УДК 629.7.025.7

## И. Б. КОВТОНЮК

### АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТОНКОГО ПРОФИЛЯ С ИНТЕРЦЕПТОРОМ

На основе метода дискретных вихрей получены аэродинамические характеристики тонкого профиля с интерцептором, расположенным на нижней поверхности профиля. Для проверки достоверности результатов вычислительного эксперимента проведено сравнение полученных данных с расчетами других авторов. Проведены методические исследования влияния числа вихрей, моделирующих профиль с интерцептором, на точность определяемых аэродинамических характеристик. Проанализирована картина распределения давления при обтекании профиля с интерцептором и выявлена физическая сущность образования управляющего эффекта. Установлено, что данный орган управления является вихревым, так как управляющий эффект создается пеленой, сходящей с интерцептора.

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

Введение. Разработка и модернизация летательных аппаратов (ЛА) предполагает формирование и усовершенствование их аэродинамической компоновки, которая должна обеспечивать требуемые характеристики устойчивости и управляемости ЛА, что особенно актуально для маневренных и дистанционно управляемых ЛА, а также для ЛА с автоматической системой управления полетом.

Для развития маневренных ЛА в настоящее время характерны расширение диапазонов изменения параметров полета, многофункциональность, всережимность, повышение точности управления. Эксплуатационная область режимов полета современных маневренных ЛА ограничена, исходя из недостаточной устойчивости и управляемости ЛА на этих режимах, что приводит к повышению требований к характеристикам устойчивости и управляемости ЛА.

Таким образом, в настоящее время существует широкомасштабное проблемное направление по разработке методов и конструктивных решений, направленных на достижение улучшенных характеристик устойчивости и управляемости маневренных ЛА, которые закладываются уже на концептуальных, ранних этапах разработки.

Анализ литературных данных и постановка проблемы. Одним из важнейших требований к современным истребителям является "сверхманевренность", рассматриваемая как необходимая составляющая концептуальной разработки перспективных маневренных летательных аппаратов [1, 2]. Реализация "сверхманевренности" предполагает управляемый полет на больших углах атаки. Однако, на этих режимах элероны и флапероны попадают в обширные отрывные зоны на поверхности крыла и теряют свою аэродинамическую эффективность [3, 4]. Потеря аэродинамической эффективности органов управления креном не позволяет выполнить полет на больших углах атаки и полностью реализовать возможности планера ЛА по созданию нормальной перегрузки. Поэтому решение научной проблемы обеспечения аэродинамической эффективности органов управления креном на этих режимах является актуальным.

В работе [5] в качестве возможного органа поперечного управления на больших углах атаки, включая закритические, предложен интерцептор, расположенный на нижней части несущей поверхности.

Цель и задачи исследования. Целью данной статьи является обоснование возможности использования интерцептора, расположенного на нижней части несущей поверхности в качестве органа управления креном на больших углах атаки.

Задачей исследования является исследование аэродинамических характеристик тонкого профиля с интерцептором, расположенным на нижней части профиля.

Для достижения поставленной цели были поставлены следующие задачи:

1. Провести проверку достоверности результатов вычислительного эксперимента.

2. Методические исследования влияния числа вихрей, моделирующих профиль с интерцептором, на точность аэродинамических характеристик.

3. Исследование физической сущности образования управляющего эффекта.

Материалы и методы исследования аэродинамических характеристик тонкого профиля с интерцептором. При решении задач исследования использовались метод дискретных вихрей [6], а также методы научного обобщения и анализа. Основные положения применяемого метода и система обозначений изложены в [6].

Для проведения исследований была разработана и отлажена программа расчета нелинейных нестационарных аэродинамических характеристик профиля с механизацией. Достоверность расчетов подтверждена сравнением полученных результатов с расчетами, приведенными в [6]. Сходимость наблюдается по мгновенным (рис. 1), суммарным перегрузкам и по форме пелены (рис. 2).



