

УДК 533.65.011.35

doi: 10.32620/aktt.2021.2.03

Ю. А. КРАШАНИЦА, Д. Ю. ЖИРЯКОВ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина***АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ ПРОФИЛЬ В ТРАНСЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ГАЗА**

Предметом исследования в данной статье являются распределенные и суммарные аэродинамические характеристик телесного профиля при его обтекании трансзвуковым потоком газа. Это режим развития волнового кризиса, при котором образуются местные скорости звука на поверхности крыла, даже при дозвуковой скорости невозмущенного потока. В следствии этого, при определенной скорости набегающего потока, резко изменяется режим обтекания аэродинамической поверхности, что в свою очередь, изменяет аэродинамические характеристики. Несущие элементы большинства самолетов транспортной категории в полете находятся в режиме трансзвукового обтекания. Целью исследования является изучение аэродинамических характеристик с помощью численных методов. Использование численных методов в процессе проектирования самолетных конструкций, применяется все чаще и шире при определении оптимальных параметров при заданных эксплуатационных режимах. Это способствует получению более оптимальной и совершенной конструкции. В данной работе был проведен численный анализ аэродинамических характеристик профилей на трансзвуковом режиме обтекания с использованием САЕ системы CFD ANSYS. В результате исследований были получены распределения коэффициентов давления по поверхности профиля. Получен характер обтекания аналогичный картине распределения коэффициентов давления при трансзвуковом обтекании в опубликованных литературных источниках, посвященных данной теме. В районе середины профиля, наблюдается характерный скачек. В следствии чего меняется обтекания аэродинамического профиля, что способствует изменению аэродинамических характеристик. Рассмотрено поведение аэродинамических коэффициентов сопротивления и подъемной силы в зависимости от величины чисел Маха. Так же, было проанализировано положение центра давления при различных скоростях невозмущенного потока. Расчет проводился на крейсерской высоте среднемагистрального самолета 11 км. Для расчетов были использованы параметры стандартной атмосферы на заданной высоте полета для воздуха такие как температура, давление, плотность.

Ключевые слова: летательный аппарат; аэродинамический профиль; трансзвуковое обтекание; скачек уплотнения; ударная волна; численные методы; число Маха; невозмущенный поток; аэродинамические характеристики; центр давления.

Введение

При создании авиационной техники, первым делом разрабатывается аэродинамическая компоновка летательного аппарата (ЛА). Ведь от аэродинамической компоновки зависят тактико-технические характеристики ЛА. Так как ЛА эксплуатируется в большем диапазоне нагрузок, нужно знать аэродинамические характеристики при каждом режиме полета. Использование аналитических методов затрудняет процесс исследование, особенно поиск оптимальных параметров конструкции. Дело в том, что основные математические модели аэродинамики и газовой динамики летательных аппаратов формулируются в виде системы нелинейных дифференциальных уравнений в частных производных, существование и единственность решений которых до настоящего времени не доказана [1]. Численное моделирование все чаще и шире применяется при проектировании авиационных конструкций

для определения оптимальных параметров при заданных эксплуатационных режимах. Это дает возможность создавать более совершенные конструкции ЛА, удовлетворяющих современным требованиям безопасной эксплуатации.

Цель статьи является применение численных методов на этапе разработке аэродинамической компоновке крыла.

Постановка задачи

Воздух, как и любой другой газ, имеет особенность сжиматься, в следствии чего изменять свой объем, удельный вес, плотность. Наиболее сильно влияние сжимаемости проявляется в точках контура аэродинамического профиля, где местные скорости имеют значения больше чем в других точках. То есть, в точках наибольшего разрежения, коэффициент давления растет быстрее, по сравнению с точками с малым разрежением. В области большего разреже-

ния, давление, плотность и температура падают с увеличением скорости набегающего потока. В следствии чего, с увеличением скорости невозмущенного потока, местная скорость звука падает. Это приводит к тому что, на поверхности аэродинамического профиля возникает сверхзвуковая скорость, даже при скоростях невозмущенного потока меньше скорости звука на данной высоте. Такое течение называется трансзвуковым. Иными словами, трансзвуковым режимом обтекания называется течение, местные скорости которых близки к местной скорости звука, то есть местное число Маха близко к единице [1].

