

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 ча-

сти 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).

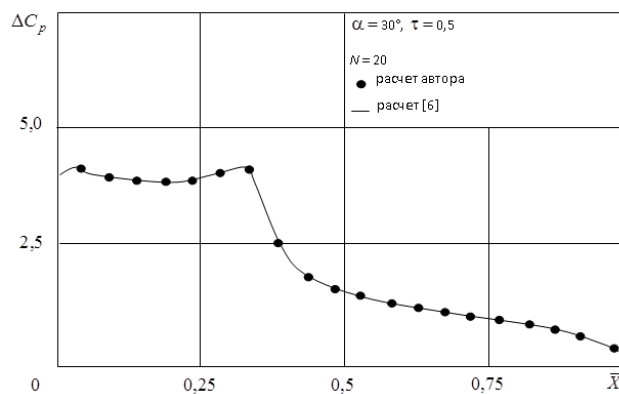


Рис. 1 – Аэродинамическая нагрузка, действующая на профиль в момент времени $\tau = 0,5$

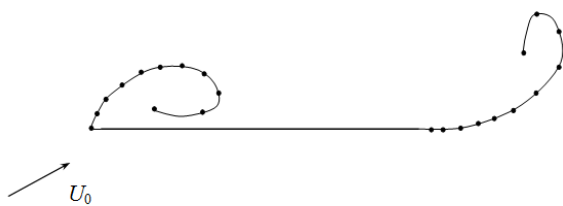


Рис. 2 – Вихревые пелены, сходящие с кромок профиля при $\alpha = 30^\circ$, $\tau = 0,5$, $N = 20$

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 δ_u , хорда интерцептора \bar{b}_u :

$$\bar{b}_u = b_u / b,$$

где b_u – хорда интерцептора, b – хорда профиля.

Осреднение коэффициентов давления и аэродинамических коэффициентов проводилось на интервале изменения безразмерного времени τ :

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

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 , моделирующих профиль и интерцептор, при $\bar{x}_u = 0,225$, $\bar{b}_u = 0,275$, $\delta_u = 45^\circ$. Оценка точности расчетов проводилась по относительной погрешности $\varepsilon = \Delta C_y / C_y$, где ΔC_y – 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 ε 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 ε до 5 % (позиция 2 на рис. 3). Такая точность еще является удовлетворительной. Последующее же уменьшение моделирующих вихрей приводит к резкому росту ε (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.

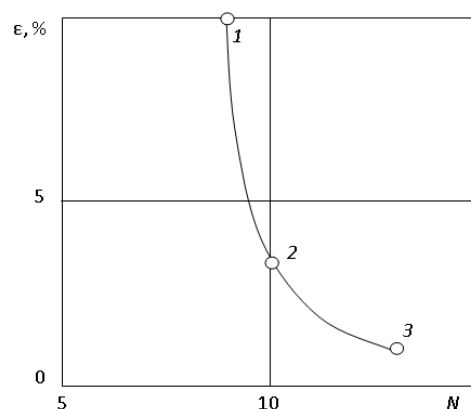


Рис. 3 – Относительная погрешность проведенных расчетов по сравнению с базовым

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_{pn} и верхней C_{ps} поверхностях при безотрывном обтекании профиля с интерцептором для относительной координаты оси поворота интерцептора $\bar{x}_{u+} = 0,725$ и $\bar{x}_{u+} = 0,225$ соответственно:

$$\bar{x}_u = x_u / b,$$

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

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

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 $C_{рн}$ и верхней $C_{рв}$ поверхностях профиля с интерцептором при безотрывном обтекании для $\bar{x}_{u+} = 0,725$

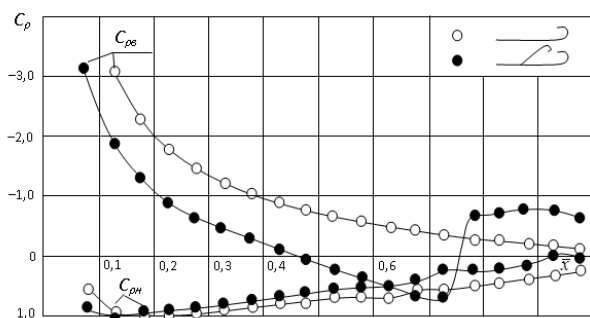


Рис. 4 – Картина распределения осредненных коэффициентов давления

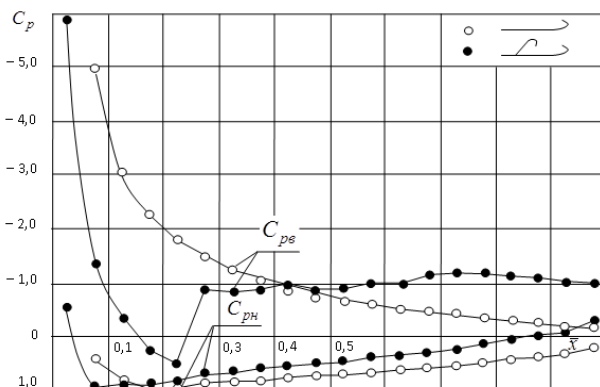


Рис. 5 – Картина распределения осредненных коэффициентов давления на нижней $C_{рн}$ и верхней $C_{рв}$ поверхностях профиля с интерцептором при безотрывном обтекании для $\bar{x}_{u+} = 0,225$ кормовому, не формируется, а существуют лишь отдельные мелкие вихри

