

УДК 629.73.017.2

И.Б. Ковтонюк

Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков

ВЛИЯНИЕ УГЛА АТАКИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТОНКОГО ПРОФИЛЯ С ИНТЕРЦЕПТОРОМ

Приведены аэродинамические характеристики тонкого профиля с интерцептором, расположенным на нижней поверхности профиля. Рассмотрено влияние угла атаки и угла отклонения интерцептора на его аэродинамическую эффективность.

Ключевые слова: профиль крыла, аэродинамические характеристики, интерцептор, коэффициент давления.

Введение

Летно-технические характеристики самолета-истребителя в значительной степени определяются высокой маневренностью на дозвуковых скоростях полета. Маневренность летательного аппарата (ЛА) зависит от возможности достижения больших нормальных и продольных перегрузок, что, в свою очередь, ведет к необходимости реализации больших значений коэффициентов подъемной силы и выхода на большие углы атаки.

Для большинства современных истребителей величина допустимого угла атаки ограничена возможностью управления по крену. Элероны, флапероны и интерцепторы при углах атаки α более $20...25^\circ$ теряют свою эффективность, что выдвигает проблему обеспечения поперечного управления на больших углах атаки [1, 2]. Решение данной проблемы может быть осуществлено энергетическими либо аэродинамическими методами. Из энергетических способов создания управляющего поперечного момента известны: струйные рули, дифференциальное отклонение вектора тяги силовой установки [3]. Недостатком этих технических решений, ограничивающим их использование, является ухудшение характеристик двигателя, вызванное отбором воздуха от компрессора или поворотом реактивной струи.

Наибольшее распространение в настоящее время получили аэродинамические пути обеспечения эффективности поперечного управления на больших углах атаки: совершенствование формы крыла, отклонение органов механизации, использование новых, нетрадиционных рулей [4]. Данная работа посвящена последнему направлению исследований. Полет на больших углах атаки характерен образованием отрывных зон на крыле, при попадании в которые органы поперечного управления становятся неэффективными. Это обстоятельство обуславливает выбор положения рулей вне возможных зон отрыва: вблизи передней кромки крыла или на его нижней поверхности [4].

Принцип работы некоторых предложенных органов поперечного управления основан на использовании эффектов, связанных с “полезным” отрывом потока: генерированием вихревой пелены и воздействием на режим отрывного обтекания крыла.

Работа в направлении поиска рулей, обеспечивающих создание кренящего момента на больших, включая закритические, углах атаки, привела автора к идее использования для этих целей интерцептора, установленного на нижней поверхности крыла, управляющий эффект которого образуется за счет разрежения в отрывной зоне за интерцептором [5].

Целью данной статьи является исследование аэродинамических характеристик тонкого профиля с предлагаемым интерцептором.

Основной материал

При проведении исследований использовался метод дискретных вихрей в нелинейной нестационарной постановке. Основные положения данного метода и система обозначений изложена в [6].

В результате вычислительного эксперимента определялись осредненные по времени величины коэффициентов давления и аэродинамических коэффициентов на интервале изменения безразмерного времени τ [5]:

$$0 \leq \tau \leq 7,5.$$

Эффективность интерцептора во всех случаях оценивалась по относительному приращению осредненного коэффициента нормальной силы профиля с интерцептором по сравнению с профилем без интерцептора $\Delta \bar{C}_y$ ($\Delta \bar{C}_y = \Delta C_y / C_y$, где ΔC_y - изменение коэффициента нормальной силы при отклонении интерцептора, C_y - значение коэффициента нормальной силы при неотклоненном интерцепторе).

Величина $\Delta \bar{C}_y$ зависит от угла отклонения интерцептора. С ростом угла атаки α угол отклонения интерцептора δ_u , при котором достигается макси-

мальный управляющий эффект, уменьшается. На $\alpha = 30^\circ$ при $\bar{x}_{и-} = 0,225$ и $\bar{b}_{и} = 0,275$ максимальное $\Delta\bar{C}_y$ обеспечивается при $\delta_u = 75^\circ$, на угле атаки $\alpha = 50^\circ$ при $\delta_u = 60^\circ$, а на $\alpha = 70^\circ$ при $\delta_u = 30^\circ$ (рис. 1) ($\bar{b}_{и} = b_{и} / b$, где $b_{и}$ – хорда интерцептора, b – хорда профиля, $\bar{x}_{и-} = x_{и-} / b$, где $x_{и-}$ – координата оси поворота интерцептора, знак “-” означает размещение интерцептора на нижней поверхности профиля). Отклонение интерцептора на угол $\delta_u = 90^\circ$ и больше не приносит ощутимого эффекта из-за уменьшения интенсивности отрыва. На рис. 1 штрихпунктирной линией показаны максимальные значения $\Delta\bar{C}_y$, которые удалось получить.

Интерцептор, расположенный на нижней поверхности профиля на расстоянии $\bar{x}_{и-} = 0,225$ от передней кромки профиля, сохраняет свою эффективность до угла атаки $\alpha \approx 75^\circ$ (рис. 1).