Трансзвуковой режим обтекания важная тема для изучения. Большинство самолетов транспортной категории в полете испытывают трансзвуковое обтекание. При этом обтекании на поверхности профиля может возникать скачек уплотнения (ударная волна). Такое обтекание характеризуется критическим числом Маха – это число Маха невозмущенного дозвукового потока, при котором впервые на поверхности профиля местная скорость равна скорости звуку [2, 3].

При трансзвуковом обтекании изменяется характер обтекания профиля, что приводит к изменению таких важных аэродинамических характеристик как положение фокуса, коэффициентов подъемной силы и сопротивления.

На этапе проектирования самолета, выбор характеристик крыла является важнейшей частью процесса проектирования. Для достижения высоких показателей аэродинамического совершенства крыла, оптимизации геометрии применяют численные методы проектирования. Такие подходы дают возможность, на этапе проектирования, уменьшить затраты на полноразмерные испытания и заменить их численным моделированием. Естественно, полномасштабное испытания остаются неотъемлемой частью как проектировочного процесса, так и сертификационного. Но, предварительная оценка тех или иных конфигураций конструкции дает значительное уменьшение затрат и получение наиболее выгодных параметров.

Для изучения аэродинамических явлений применяют CFD метод. Computational Fluid Dynamics (CFD) – это наука о прогнозировании потока жидкостей, температурных и массовых преобразований, химических явлений и соответствующих явлений.

Применение данного метода дает возможность разработать концептуально новые решения на стадии аван-проекта, выявление непредсказуемых явлений, корректировку ошибок на ранних стадиях проектирования и внесение изменения которые в последствии ускорят производство продукта.

Аэродинамические характеристики получение численными методами

Данная работа была направлена на практическое использование численных методов ANSYS CFX, для получения характеристик обтекания обычного и сверхкритического аэродинамического профиля в зависимости от скорости невозмущенного потока.

В качестве профилей были выбраны обычный профиль корневого сечения крыла самолета Boeing 737 B737B-BAC450 (относительная толщина профиля 12,5 %, рис. 1) [4] и отечественный сверхкритический профиль корневого сечения самолета Ан-148 П-68а [5] (относительная толщина профиля 15,5%, рис. 2).

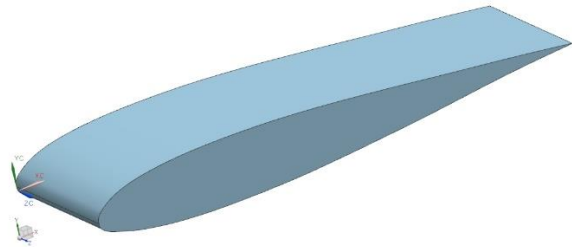


Рис. 1. Аэродинамический профиль B737B-BAC450

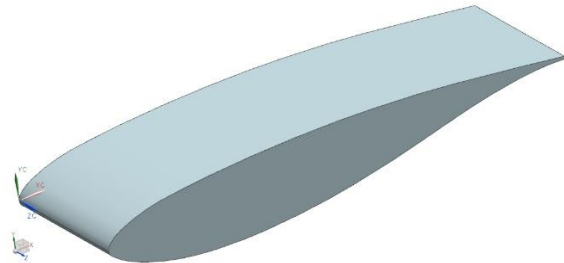


Рис. 2. Аэродинамический профиль П-68а

Для численного моделирования применялся пакет ANSYS CFX. ANSYS CFX – это профессионально аналитический комплекс для решения термо-, гидро-, газодинамических задач. В нем используется более 16 моделей турбулентности. Решение задачи проходит ряд стадий (этапов), как показано на рис. 3.

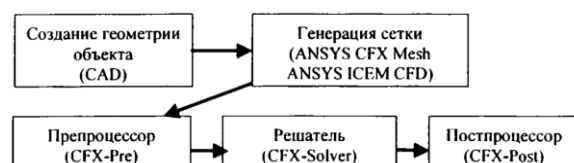
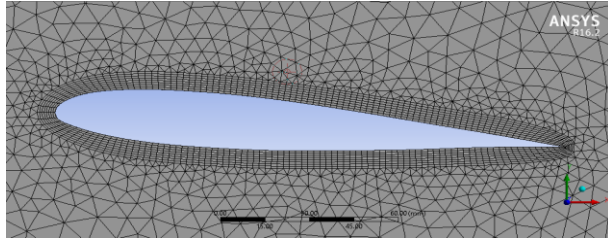
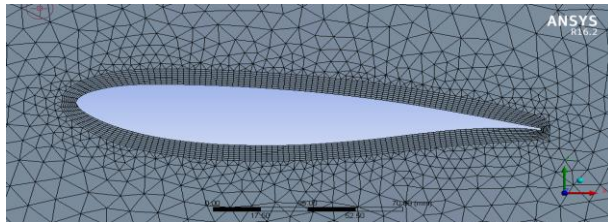


