

УДК 629.73.017.2

И.Б. Ковтонюк

Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРЯМОУГОЛЬНОГО КРЫЛА С ИНТЕРЦЕПТОРОМ НА НИЖНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ

В данной работе представлены результаты экспериментальных исследований по изучению одного из путей улучшения эффективности поперечного управления самолетом на закритических углах атаки посредством использования интерцептора, установленного на нижней поверхности крыла. Проведен весовой эксперимент по исследованию влияния интерцептора на коэффициент нормальной силы прямоугольного крыла.

Ключевые слова: крыло, аэродинамические характеристики, интерцептор, физический эксперимент.

Введение

Летательные аппараты военного назначения (ЛА ВН) нашли широкое применение в качестве объектов военной техники. В настоящее время реализуется множество программ разработки и модернизации ЛА ВН различных типов, что неразрывно связано с формированием или изменением их аэродинамической компоновки. Одна из основных задач разработчиков в процессе аэродинамической компоновки ЛА ВН заключается в обеспечении требуемых характеристик их устойчивости и управляемости.

Для многих современных истребителей величина допустимого угла атаки, определяющего маневренные характеристики ЛА, ограничена возможностью управления по крену [1, – 3].

Решению этой важной проблемы посвящены ряд работ, в которых предлагаются аэродинамические пути ее решения [4 – 7].

В работе [4] в качестве органа поперечного управления на больших углах атаки предложен генератор вихрей в виде треугольного крылышка. В работах [5, 6] для управления по крену рассматриваются поворотные аэродинамические гребни, дифференциально отклоняемые половины наплыва крыла, дифференциально отклоняемый верхний план бипланного крыла. Однако, эти органы управления имеют ряд недостатков, ограничивающих возможность их применения. Недостатками генераторов вихрей, как органа управления креном, являются необходимость обеспечения безотрывного обтекания, что не всегда возможно на больших углах атаки, смена знаков управляющего момента при возникновении отрыва на крыле и конструктивная сложность.

При использовании для управления по крену поворотных аэродинамических гребней и дифференциально отклоняемых половин наплыва крыла

создается неблагоприятный сопутствующий момент рыскания.

В работах [6, 7] для управления самолетом в поперечном канале на больших, включая закритические, углах атаки предложен интерцептор, расположенный на нижней поверхности крыла.

Данная работа продолжает направление исследований по обоснованию аэродинамической эффективности предложенного интерцептора и ее целью является экспериментальное исследование аэродинамических характеристик прямоугольного крыла с предлагаемым интерцептором.

Условия эксперимента

С целью всестороннего исследования физических процессов, имеющих место при обтекании потоком крыла с интерцептором на нижней поверхности был проведен весовой эксперимент.

На первом этапе проводились качественные исследования в аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей Т-1.

При выполнении продувок учитывалось влияние державки.

Максимальная скорость потока в рабочей части трубы составляла $V_{\max} = 25$ м/с.

Модель прямоугольного крыла с интерцептором

Для качественного исследования аэродинамической эффективности интерцептора использовалась модель прямоугольного крыла с интерцептором вдоль всего размаха (рис. 1).

Модель крыла выполнена из листовой стали и имеет следующие геометрические параметры:

- толщина $\delta = 0,0008$ м;
- размах $l = 0,28$ м;
- хорда $b = 0,07$ м;
- площадь крыла $S = 0,0196$ м²;
- удлинение крыла $\lambda = 4$.

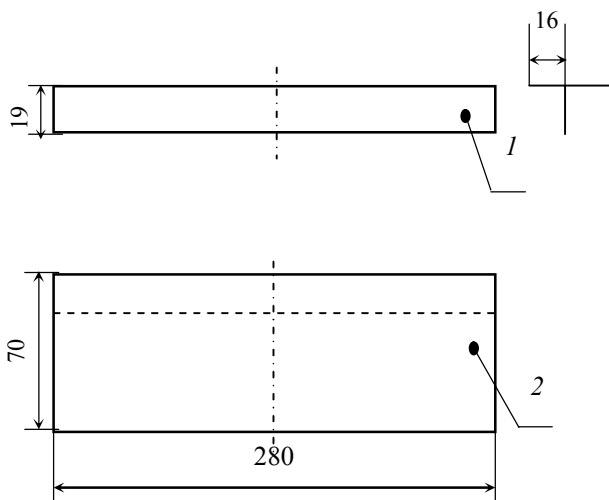


Рис. 1. Модель тонкого прямогоугольного крыла с интерцептором:
1 – интерцептор; 2 – крыло

Относительная толщина профиля крыла \bar{c} составляла:

$$\bar{c} = c / b = 0,011,$$

где c – толщина профиля крыла.

Передняя кромка крыла заострена снятием односторонней фаски с верхней поверхности. Ширина фаски равна утроенной толщине крыла.

Интерцептор изготовлен из алюминиевого листа толщиной $\delta = 0,0005$ м и имеет прямоугольную форму.

Относительная хорда интерцептора составляла:

$$\bar{b}_и = b_и / b = 0,275,$$

где $b_и$ – хорда интерцептора.

Аэродинамическая эффективность интерцептора исследовалась при различном положении интерцептора вдоль хорды крыла на верхней и нижней поверхностях крыла.

Ось поворота интерцептора параллельна оси OZ связанной с крылом системы координат.

Относительная координата оси поворота интерцептора вдоль хорды крыла определялась таким образом:

$$\bar{x}_и = x_и / b,$$

где $x_и$ – координата оси поворота интерцептора.

Угол отклонения интерцептора во всех случаях составлял $\delta_и = 90^\circ$.