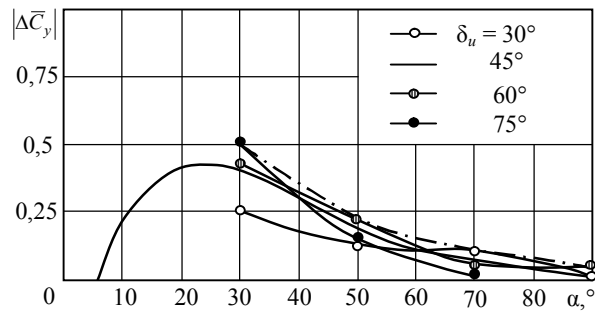


Рис. 1. Абсолютные значения относительного приращения осредненного коэффициента нормальной силы профиля при различных углах отклонения интерцептора

На рис. 2 показана картина распределения осредненного коэффициента давления C_p для профиля с интерцептором при $\bar{x}_{и-} = 0,225$, $\bar{b}_{и} = 0,275$, $\delta_u = 45^\circ$ и $\alpha = 30^\circ$. Обтекание безотрывное. Анализ данных, приведенных на рис. 2, показывает, что управляющий эффект, вызванный разрежением за интерцептором [6], создается и при безотрывном обтекании.

Также, как и в случае отрывного обтекания [4], нагрузка на интерцептор уменьшает управляющий эффект (рис. 2).

Торможение потока перед интерцептором практически отсутствует (рис. 2).

Исследование влияния угла атаки на аэродинамические характеристики профиля с интерцептором на нижней поверхности. Для наиболее эффективного интерцептора при $\bar{x}_{и-} = 0,225$ и $\bar{b}_{и} = 0,275$ рассчитывались аэродинамические характеристики в закритическом диапазоне углов атаки α . Коэффици-

ент момента тангажа m_z , определявшийся относительно носка профиля, для профиля с выпущенным интерцептором при $\alpha < 40^\circ$ имеет меньшую абсолютную величину при всех значениях угла отклонения δ_u по сравнению с профилем без механизации, что обусловлено уменьшением аэродинамической нагрузки при выпуске интерцептора (рис. 3). При увеличении $\alpha > 50^\circ$ разница в величинах m_z значительно уменьшается и для $\alpha > 80^\circ$ становится почти равной нулю (рис. 3).

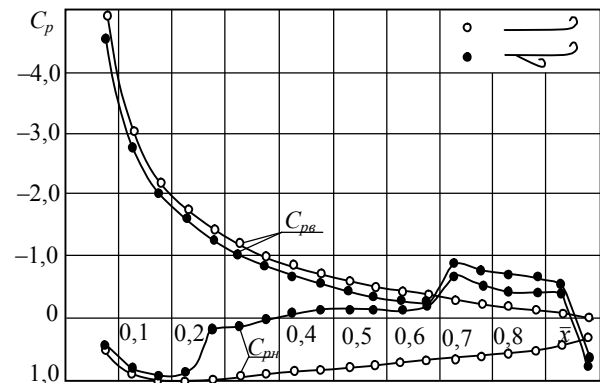


Рис. 2. Картина распределения осредненного коэффициента давления C_p для профиля с интерцептором при $\bar{x}_{и-} = 0,225$, $\bar{b}_{и} = 0,275$, $\delta_u = 45^\circ$, $\alpha = 30^\circ$

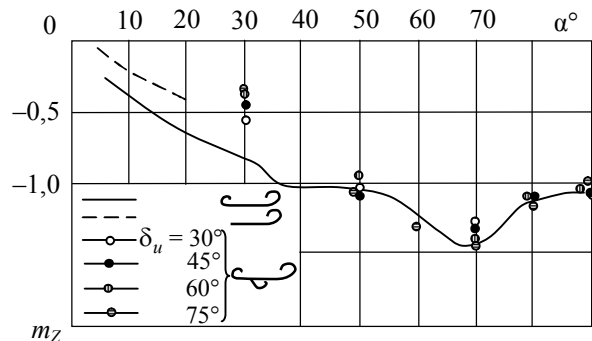


Рис. 3. Зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки для профиля с интерцептором при $\bar{x}_{и-} = 0,225$ и $\bar{b}_{и} = 0,275$ для различных узлов отклонения интерцептора

Коэффициент продольной силы C_x существенно зависит от угла отклонения интерцептора (рис. 4). С ростом величины δ_u значение C_x также возрастает, что вызвано увеличением нагрузки на интерцептор. При увеличении δ_u от 30 до 75° для $\alpha = 30^\circ$ коэффициент C_x увеличивается более, чем в 3 раза (рис. 4). С ростом угла атаки α C_x уменьшается и при $\alpha \approx 80 \dots 90^\circ$ становится практически равным нулю (рис. 4).