Рис. 3. Последовательность решения задач в ANSYS CFX

Геометрия объекта была создана в CAD системе SIEMENS NX. Хорды профиля составляют 172 мм. Ширина расчетной модели 50 мм. Расчетные модели были импортированы в ANSYS DesignModeler, где был задан угол атаки в 4°. В модуле ANSYS Mesh были заданы пограничный слой и параметры сетки. Результаты сетки представлены на рис. 4.



Профиль – В737В-ВАС450; Количество элементов – 2091219; Количество узлов – 426782



Профиль – П-68а; Количество элементов – 2087465; Количество узлов – 425648

Рис. 4. Сетка расчетных моделей

С помощью CFX-pre препроцессора, были заданы граничные условия расчетных моделей. Расчет производился на высоте 11 км (были использованы соответствующие ей значения давления и температуры воздуха). Использовалась стандартная таблица атмосферы. Скорость набегающего потока варьировалась от 400 км/ч до 800 км/ч с шагом 100 км/ч.

В результате расчетов были получены зависимости коэффициентов сопротивления и подъемной силы профиля от числа Маха.

Как видно из рис. 5, при $M_\infty=0,55$, наблюдается значительный рост профильного сопротивления для обоих профилей. Пик профильного сопротивления наблюдается при $M_\infty=0,75$, а затем незначительно падает. Стоит заметить, что профиль П-68а имеет большие значения коэффициента сопротивления. Это объясняется большей относительной толщиной профиля.

Значительное падение коэффициента подъемной силы наблюдается при $M_\infty=0,65$ (рис. 6). Это обусловлено появлением местных скачков

уплотнения на верхних поверхностях аэродинамических профилей. То есть, до скачка уплотнения и после достижения дозвуковой скорости.

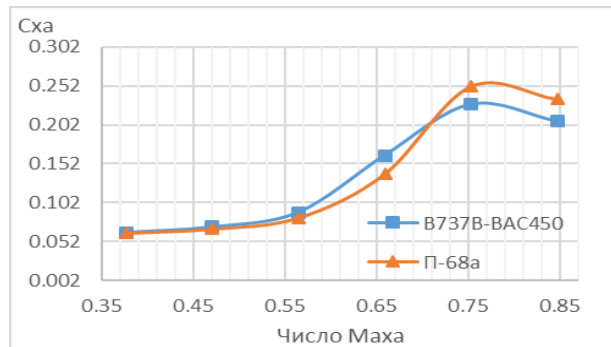


Рис. 5. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от числа Маха

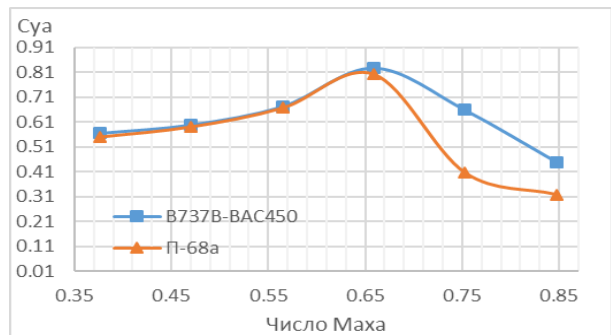


Рис. 6. Зависимость коэффициента подъемной силы от числа Маха

Важным показателем для аэродинамических характеристик является характер распределения коэффициента давления вдоль хорды, который определяется по формуле (1):

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty}, \quad (1)$$

где p – давление в рассматриваемой точке поверхности;

p_∞ – статическое давление в невозмущенном потоке;

q_∞ – скоростной напор в невозмущенном потоке.

В результате расчета были получены распределения коэффициента давления по профилям В737В-ВАС450 (рис. 7) П-68а (рис. 8) при различных скоростях потока.

Как видно с полученных результатов, уже при скорости потока 700 км/ч на верхней поверхности профиля образовался характерный скачок уплотнения в районе середины профиля.

