

УДК 533.6

И.Б. Ковтонюк, А.Г. Зинченко

Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков

ПРИБЛИЖЕННЫЕ СООТНОШЕНИЯ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ БОКОВЫХ МОМЕНТОВ МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА ПРИ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОМ ОТКЛОНЕНИИ НАПЛЫВОВ КРЫЛА

Разработаны приближенные соотношения для определения боковых моментов маневренного самолета при дифференциальном отклонении наплывов крыла, полученные по результатам проведения физического моделирования в аэродинамических трубах.

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

Введение

В настоящее время прогресс в области создания боевой авиационной техники невозможен без реализации научно-технических программ разработки новых поколений истребителей. Маневренные самолеты играют важную роль при ведении боевых действий и обеспечивают завоевание господства в воздухе.

Обеспечение решения поставленных задач налагает высокие требования к маневренным характеристикам истребителей, переходящим в требование сверхманевренности. Сверхманевренность позволяет существенно повысить боевые возможности маневренных самолетов: значительно расширяется область применения оружия, сокращается время выхода в зону атаки, повышается защищенность истребителя [1 – 3]. Реализация сверхманевренности предполагает управляемый полет на больших углах атаки. Однако, на этих режимах разработки сталкиваются с проблемой потери управляемости по крену. Органы поперечного управления попадают в отрывные зоны на крыле и утрачивают способность к созданию управляющего момента крена [4, 5]. Одним из путей обеспечения управляемого полета на больших углах атаки является использование “нетрадиционных” органов поперечного управления, отличающихся от широко распространенных элеронов и флаперонов и сохраняющих свою аэродинамическую эффективность на больших углах атаки [6, 7].

Синтез аэродинамической компоновки органов управления креном является сложной научно-прикладной проблемой [8, 9]. Одним из этапов рационального синтеза аэродинамической компоновки органов управления креном маневренного самолета является определение аэродинамических характеристик (АДХ) истребителя с отклоненными органами поперечного управления [10]. Определение АДХ маневренного самолета с учетом отклонения органов поперечного управления осуществляется по методике, которая основана на использовании приближенных соотношений и позволяет обосновывать принятие кон-

структивно-компоновочных решений на ранних стадиях проектирования летательных аппаратов. К одной из таких методик относится методика, приведенная в работе [11]. В работе [12] приведены приближенные соотношения, позволяющие производить оценку управляющего момента крена и сопутствующего момента рыскания элеронов, флаперонов и некоторых “нетрадиционных” органов поперечного управления. Аналогичные приближенные соотношения необходимо иметь на этапе концептуального проектирования для всех известных “нетрадиционных” органов управления креном, и их разработка является актуальной.

Целью работы, результаты которой представлены в данной статье, является разработка приближенных соотношений для оценки коэффициента управляющего момента крена и коэффициента сопутствующего момента рыскания, создаваемых при дифференциальном отклонении наплывов крыла маневренного самолета.

Основной материал

Для получения приближенных соотношений для оценки поперечного и путевого моментов, образующихся при дифференциальном отклонении наплывов крыла истребителя, были использованы результаты физического моделирования АДХ маневренного самолета, имеющего интегральную схему сочленения крыла с фюзеляжем [12]. При проведении весового эксперимента половины наплыва крыла отклонялись дифференциально на величину $\Delta\delta_{\text{нап}} = \pm 15^\circ$ относительно общего угла их установки (рис. 1). Эксперимент был проведен для углов установки наплывов $\delta_{\text{нап}} = 0^\circ; -10^\circ; -20^\circ$. Знак “минус” соответствовал отклонению половины наплыва крыла носком вниз. На рис. 2, 3 представлены определенные по результатам продувок зависимости относительного приращения коэффициента управляющего момента крена $\Delta\bar{m}_x$ и относительного приращения коэффициента сопутствующего момента рыскания $\Delta\bar{m}_y$ при дифференциальном отклонении наплывов крыла маневренного самолета.

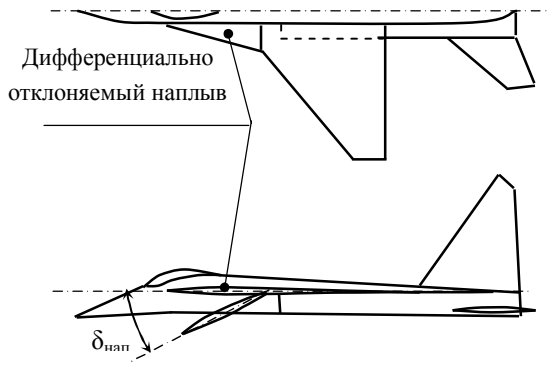


Рис. 1. Аэродинамическая компоновка маневренного самолета с дифференциально отклоняемыми наплывами крыла

Величина $\Delta \bar{m}_x$ приведена для углов установки половин наплыва $\delta_{\text{нап}} = -20^\circ$ и $\delta_{\text{нап}} = -10^\circ$, а величина $\Delta \bar{m}_y$ для угла $\delta_{\text{нап}} = -10^\circ$. Значения $\Delta \bar{m}_x$ и $\Delta \bar{m}_y$ на каждом угле атаки определялись как отношения величин Δm_x и Δm_y к модулям величин Δm_x и Δm_y соответственно при угле установки половин наплыва $\delta_{\text{нап}} = 0^\circ$.