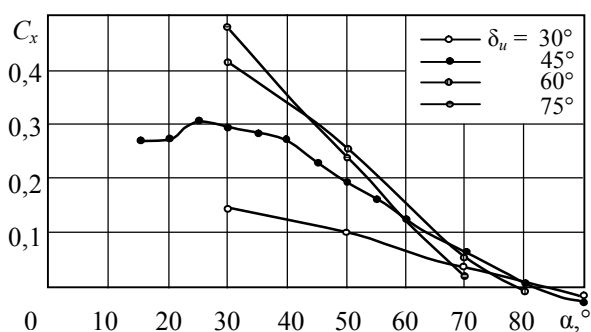


Рис. 4. Зависимость коэффициента продольной силы C_x профиля с интерцептором от угла отклонения интерцептора при $\bar{x}_{и-} = 0,225$, $\bar{b}_{и} = 0,275$ для различных узлов отклонения интерцептора

Такое изменение коэффициента C_x по углу атаки объясняется уменьшением нагружения интерцептора, а, значит, и соответствующей проекции аэродинамической нагрузки на ось продольную ОХ с ростом α .

Относительная координата центра давления \bar{X}_d при $\alpha < 40^\circ$ несколько уменьшается при выпуске интерцептора на профиле (рис. 5). Это вызвано более сильным уменьшением коэффициента момента тангажа m_z по сравнению с уменьшением коэффициента нормальной силы C_y .

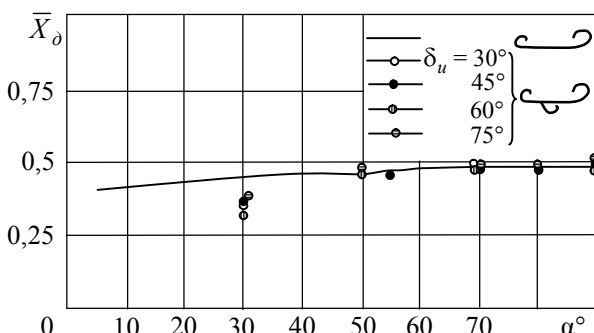


Рис. 5. Зависимость относительной координаты центра давления от угла атаки для профиля с интерцептором при $\bar{x}_{и-} = 0,225$ и $\bar{b}_{и} = 0,275$ для различных углов отклонения интерцептора

При увеличении угла атаки α изменение \bar{X}_d при выпуске интерцептора уменьшается, что обусловлено уменьшением разницы в соответствующих изменениях C_y и m_z (рис. 5).

Выводы

1. Размещение интерцептора на нижней поверхности профиля позволяет сохранить управляющее воздействие интерцептора на больших, в том числе закритических углах атаки.

2. При отрывном обтекании профиля с интерцептором с увеличением угла атаки угол отклонения интерцептора, при котором достигается максимальный управляющий эффект, уменьшается.

3. Отклонение интерцептора на угол $\delta_0 = 90^\circ$ и больше неэффективно из-за уменьшения интенсивности отрыва потока.

4. При безотрывном обтекании профиля с интерцептором на нижней поверхности создается управляющий эффект, вызванный разрежением за интерцептором.

Список литературы

1. *Летно-технические характеристики самолета Су-27* / [М.С.Архипов и др.]; под ред. А.И. Нелюбова. – М. : ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1988. – 139 с.
2. *Летно-технические характеристики самолета Миг-29* / [Ф. И. Ганиев и др.]; под общ. ред. А.М. Тарасенкова. – М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1985. – 85 с.
3. Чжен П. *Управление отрывом потока* / П. Чжен – М.: Мир, 1979. – 552 с.
4. Бушуев В.И. *К теории вихревой механизации* [Текст] / В.И. Бушуев, А.Н. Желанников // Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. – 1986. – Вып. 1313. – С. 176-182.
5. Ковтонюк И.Б. *Аэродинамическая эффективность механизации тонкого профиля в широком диапазоне углов атаки при обтекании потоком идеальной несжимаемой жидкостью* / И.Б. Ковтонюк // Системы управління, навігації та зв'язку. – 2015. – Вип. 1(33). – С. 73-76.
6. Белоцерковский С.М. *Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью* / С.М. Белоцерковский, М.И. Ништ. – М. : Наука, 1978. – 351 с.

Поступила в редколлегию 23.09.2015

Рецензент: канд. техн. наук, проф. Ю.И. Миргород, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

ВПЛИВ КУТА АТАКИ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТОНКОГО ПРОФІЛЮ З ІНТЕРЦЕПТОРОМ

І.Б. Ковтонюк

Наведено аеродинамічні характеристики тонкого профілю з інтерцептором, який розташований на нижній стороні профілю. Розглянуто вплив кута атаки і кута відхилення інтерцептора на його аеродинамічну ефективність.

Ключові слова: профіль крила, аеродинамічні характеристики, інтерцептор, коефіцієнт тиску.

INFLUENCE OF ANGLE OF ATTACK ON THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A THIN PROFILE WITH INTERCEPTOR

I.B. Kovtonyuk

Shows thin aerodynamic profile with a spoiler placed on the lower side of the profile. The influence of the angle of attack and the deflection angle of the spoiler to its aerodynamic efficiency is considered.

Keywords: wing profile, aerodynamic characteristics, spoiler, coefficient of pressure.