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

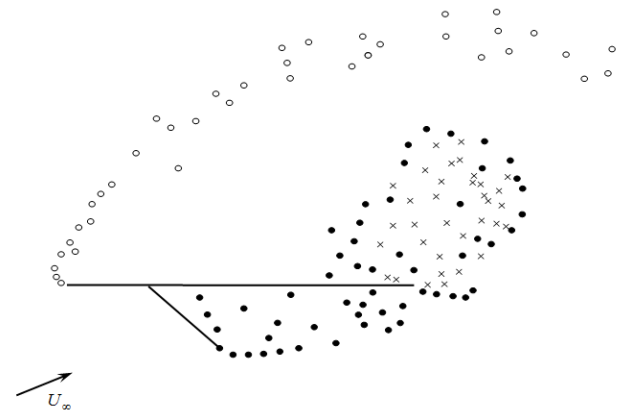


Рис. 6 – Ближний след профиля с интерцептором при $\alpha = 35^\circ$, $\bar{x}_{u+} = 0,225$, $\bar{b}_u = 0,275$, $\delta_u = 45^\circ$:

- – носовая вихревая пелена;
- × – кормовая вихревая пелена;
- – вихревая пелена, сходящая с интерцептора

Суммарное изменение коэффициента C_y при $\alpha = 30^\circ$, $\bar{x}_{u-} = 0,225$, $\bar{b}_u = 0,225$ составляет $\Delta C_y = -0,67$. При этом ΔC_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: <http://paralay.com/>. 2. Булат, П. В. О сравнении истребителей четвертого и пятого поколения. Часть I. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://paralay.com/>. 3. Лётно-технические характеристики самолета Су-27 [Текст] / М. С. Архипов, В. К. Изнатов, 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 диапазоне углов атаки при обтекании потоком идеальной несжимаемой жидкостью [Текст] / И. Б. Ковтонюк // системы управления, навигации 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.** Бушуйев, В. И. К теории вихревой механизации [Текст] / В. И. Бушуйев, А. Н. Желанников // Труды ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского. – 1986. – Вып. 1313. – С. 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., Momdzh, 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 pogrannichnogo sloia*. Moscow: Nauka, 742. **9.** Zheng, P. (1979). Management flow separation. Moscow: Mir, 552. **10.** Bushuyev, V., Zhelan-nikov, 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: igor.kovtonyuk@ukr.net.

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

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.

УДК 534.131, 681.819

О. В. АВДЄЄВ, В. П. ЗАЄЦЬ, С. Г. КОТЕНКО

КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ КОЛИВАНЬ ДЗВОНУ

Проведені експериментальні дослідження звучання корабельного дзвону «ринда» та визначені частоти власних коливань. Побудована комп'ютерна модель дзвону яка повністю відповідає реальному дзвону за геометричними розмірами та фізико-механічних властивостей. Були визначені власні частоти та моди коливань. За експериментальними даними показано, що похибка визначення частот коливань дзвону в комп'ютерній моделі не перевищує 5 % та встановлено відповідність мод коливань частотам в спектрі звуку дзвона.

Ключові слова: власна частота, дзвін, метод кінцевих елементів, моди коливань, спектральний аналіз.

Вступ. Дзвін - інструмент, джерело звуку, що має куполоподібну форму і, зазвичай, язичок, який вдарається зсередини по стінках інструменту. При цьому, в інших моделях, розгойдуватися може як купол дзвону, так і його язичок. У Західній Європі найбільш поширений перший варіант приведення дзвона в дію. У Росії всюди поширений другий, що дає можливість створювати дзвони надзвичайно великих розмірів таких, як «Цар-дзвін». Відомі також дзвони без язичка, по котрим б'ють молоточком або колодою зовні. Матеріалом для більшості дзвонів служить так звана дзвонова бронза, хоча відомі дзвони із заліза, чавуну, срібла, каменю, теракоти і навіть зі скла [1].

В даний час дзвони широко використовуються в релігійних цілях (заклик віруючих на молитву, вираз урочистих моментів богослужіння), в музиці, в якості сигнального засобу на флоті (ринда), у сільській місцевості невеликі дзвіночки вішаються на шию крупній худобі, маленькі дзвіночки часто використо-

вуються в декоративних цілях. Відомо вживання дзвонів в суспільно-політичних цілях (як набат, для скликання громадян на збори). Історія дзвонів налічує більше 4000 років. Найбільш ранні (XXIII-XVII століття до н. е.). Знайдені дзвони мали невеликі розміри і були виготовлені в Китаї. У Китаї також вперше створили музичний інструмент з декількох десятків дзвонів. У Європі аналогічний музичний інструмент (карильйон) з'явився майже на 2000 років пізніше [2].

Незважаючи на широке використання дзвонів математичний опис їх звучання й донині в повній мірі не виконано. В даній статті наведено експериментальне дослідження корабельного дзвону «ринда» та проведено його комп'ютерне моделювання.

Аналіз літературних джерел. Створення дзвонів завжди відносилось до ремесла, і їх звучання цілком залежало від вмінь та навичок ремісника, які найчастіше передавалися йому у спадщину. Відомі дзвонарі які досягли видатних успіхів у створенні