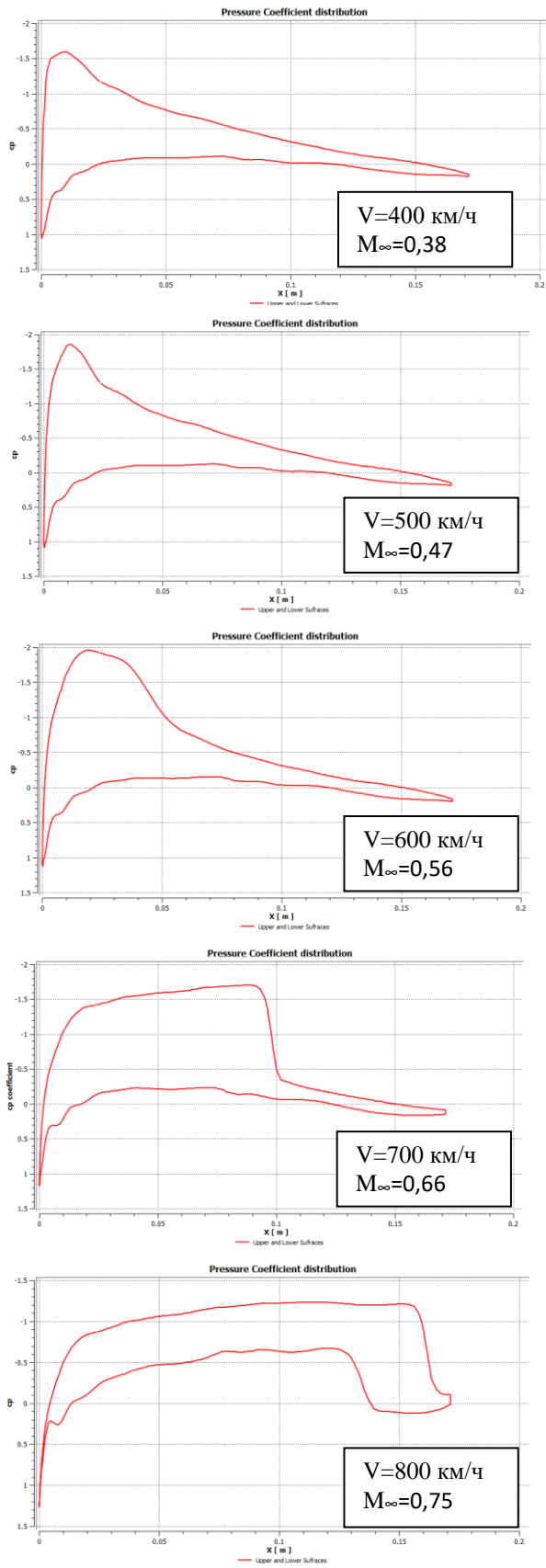


Рис. 7. Распределение коэффициента давления по профилю при различных скоростях набегающего потока для профиля B737B-BAC450