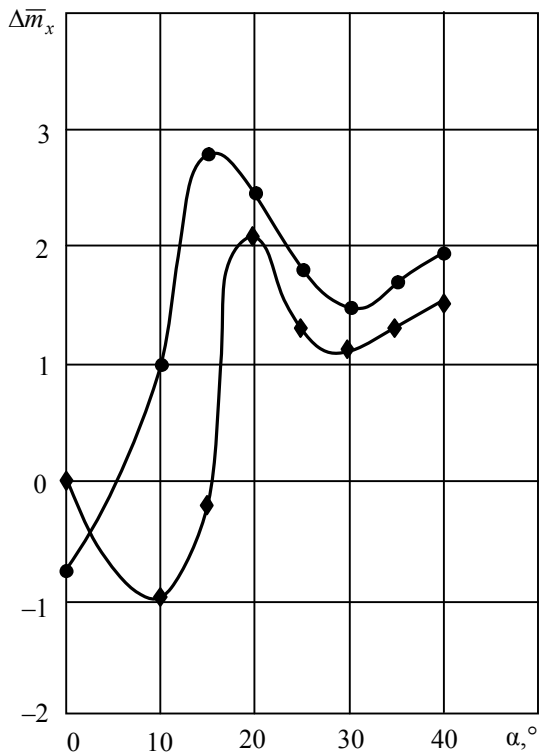


Рис. 2. Относительное приращение коэффициента управляющего момента крена при дифференциальном отклонении наплывов крыла маневренного самолета

1 —●— $\delta_{\text{нап}} = -20^\circ$; 2 —◆— $\delta_{\text{нап}} = -10^\circ$

При дифференциальном отклонении половин наплыва крыла происходит перестройка вихревой структуры, сформированной при обтекании ЛА,

что приводит к несимметричному влиянию на крыло и вертикальное оперение и образованию моментов крена и рыскания. Была проведена аппроксимация результатов весового эксперимента по методу наименьших квадратов с целью получения приближенных соотношений для определения управляющего момента крена и сопутствующего момента рыскания при дифференциальном отклонении наплывов крыла маневренного самолета в диапазоне углов атаки $0 \leq \alpha \leq 40^\circ$. Для управляющего поперечного момента получены следующие выражения.

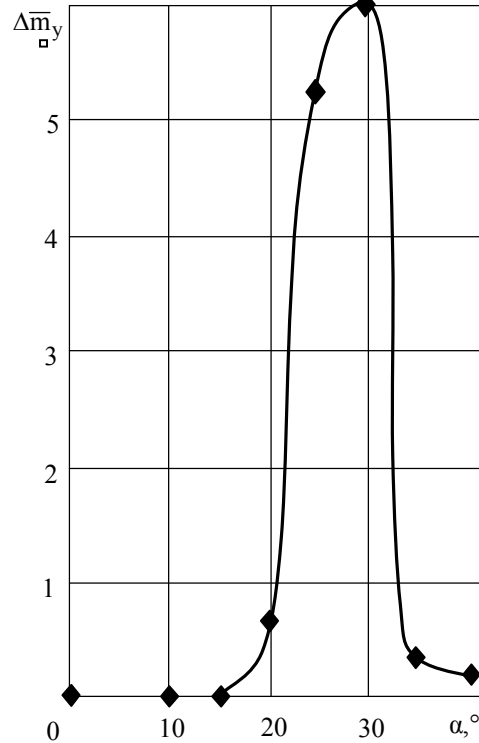


Рис. 3. Относительное приращение коэффициента сопутствующего момента рыскания при дифференциальном отклонении наплывов крыла маневренного самолета при $\delta_{\text{нап}} = -10^\circ$

При исходном угле установки половин наплыва $\delta_{\text{нап}}$ на величину $\delta_{\text{нап}} = 0^\circ$:

$$\Delta m_x = 4 \cdot 10^{-9} \alpha^5 - 3 \cdot 10^{-7} \alpha^4 + 9 \cdot 10^{-6} \alpha^3 - 4 \cdot 10^{-5} \alpha^2 - 0,0006 \alpha + 0,002. \quad (1)$$

При угле установки половин наплыва $\delta_{\text{нап}}$ на величину $\delta_{\text{нап}} = -10^\circ$:

$$\Delta m_x = 5 \cdot 10^{-9} \alpha^5 - 4 \cdot 10^{-7} \alpha^4 + 8 \cdot 10^{-6} \alpha^3 + 5 \cdot 10^{-5} \alpha^2 - 0,0011 \alpha + 7 \cdot 10^{-5}. \quad (2)$$

При угле установки половин наплыва $\delta_{\text{нап}}$ вниз на величину $\delta_{\text{нап}} = -20^\circ$:

$$\Delta m_x = 10^{-10} \alpha^5 + 10^{-7} \alpha^4 - 10^{-5} \alpha^3 + 0,0003 \alpha^2 - 0,002 \alpha - 0,0017. \quad (3)$$

Для сопутствующего момента рыскания получены следующие выражения.