Исследование влияния интерцептора на коэффициент нормальной силы прямогоугольного крыла

Весовой эксперимент по исследованию влияния интерцептора, установленного на нижней поверхности крыла, на аэродинамические характери-

стики прямогоугольного крыла проводился с целью обоснования одного из путей улучшения эффективности поперечного управления самолетом на закритических углах атаки посредством использования данного интерцептора.

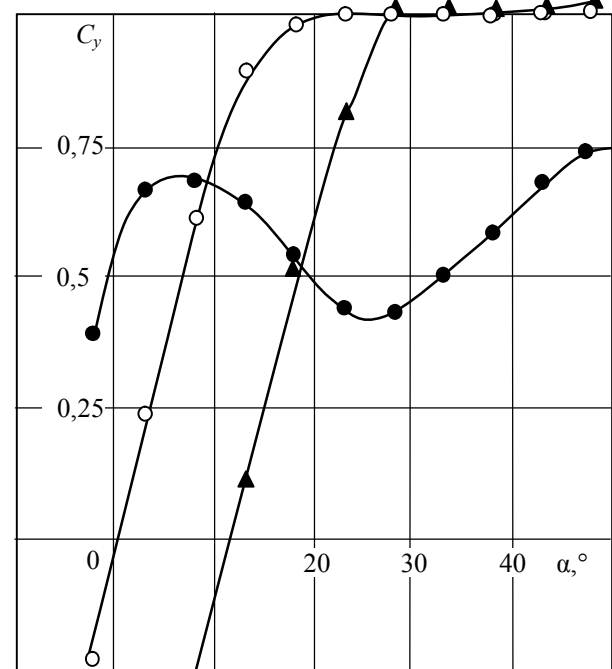
В результате физического эксперимента проведена оценка аэродинамической эффективности интерцептора путем анализа его влияния на коэффициент нормальной силы C_y прямогоугольного крыла на различных углах атаки.

Рассматривалось два варианта расположения интерцептора на модели крыла:

– на верхней поверхности с $\bar{x}_{и+} = 0,725$ (знак “+” означает размещение интерцептора на верхней поверхности крыла);

– на нижней поверхности с $\bar{x}_{и-} = 0,225$, (знак “-” означает размещение интерцептора на нижней поверхности крыла).

На рис. 2 приведены полученные в результате исследования зависимости коэффициента нормальной силы C_y от угла атаки для двух вышеуказанных вариантов размещения интерцептора на крыле и крыла без интерцептора.



○ – исходное крыло

● – $\bar{x}_{и-} = 0,225$

▲ – $\bar{x}_{и+} = 0,275$

Рис. 2. Зависимость коэффициента нормальной силы C_y прямогоугольного крыла с различными вариантами установки интерцептора от угла атаки

Анализ данной зависимости показывает, что, начиная с угла атаки $\alpha \approx 28^\circ$, интерцептор на верхней поверхности крыла не влияет на величину коэффициента нормальной силы C_y , в то время как интерцептор на нижней поверхности уменьшает значения C_y и остается эффективным вплоть до $\alpha \approx 45^\circ$ (рис. 2).

При $\alpha < 8^\circ$ выпуск интерцептора на нижней поверхности приводит не к уменьшению, а к увеличению коэффициента нормальной силы C_y , что свидетельствует о смене знака управляющего эффекта (рис. 2).

Выводы

1. Таким образом, проведенные экспериментальные исследования позволяют сделать вывод о возможности поперечного управления на больших углах атаки при помощи интерцептора, размещенного на нижней поверхности крыла.

2. Недостатком данного интерцептора является смена знака управляющего воздействия на малых углах атаки.

Список литературы

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

2. *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.*

3. *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.*

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 органов управления креном маневренных самолетов / И.Б. Ковтонюк, О.Б. Анипко // Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил. – X. : Харківський університет Повітряних Сил, 2012. – № 2 (31). – С. 31–33.*

6. *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 // Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил. – X. : Харківський університет Повітряних Сил, 2012. – № 4 (33). – С. 23–26.*

7. *Ковтонюк И.Б. Аэродинамическая эффективность механизации тонкого профиля в широком диапазоне углов атаки при обтекании потоком идеальной несжимаемой жидкости / И.Б. Ковтонюк // Системи управління, навігації та зв'язку : збірник наукових праць. – Полтава : Полтавський національний технічний університет, 2015. – Вип. 1(33). – С. 73–76.*

Поступила в редколлегию 29.09.2015

Рецензент: д-р техн. наук доц. А.Б. Котов, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРЯМОКУТНОГО КРИЛА З ІНТЕРЦЕПТОРОМ НА НИЖНІЙ ПОВЕРХНІ

І.Б. Ковтонюк

У даній роботі представлено результати експериментальних досліджень з вивчення одного із шляхів покращення ефективності поперечного керування літаком на закритичних кутах атаки за допомогою використання інтерцептора, який встановлений на нижній поверхні крила. Проведено ваговий експеримент по дослідженню впливу інтерцептора на коефіцієнт нормальній сили прямокутного крила.

Ключові слова: крило, аеродинамічні характеристики, інтерцептор, фізичний експеримент.

EXPERIMENTAL STUDY OF THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A RECTANGULAR WING WITH INTERCEPTOR ON THE LOWER SURFACE

I.B. Kovtonyuk

This paper presents the results of experimental studies of one of the ways to improve the efficiency of lateral control of the aircraft at supercritical angles of attack by using a spoiler mounted on the lower surface of the wing. An weight experiment to study the influence of the spoiler on the coefficient of the normal force of a rectangular wing is conducted.

Keywords: wing, aerodynamic characteristics, spoiler, physical experiment.