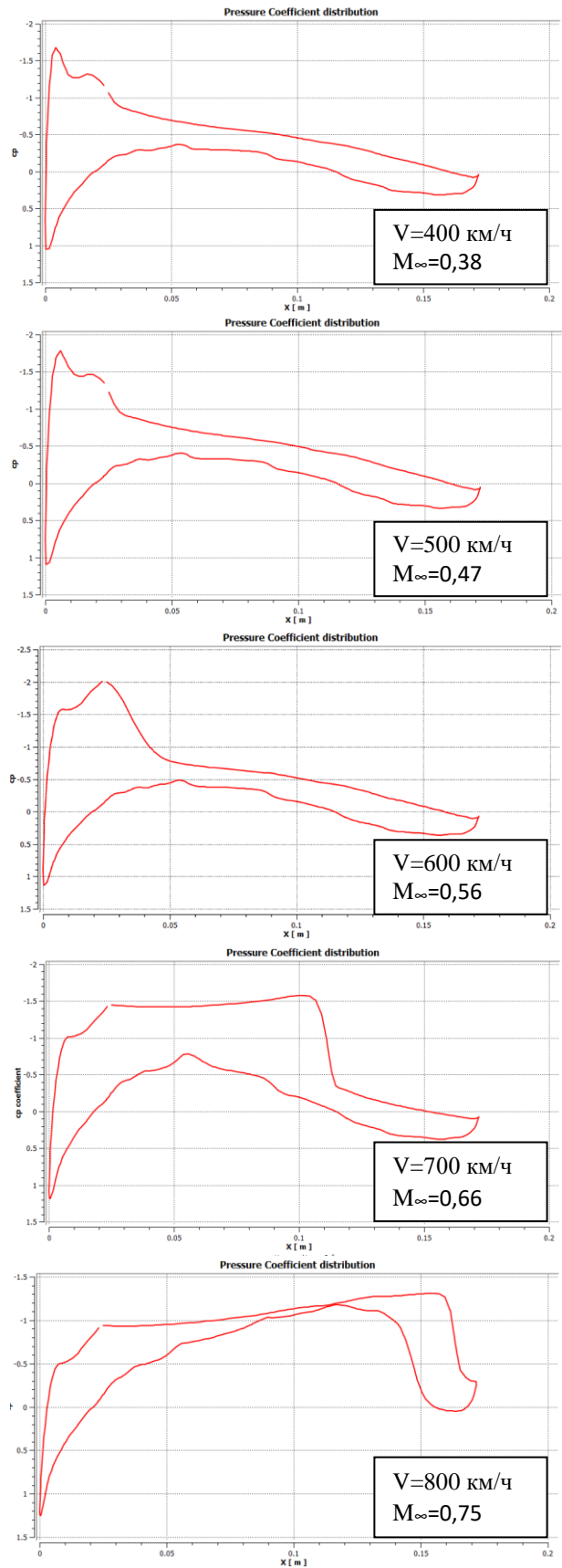


Рис. 8. Распределение коэффициента давления по профилю при различных скоростях набегающего потока для профиля П-68а

Это объясняется тем, что при больших дозвуковых скоростях набегающего потока, местная скорость в минимальном сечении достигает скорости звука. Так как за профилем скорость потока дозвуковая, то местная сверхзвуковая область замыкается скачком уплотнения.

Как видно из рис. 7 и 8, уже на скорости потока в 800 км/ч скачок смещается к задней кромке и как будто «сдувается» набегающим потоком.

При дозвуковом обтекании, характер распределение давления по поверхности профиля практически не изменяется (см. рис. 7 и 8). С ростом скорости, разреженная область незначительно смещается к задней кромке профиля. При достижении критического числа Маха, происходит интенсивное смещение разреженной области к задней кромке, в следствии чего смещается и центр давления.

Результаты данного расчета распределения коэффициента давления совпадают с моделью данного обтекания большинства авиационных профилей. Для наглядной верификации полученных результатов на рис. 9 приведено сравнение распределения давления по профилю NASA-0012 [2]. Как показано на рис. 9, аэродинамический профиль NASA-0012 (относительная толщина профиля 12 %) имеет скачек уплотнения в районе середины профиля при $M_\infty=0.767$ и угле атаки - $\alpha = 4^\circ$ аналогичный результатам, полученных для профиля В737В-ВАС450 (см. рис. 7, $M_\infty=0.66$, угол атаки - $\alpha = 4^\circ$).

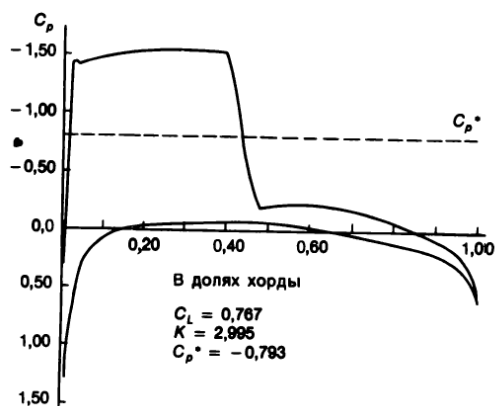


Рис. 9. Распределение давления по профилю NASA-0012, $M_\infty=0,767$, $\alpha = 4^\circ$ [2]

На рис. 10 представлено распределение коэффициента давления для безударного аэродинамического профиля [2] при $M_\infty=0,765$ и угле атаки - $\alpha = 0^\circ$. Профиль имеет относительную толщину 15,1 %. Такой характер распределения, можно сопоставить с аэродинамическим профилем П-68а при числе Маха $M_\infty=0,66$ (см. рис. 8). Число Маха отличается со сопоставимыми данными. Это можно объяснить углом атаки, при которых проводились расчеты, эксперимент. Несмотря на отличающиеся чис-

ла Маха, полученные результаты в статье вполне соответствуют данным эксперимента [2]. Представленное сравнение дает возможность дать заключение о достоверности полученных результатов.