Рис. 1 – Аэродинамическая нагрузка, действующая на профиль в момент времени  $\tau = 0,5$ 

<sup>©</sup> И.Б.Ковтонюк. 2015



Рис. 2 – Вихревые пелены, сходящие с кромок профиля при  $\alpha = 30^\circ$ ,  $\tau = 0.5$ , N = 20

Также проводилось качественное сравнение картины распределения давления с данными других авторов [7-9]. При сравнении наблюдается удовлетворительная качественная сходимость результатов. Ниже будет показана возможность моделирования известных эффектов, связанных с отрывными и безотрывными течениями, что также свидетельствует о достоверности полученных результатов.

# Виды исследуемой механизации, варьируемые параметры

В ходе численного эксперимента рассматривалась механизация профиля в виде интерцептора.

Для профиля с интерцептором варьировались: положение интерцептора вдоль хорды профиля на нижней и верхней поверхности, угол отклонения интерцептора  $\delta_u$ , хорда интерцептора  $\overline{b_u}$ :

$$b_u = b_u / b ,$$

где *b<sub>u</sub>* – хорда интерцептора, *b* – хорда профиля.

Осреднение коэффициентов давления и аэродинамических коэффициентов проводилось на интервале изменения безразмерного времени  $\tau$ :

$$0 \le \tau \le 7,5$$

Эффективность механизации во всех случаях оценивалась по изменению коэффициента нормальной силы  $C_y$  профиля с механизацией по сравнению с профилем без механизации.

При проведении расчетов сход пелены моделировался с задних кромок профиля и интерцептора, а, начиная с угла атаки  $\alpha = 30^\circ$ , - и с передней кромки профиля [6]. На угле атаки  $\alpha = 30^\circ$  рассматривались случаи как отрывного, так и безотрывного обтекания.

Результаты методических исследований влияния числа вихрей, моделирующих профиль с интерцептором, на точность аэродинамических характеристик. С целью изучения возможности уменьшения затрат машинного времени при вычислении аэродинамических характеристик профиля с интерцептором проводились методические исследования влияния на точность расчета числа вихрей N, профиль и интерцептор, моделирующих при  $\bar{x}_u = 0,225, \quad b_u = 0,275, \quad \delta_u = 45^\circ.$  Оценка точности расчетов проводилась по относительной погрешности  $\varepsilon = \Delta C_v / C_v$ , где  $\Delta C_v$  – изменение коэффициента нормальной силы в данном расчете по сравнению с базовым. За базовый расчет был принят расчет при

моделировании профиля 20-ю вихрями и интерцептора 5-ю вихрями. При уменьшении числа вихрей, моделирующих профиль, с 20 до 10, а числа вихрей, моделирующих интерцептор, с 5 до 3 относительная погрешность  $\varepsilon$  составила 1 % (позиция *3* на рис. 3).

Дальнейшее уменьшения количества суммарных вихрей на профиле до 7 при сохранении трех вихрей на интерцепторе приводит к росту относительной погрешности  $\varepsilon$  до 5 % (позиция 2 на рис. 3). Такая точность еще является удовлетворительной. Последующее же уменьшение моделирующих вихрей приводит к резкому росту  $\varepsilon$  (позиция 1 на рис. 3). Во всех вышеупомянутых случаях выполнялось требование о примерном равенстве длины расчетных полос на профиле и интерцепторе.

Таким образом, для приемлемого по точности моделирования достаточно размещать 7 вихрей на профиле и 3 вихря на интерцепторе, что позволяет существенно сократить затраты машинного времени при решении задачи в трехмерной постановке. Это обстоятельство может быть использовано при исследовании крыльев с интерцепторами. Однако, для более детального изучения картины распределения давления на профиле и механизации расчеты проводились с использованием для моделирования N = 25 вихрей. Собственно профиль моделировался 20-ю вихрями, механизация – 5-ю вихрями.



Рис. 3 – Относительная погрешность проведенных расчетов по сравнению с базовым

Обсуждение результатов численного исследования аэродинамических характеристик профиля с интерцептором. Используемая методика расчета позволяет моделировать все основные эффекты, вызванные отклонением механизации профиля. Выпуск интерцептора на профиле при безотрывном обтекании приводит к торможению потока и увеличению давления на верхней поверхности профиля перед интерцептором, увеличению разрежения на нижней поверхности профиля [7]. На рис. 4, 5 приведена картина распределения осредненных коэффициентов давления на нижней  $C_{pu}$  и верхней  $C_{ps}$  поверхностях при безотрывном обтекании профиля с интерцептором для относительной координаты оси поворота интерцептора  $\overline{x}_{u+} = 0,725$  и  $\overline{x}_{u+} = 0,225$  соответственно:

$$\overline{x}_u = x_u / b$$

где  $X_u$  – координата оси поворота интерцептора; "+" – означает размещение интерцептора на верхней поверхности профиля, "–" – на нижней.

