

УДК 533.6

И.Б. Ковтонюк

Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков

ПРИБЛИЖЕННЫЕ СООТНОШЕНИЯ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СОПУТСТВУЮЩЕГО МОМЕНТА РЫСКАНИЯ ПРИ ОТКЛОНЕНИИ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ КРЕНОМ МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА

Разработаны приближенные соотношения для определения сопутствующего момента рыскания маневренного самолета с традиционными и “нетрадиционными” органами поперечного управления, полученные по результатам проведения физического моделирования в аэродинамических трубах.

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

Введение

Анализ локальных военных конфликтов, происходящих в современных условиях, позволяет сделать вывод о важной роли истребительной авиации при ведении боевых действий. Круг боевых задач, решаемых маневренными самолетами, постоянно расширяется. Возрастают требования к летно-техническим характеристикам истребителей, определяющим их боевые возможности.

Решение задачи завоевания господства в воздухе требует максимального использования маневренных возможностей истребителя, которые непрерывно совершенствуются. Одним из важнейших требований к современным и перспективным маневренным самолетам является сверхманевренность. Сверхманевренность рассматривается как необходимая составляющая концептуальной разработки перспективных истребителей [1]. Использование сверхманевренности позволяет существенно расширить область применения оружия, сократить время выхода в зону атаки и повысить защищенность маневренного самолета за счет обеспечения возможности выполнения более эффективных противоракетных маневров.

В определенной степени элементы сверхманевренности свойственны маневренным самолетам F-15, F-16, F-18A, МиГ-29, Су-27 и их модификациям [1]. В большей мере сверхманевренностью обладают самолеты Су-35, Су-37, F-22, ПАК ФА.

Сверхманевренность предполагает возможность совершения управляемого полета на углах атаки $\alpha = 60 \dots 90^\circ$. Однако, на таких углах атаки аэродинамические органы управления креном теряют свою аэродинамическую эффективность из-за попадания в зоны отрыва потока на крыле. Для обеспечения поперечной управляемости на этих режимах необходимо использовать “нетрадиционные” органы управления креном, которые обеспечивают создание управляющего поперечного момента на углах атаки α свыше $\alpha = 20 \dots 25^\circ$. Проблема

синтеза аэродинамической компоновки органов управления креном является одной из важнейших научно-прикладных проблем при формировании аэродинамической компоновки маневренного самолета на этапе концептуального проектирования [2]. Процедура рационального синтеза аэродинамической компоновки органов поперечного управления маневренного самолета включает в себя определение аэродинамических характеристик (АДХ) летательного аппарата (ЛА) с учетом отклонения органов управления креном [2,3]. Для определения АДХ маневренного самолета должна применяться методика, основанная на использовании приближенных соотношений и обеспечивающая проведение многовариантных проработок на ранних стадиях проектирования ЛА. В работах [4–7] приведена одна из таких методик, позволяющая проводить оценку коэффициента управляющего момента крена, создаваемого органами поперечного управления маневренного самолета.

Отклонение органов поперечного управления приводит к появлению сопутствующего момента рыскания. В зависимости от направления действия сопутствующий момент рыскания может либо способствовать кренению самолета, либо приводить к его “выкрениванию”, поэтому на этапе концептуального проектирования необходимо проводить оценку также и сопутствующего путевого момента, действующего на маневренный самолет при отклонении органов управления креном.

Таким образом, наряду с приближенными соотношениями для определения управляющего момента крена при аэродинамическом проектировании необходимо иметь также и аналогичные соотношения для определения сопутствующего момента рыскания, разработка которых является актуальной.

Целью работы, результаты которой представлены в данной статье, является разработка приближенных соотношений для оценки сопутствующего момента рыскания, образующегося при отклонении органов управления креном маневренного самолета.

Основной материал

Для получения приближенных соотношений для оценки путевого момента, возникающего при отклонении органов поперечного управления, использовались результаты физического эксперимента по исследованию аэродинамических характеристик маневренного самолета с учетом отклонения органов управления креном [7]:

1. флаперонов;
2. совместном отклонении флаперонов и “ножниц” стабилизатора;
3. интерцептора, расположенного на нижней поверхности крыла;
4. дифференциальном отклонении половин стабилизатора (“ножницы” стабилизатора).

Приращение сопутствующего момента рыскания определялось из следующего соотношения:

$$\Delta m_y = m_{y\delta} - m_{y\delta=0}, \quad (1)$$

где $m_{y\delta=0}$ – коэффициент путевого момента при неотклоненных органах поперечного управления;

δ – угол отклонения органов управления креном на фиксированном угле атаки;

$m_{y\delta}$ – коэффициент путевого момента при отклоненных органах управления креном.

