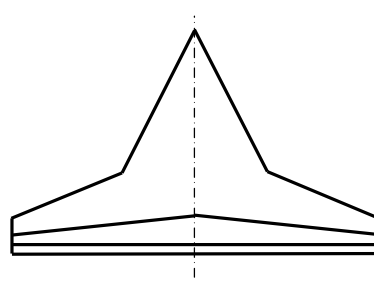


Рис. 3. Дифференциально отклоняемый верхний план бипланного крыла

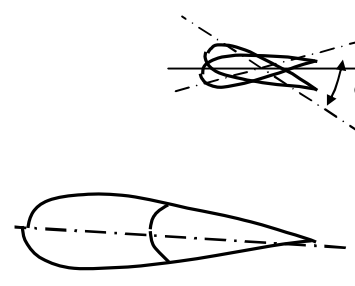


Рис. 4. Угол отклонения дифференциально отклоняемого верхнего плана бипланного крыла

Перспектива дальнейших исследований в данном направлении состоит в совершенствовании научно-методического аппарата теории проектирования маневренных ЛА с учетом разработанного и новых, еще требующих дополнительных исследований, укрупненных показателей для обоснованного принятия конструктивно-компоновочных решений на ранних этапах разработки перспективного маневренного самолета и сравнения летно-технических характеристик осуществленных проектов.

Список литературы

1. Основы синтеза систем летательных аппаратов / [А.А. Лебедев, В.Н. Баранов, В.Т. Бобронников и др.]; под ред. А.А. Лебедева. – М.: Машиностроение, 1987. – 224 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. 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.
4. 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.
5. Статический показатель рациональности аэродинамической компоновки органов управления истреби-

теля для оценки влияния принимаемых конструктивно-компоновочных решений на эффективность поперечного управления / И.Б. Ковтонюк, О.Б. Анипко, Я.И. Ковтонюк, Е.Ю. Иленко // Интегровані технології та енергозбереження. Щоквартальний наук.-пр. ж. – Х.: НТУ «ХПИ» – 2011. – №2. – С. 135-138.

6. 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.

7. Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем / [М.И. Нишит, С.А. Попыталов, Б.Е. Локтев и др.]; под ред. М.И. Нишита – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1981. – 580 с.

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

9. Юрьев Б.Н. Экспериментальная аэродинамика / Б.Н. Юрьев. Ч. 2. – М.: Оборонгиз, 1938. – 326 с.

10. Агеев А.В. Экспериментальные исследования влияния параметров взаимного положения планов бипланного крыла на его аэродинамические коэффициенты / А.В. Агеев, А.И. Замотайло, В.Г. Лебедь. – Х.: ХВВАИУ, 1987. – С. 39-44.

Поступила в редколлегию 14.06.2012

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

МАНЕВРЕНИЙ СТАТИЧНИЙ ПОКАЗНИК РАЦІОНАЛЬНОСТІ АЕРОДИНАМІЧНОГО КОМПОНУВАННЯ ОРГАНІВ УПРАВЛІННЯ КРЕНОМ МАНЕВРЕННОГО ЛІТАКА З "НЕТРАДИЦІЙНИМИ" ОРГАНАМИ ПОПЕРЕЧНОГО КЕРУВАННЯ

О.Б. Аніпко, І.Б. Ковтонюк, А.Г. Зінченко

Визначено значення статичного показника раціональності аеродинамічного компоновання органів управління креном для маневрених літаків, що використовують "нетрадиційні" органи поперечного управління.

Ключові слова: аеродинамічне компоновання, концептуальне проектування, маневрені літаки, органи управління креном.

MODIFIED STATIC INDEX OF RATIONALITY OF AERODYNAMIC ARRANGEMENT OF LATERAL CONTROLS OF MANEUVERABLE AIRCRAFT WITH "NON-TRADITIONAL" LATERAL CONTROLS

O.B. Anipko, I.B. Kovtonyuk, A.G. Zinchenko

The values of static index of rationality aerodynamic arrangement of lateral controls for maneuvering aircraft using "non-traditional" lateral controls is offered.

Keywords: aerodynamic arrangement, conceptual design, maneuverable aircraft, lateral controls.