В обоих случаях  $\delta_u = 45^\circ$ ,  $\overline{b}_u = 0,275$ ,  $\alpha = 30^\circ$ .

Анализ данных, представленных на рис. 5, 6 подтверждает вышеупомянутые эффекты.

При возникновении отрыва на передней кромке профиля картина распределения давлений существенно меняется. Управляющий эффект при расположении интерцептора вблизи передней кромки создается мощной вихревой пеленой, сходящей с задней кромки интерцептора (рис. 6). Интенсивность этой пелены примерно равна интенсивности носовой пелены, а знак циркуляций свободных вихрей совпадает со знаком циркуляций вихрей кормовой пелены. Проходя под профилем, управляющая пелена создает зону разрежения на его нижней поверхности, а затем, взаимодействуя с кормовой пеленой, высасывается в пространство над верхней поверхностью профиля и потом уносится потоком (рис. 6). При этом в отрывной зоне за интерцептором мощный вихрь, аналогичный на нижней  $C_{ph}$  и верхней  $C_{pb}$  поверхностях профиля с интерцептором при безотрывном обтекании для  $\overline{x}_{u+} = 0,725$ 



Рис. 4 – Картина распределения осредненных коэффициентов давления



Рис. 5 – Картина распределения осредненных коэффициентов давления на нижней  $C_{ph}$  и верхней  $C_{ps}$  поверхностях профиля с интерцептором при безотрывном обтекании для  $\overline{x}_{u+} = 0,225$  кормовому, не формируется, а существуют лишь отдельные мелкие вихри

Ближний след профиля с интерцептором  $\alpha = 35^{\circ}$ ,  $\overline{x}_u = 0,225, \ \overline{b}_u = 0,275, \ \delta_u = 45^{\circ}$  изображен на рис. 7.



Рис. 6 – Ближний след профиля с интерцептором при  $\alpha = 35^{\circ}, \ \overline{X}_{u} = 0.225, \ \overline{b}_{u} = 0.275, \ \delta_{u} = 45^{\circ}:$ 

- ➤ кормовая вихревая пелена;
- – вихревая пелена, сходящая с интерцептора

Суммарное изменение коэффициента  $C_y$  при  $\alpha = 30^\circ$ ,  $\overline{x}_{u-} = 0,225$ ,  $\overline{b}_u = 0,225$  составляет  $\Delta C_y = -0,67$ . При этом  $\Delta C_y$ , вызванное нагрузкой на интерцепторе, равно 0,3. Отсюда следует, что собственно управляющее воздействие составляет  $\Delta C_y = -0,97$ , а из-за нагружения интерцептора управляющий эффект уменьшается примерно на 30 %.

Таким образом, рассматриваемый орган управления в виде интерцептора, расположенного на нижней поверхности профиля вблизи передней кромки, является вихревым, так как управляющий эффект создается пеленой, сходящей с интерцептора, а не нагрузкой на сам интерцептор [10].

#### Выводы

1. Для приемлемого по точности моделирования аэродинамических характеристик тонкого профиля с механизацией достаточно размещать 7 вихрей на профиле и 3 вихря на интерцепторе.

2. Установлено, что интерцептор, расположенный на нижней поверхности профиля вблизи передней кромки, является вихревым органом управления, так как управляющий эффект создается мощной вихревой пеленой, сходящей с задней кромки интерцептора, а не нагрузкой на сам интерцептор. Проходя под профилем, управляющая пелена создает зону разрежения на его нижней поверхности, а затем, взаимодействуя с кормовой пеленой, высасывается в пространство над верхней поверхностью профиля и потом уносится потоком.