На рис. 1 представлена полученная по экспериментальным данным зависимость относительного приращения коэффициента сопутствующего момента рыскания $\Delta \bar{m}_y$ при отклонении органов управления креном. Величина $\Delta \bar{m}_y$ на каждом угле атаки определялась как отношение значения Δm_y к значению Δm_y при отклонении “ножниц” стабилизатора.

Для получения приближенных соотношений для определения сопутствующего момента рыскания проведена аппроксимация данных трубного эксперимента в диапазоне углов атаки α $0 \leq \alpha \leq 50^\circ$. В результате получены следующие выражения для чисел M , находящихся в диапазоне $0 \leq M \leq 0,18$. Для совместного отклонения “ножниц” стабилизатора и флаперонов:

$$\Delta m_y = -3 \cdot 10^{-8} \alpha^4 + 2 \cdot 10^{-6} \alpha^3 - 5 \cdot 10^{-5} \alpha^2 + 0,0006 \alpha - 0,0175. \quad (2)$$

Для флаперонов:

$$\Delta m_y = -6 \cdot 10^{-8} \alpha^4 + 5 \cdot 10^{-6} \alpha^3 - 10^{-4} \alpha^2 - 0,001 \alpha + 0,0132. \quad (3)$$

Для интерцептора, расположенного на нижней поверхности крыла:

$$\Delta m_y = 10^{-8} \alpha^4 - 10^{-6} \alpha^3 + 10^{-5} \alpha^2 - 0,0007 \alpha + 0,0024. \quad (4)$$

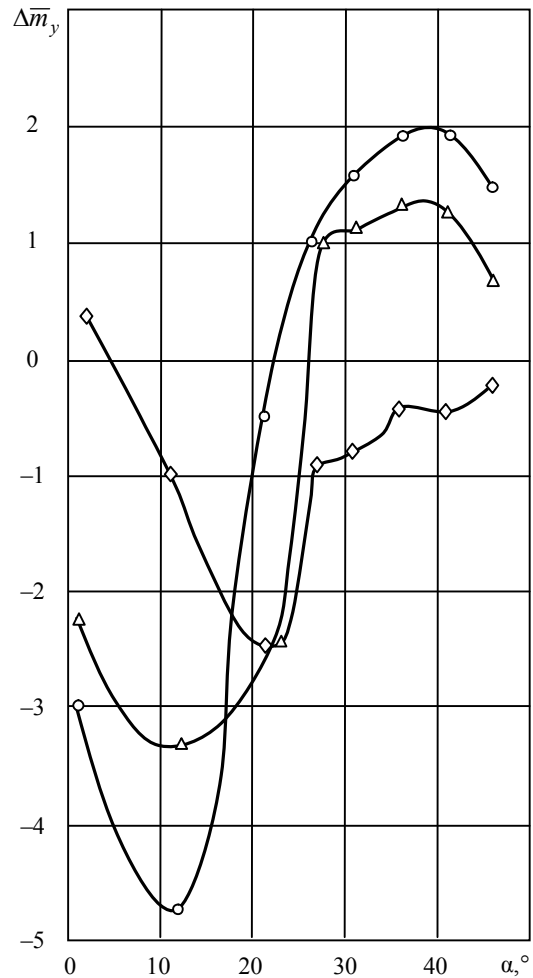


Рис. 1. Относительное приращение коэффициента сопутствующего момента рыскания при отклонении органов управления креном:

1. —△— флаперонов;
2. —○— флаперонов + “ножниц” стабилизатора;
3. —◇— интерцептора, расположенного на нижней поверхности крыла.

Для “ножниц” стабилизатора:

$$\Delta m_y = 5 \cdot 10^{-9} \alpha^4 - 7 \cdot 10^{-7} \alpha^3 + 3 \cdot 10^{-5} \alpha^2 - 0,0001 \alpha + 0,0048. \quad (5)$$

Во всех случаях величина достоверности аппроксимации (СКО) была не меньше $R^2 = 0,97$.

При использовании флаперонов и “ножниц” стабилизатора на углах атаки $\alpha > 25^\circ$ создается момент рыскания одного знака с управляющим моментом крена. Величина сопутствующего путевого момента для $\alpha \leq 30^\circ$ сопоставима с величиной поперечного момента, а при $\alpha > 30^\circ$ путевой момент превосходит кренящий. Образование такого сопутствующего момента рыскания приводит к уходу самолета по пути и возникновению дополнительного “тормозящего” момента крена, что может привести к “выкрениванию” самолета.