При углі установки половин наплива $\delta_{\text{нап}} = 0^\circ$:

$$\Delta m_y = 10^{-8} \alpha^5 - 10^{-6} \alpha^4 + 3 \cdot 10^{-5} \alpha^3 - 0,0003 \alpha^2 + 3 \cdot 10^{-5} \alpha - 0,005. \quad (4)$$

При углі $\delta_{\text{нап}} = -10^\circ$:

$$\Delta m_y = 4 \cdot 10^{-10} \alpha^6 - 2 \cdot 10^{-8} \alpha^5 - 5 \cdot 10^{-7} \alpha^4 + 5 \cdot 10^{-5} \alpha^3 - 0,0009 \alpha^2 + 0,005 \alpha - 10^{-5}. \quad (5)$$

При углі $\delta_{\text{нап}} = -20^\circ$:

$$\Delta m_y = 2 \cdot 10^{-9} \alpha^6 - 2 \cdot 10^{-7} \alpha^5 + 8 \cdot 10^{-6} \alpha^4 - 0,0001 \alpha^3 + 0,001 \alpha^2 - 0,003 \alpha - 2 \cdot 10^{-5}. \quad (6)$$

Квадрат смешанной корреляции для выражений (1 – 6) находится в диапазоне $R^2 = 0,9293 \dots 0,9998$.

Выводы

Таким образом, в результате аппроксимации данных весового эксперимента получены приближенные соотношения для определения управляющего поперечного момента и сопутствующего момента рыскания при дифференциальном отклонении наплывов крыла маневренного самолета.

Разработанные выражения могут быть использованы в процессе синтеза аэродинамической компоновки маневренного самолета на ранних стадиях проектирования.

Перспектива дальнейших исследований в данном направлении состоит в разработке аналогичных приближенных соотношений для определения управляющего момента крена и сопутствующего момента рыскания еще не рассмотренных органов управления креном, относящихся к числу “нетрадиционных”, во всем диапазоне скоростей полета маневренного самолета. Необходимо также получить такие соотношения для истребителей, выполненных по различным аэродинамическим схемам.

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. Булат П.В. На пути к пятому и шестому поколению. Ч. I. [Электронный ресурс] / П.В. Булат. – Режим доступа: <http://paralay.com/>.

3. Булат П.В. О сравнении истребителей четвертого и пятого поколения. Ч. II. [Электронный ресурс] / П.В. Булат. – Режим доступа: <http://paralay.com/>.

4. 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.

5. 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. Н.Е. Жуковского, 1988. – 139 с.

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

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

8. 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.

9. Ковтонюк И.Б. Рациональный синтез аэродинамической компоновки органов управления креном маневренного самолета / И.Б. Ковтонюк // Интегровані технології та енергозбереження. – Х.: НТУ «ХП», 2012. – №2. – С. 32–34.

10. Ковтонюк И.Б. Потребное управление при синтезе средств обеспечения устойчивости и управляемости летательного аппарата / О.Б. Анишко, И.Б. Ковтонюк // Интегровані технології та енергозбереження. – Х.: НТУ «ХП», 2009. – №2. – С. 153 – 158.

11. Ковтонюк И.Б. Некоторые приближенные соотношения для определения аэродинамических характеристик при проведении предварительных вариантных проработок аэродинамической компоновки маневренного самолета / И.Б. Ковтонюк, О.Б. Анишко, А.Г. Зинченко // Интегровані технології та енергозбереження. – Х.: НТУ «ХП», 2011. – № 4. – С. 41 – 51.

12. 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 27.09.2012

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

ПРИБЛИЗНІ СПІВВІДНОШЕННЯ ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ БОКОВИХ МОМЕНТІВ МАНЕВРЕНОГО ЛІТАКА ПРИ ДИФЕРЕНЦІАЛЬНОМУ ВІДХИЛЕННІ НАПЛИВІВ КРИЛА

І.Б. Ковтонюк

Розроблені приблизні співвідношення для визначення бокових моментів маневреного літака при диференціальному відхиленні напливів крила, отримані за результатами проведення фізичного моделювання в аеродинамічних трубах.

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

CLOSE CORRELATIONS FOR DETERMINATION OF LATERAL MOMENTS OF MANOEUVRE AIRPLANE AT THE DIFFERENTIAL REJECTION OF INFLUXES COVERED

I.B. Kovtonyuk

Close correlations are developed for determination of lateral moments of manoeuvre airplane at the differential rejection of influxes covered, got on results the leadthrough of physical design in wind-channels.

Keywords: aerodynamic arrangement, conceptual design, manoeuvre airplanes, organs of management a heel.