Список литературы: 1. Булат, П. В. На пути к пятому и шестому поколению. Часть II. Десять лет спустя. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <u>http://paralay/com/</u>. 2. Булат, П. В. О сравнении истребителей четвертого и пятого поколения. Часть I. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <u>http://paralay/com/</u>. 3. Летно-технические характеристики самолета Су-27 [Текст] / 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. 4. Летно-технические характеристики самолета Миг-29 [Текст] / 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. Ковтонюк, И. Б. Аэродинамическая эффективность механизации тонкого профиля в широком лиапазоне углов атаки при обтекании потоком илеальной несжимаемой жидкости [текст] / И. Б. Ковтонюк // системи управління, навігації та зв'язку. – 2015. – вип. 1(33). – с. 73–76. 6. Белоцерковский, С. М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью [Текст] / С. М. Белоцерковский, М. И. Ништ. - М.: Наука, 1978. - 351 с. 7. Краснов, Н. Ф. Управление и стабилизация в аэродинамике [Текст] / Н. Ф. Краснов, В. Н. Кошевой; под ред. Н. Ф. Краснова. – М.: Высшая школа, 1978. – 480 с. 8. Шлихтинг, Г. Теория пограничного слоя [Текст] / Г. Шлихтинг. -М.: Наука, 1969. – 742 с. 9. Чжен, П. Управление отрывом потока [Текст] / П Чжен. - М.: Мир, 1979. - 552 с.10. Бушуев, В. И. К теории вихревой механизации [Текст] / В. И. Бушуев, А. Н. Желанников // Труды ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского. - 1986. - Вып. 1313. -C. 176-182.

Bibliography (transliterated): 1. Bulat, P. V. On the way to the fifth and sixth generation. Part II. Ten years later. [Electronic resource]. Mode of access: http://paralay/com/. 2. Bulat, P. V. Comparison of fighters of the fourth and fifth generation. Part I. [Electronic resource]. Mode of access: http://paralay/com/. 3. Arkhipov, M. S. Ignatkin, V. K., Momdzhi, V. G. etc.; ed. A. .I. Nelyubov. (1988). The scheduled performance of the Su-27. Moscow: VVIA them. prof. M. E. Zhukovsky, 139. 4. Ganiev, F. I., Novad, A. A., Petrenko, V. N., etc.; under the total. ed. Tarasenkova, A. M. (1985). The scheduled performance of the MiG-29. Moscow: VVIA them. prof. N. E. Zhukovsky, 85. 5. The aerodynamic efficiency of mechanization of thin profile in a wide range of angles of attack at a flow stream of an ideal incompressible fluid. 6. Belotserkovsky, S. M., Nisht, M. I. (1978). separated and unseparated flow around thin wings of an ideal fluid. Moscow: Nauka, 351. 7. Krasnov, N. F., Mishka, V. N. (1978). Control and stabilization in aerodynamics. Moscow: Higher School, 480. 8. Shlihting, G. (1969). Teoriia pogranichnogo sloia. Moscow: Nauka, 742. 9. Zheng, P. (1979). Management flow separation. Moscow: Mir, 552. 10. Bushuyev, V., Zhelannikov, A. N. (1986). The theory of vortex mechanization. Proceedings VVIA them. prof. N. E. Zhukovsky, V. 1313, 176-182.

Поступила (received) 29.10.2015

## Відомості про авторів / Сведения об авторах / About the Authors

*Ковтонюк Ігор Борисович* – доктор технічних наук, доцент, Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, начальник кафедри аеродинаміки та динаміки польоту; Харківська область, Харківський район, смт Пісочин; тел.: 067-573-20-61; e-mail: <u>igor\_kovtonyuk@ukr.net</u>.

*Ковтонюк Игорь Борисович* – доктор технических наук, доцент, Харьковский університет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, начальник кафедры аэродинамики и динамики полета; Харьковская область, Харьковский район, пгт Песочин; тел.: 067-573-20-61; e-mail: <u>igor\_kovtonyuk@ukr.net</u>.

*Kovtonyuk Igor* – doctor of technical sciences, associate professor, Kharkiv Air Force University named after Ivan Kozhedub, Department of aerodynamics and flight dynamics, Kharkiv region, p. Pesochin; tel.: 067-573-20-61; e-mail: igor\_kovtonyuk@ukr.net.