Момент рыскания, приводящий к возникновению “подкручивающего” момента крена, создается на $\alpha > 25^\circ$ только в случае выпуска интерцептора, расположенного на нижней поверхности крыла.

Выводы

Таким образом, в результате аппроксимации данных экспериментальных исследований получены приближенные соотношения для определения сопутствующего момента рыскания при отклонении флаперонов, “ножниц” стабилизатора, флаперонов и “ножниц” стабилизатора совместно, и интерцептора, расположенного на нижней поверхности крыла маневренного самолета.

Разработанные приближенные соотношения совместно с приближенными соотношениями для определения управляющего момента крена могут быть использованы при синтезе аэродинамической компоновки органов управления креном маневренного самолета на этапе концептуального проектирования.

Перспектива дальнейших исследований в данном направлении состоит в разработке приближенных соотношений для органов управления креном, которые еще не рассмотрены, в том числе “нетрадиционных”. Также целесообразно получить аналогичные соотношения для всего диапазона скоростей полета и для маневренных самолетов, имеющих другие аэродинамические схемы.

Список литературы

1. Радиолокация и сверхманевренность. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [air base.ru/hangar/equipment/radars/smla/](http://airbase.ru/hangar/equipment/radars/smla/).
2. Ковтонюк И. Б. Рациональный синтез аэродинамической компоновки органов управления креном маневренного самолета / И. Б. Ковтонюк // *Интегровані технології та енергозбереження. Щоквартальний науково-практичний журнал*. – Х. : Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», 2012. – №2. – С. 32–34.

3. Ковтонюк И. Б. *Потребное управление при синтезе средств обеспечения устойчивости и управляемости летательного аппарата* / О. Б. Анилко, И. Б. Ковтонюк // *Интегровані технології та енергозбереження. Щоквартальний науково-практичний журнал*. – Х. : Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», 2009. – №2. – С. 153–158.

4. Ковтонюк И. Б. *Некоторые приближенные соотношения для определения аэродинамических характеристик при проведении предварительных вариантных проработок аэродинамической компоновки маневренного самолета* / И. Б. Ковтонюк, О. Б. Анилко, А. Г. Зинченко // *Интегровані технології та енергозбереження. Щоквартальний науково-практичний журнал*. – Х. : Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», 2011. – №4. – С. 41–51.

5. Ковтонюк И. Б. *Модифицированный статический показатель рациональности аэродинамической компоновки органов управления креном маневренного самолета с “нетрадиционными” органами поперечного управления* / И. Б. Ковтонюк, О. Б. Анилко, А. Г. Зинченко // *Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил*. – Х. : ХУПС, 2012. – №4(33). – С. 23–26.

6. Ковтонюк И. Б. *Аэродинамическая эффективность органов управления креном маневренных самолетов* / И. Б. Ковтонюк, О. Б. Анилко // *Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил*. – Х. : ХУПС, 2012. – №2(31). – С. 31–33.

7. Ковтонюк И. Б. *Приближенные соотношения для определения управляющего момента крена маневренного самолета* / И. Б. Ковтонюк // *Системи управління, навігації та зв'язку*. – К. : ЦНДІ НіУ, 2012. – №3(23). – С. 122–124.

Поступила в редколлегию 4.07.2012

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

ПРИБЛИЗНІ СПІВВІДНОШЕННЯ ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ СУПУТНЬОГО МОМЕНТУ РИСКАННЯ ПРИ ВІДХИЛЕННІ ОРГАНІВ УПРАВЛІННЯ КРЕНОМ МАНЕВРЕНОГО ЛІТАКА

І.Б. Ковтонюк

Розроблені приблизні співвідношення для визначення супутнього моменту рыскання маневреного літака з традиційними і “нетрадиційними” органами поперечного управління, отримані за результатами проведення фізичного моделювання в аеродинамічних трубах.

Ключові слова: аеродинамічне конструювання, концептуальне проектування, маневрені літаки, органи управління креном., супутній момент рыскання.

CLOSE CORRELATIONS FOR DETERMINATION OF CONCOMITANT MOMENT OF YAWING AT THE REJECTION OF ORGANS OF LATERAL CONTROL OF MANEUVERABLE AIRCRAFT

I.B. Kovtonyuk

Close correlations are developed for determination of concomitant moment of yawing of maneuverable aircraft with the traditional and “untraditional” organs of lateral controls, got on results the leadthrough of physical design in wind-channels.

Keywords: aerodynamic arrangement, conceptual design, maneuverable aircraft, organs of lateral controls, concomitant moment of yawing .