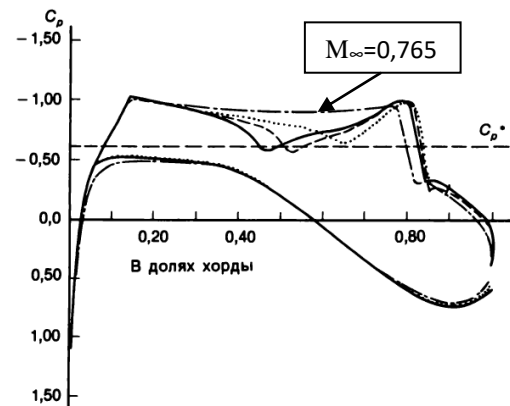


Рис. 10. Распределение давления безударного профиля, $M_\infty=0,765$, $\alpha = 0^\circ$ [2]

При проектировании крыла, не маловажно знать положения центра давления на профиле.

Так как несовпадения точки приложения подъемной силы (центра давления) и центра жесткости приводит к нежелательному эффекту закручивания крыла.

Положение центра давления можно определить из условия равновесия относительно носка профиля по формуле (2) (рис. 11):

$$M_z = Y \cdot x_{ц.д.} \rightarrow x_{ц.д.} = M_z / Y, \quad (2)$$

где Y – подъемная сила;
 M_z – момент тангажа.

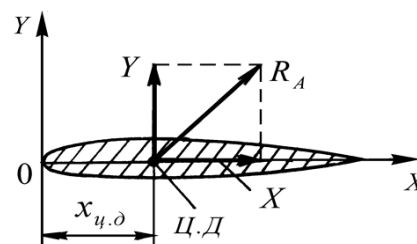


Рис. 11. Положение центра давления по профилю

На рис. 12 показана зависимость положения центра давления от чисел Маха. Как видно из рисунка, профиль В737В-ВАС450 имеет значительное смещение центра давления в направлении к задней кромке при $M_\infty=0,75$. В то же время, на профиле П-68а этот эффект не так явно выражен.

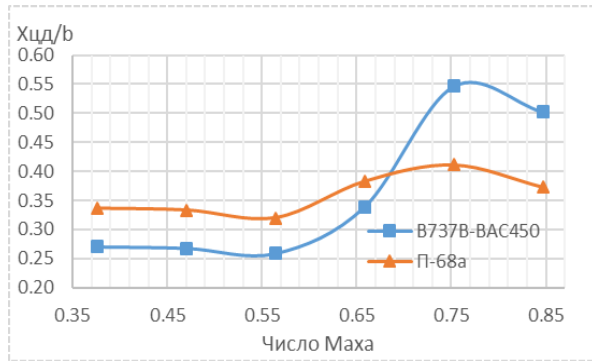


Рис. 12. Залежність положення відносної координати центра тиску від числа Маха

Заклучение

Представлены результаты численного исследования аэродинамических характеристик корневых профилей крыльев самолетов Boeing 737 и Ан-148. Получены результаты распределения коэффициента давления по профилям в районе трансзвукового обтекания. Результаты распределения совпадают с моделью данного обтекания большинства авиационных профилей [2]. Уже при числе Маха равном 0,65 наблюдался явно выраженный характерный скачек уплотнения в районе середины профиля.

Получены значения коэффициентов сопротивления и подъемной силы для данных профилей. При числе Маха равного 0,55 наблюдался значительный рост коэффициента сопротивления. Сверхкритический профиль П-68а имеет меньшие значения коэффициента сопротивления по сравнению с профилем В737В-ВАС450 в диапазоне $M_\infty=0,5 \dots 0,7$.

Профиль П-68а имеет более стабильное поведение положения центра давления по сравнению с профилем В737В-ВАС450 в широком диапазоне изменения скоростей. Как видно из полученных результатов, положения центра давления практически не изменялось вплоть до $M_\infty=0,55$, после чего наблюдается значительное смещение центра давления для обоих профилей. Относительное положение центра давления сверхкритического профиля П-68а варьировалось от 0,33б до 0,41б. У профиля В737В-ВАС450 от 0,27б до 0,54б. Более не стабильное поведения относительного положения центра давления приводит к нестабильному нагружению крыла, что в свою очередь влияет на усталостную долговечность.

Трансзвуковое обтекание обладает многими уникальными характеристиками по сравнению с дозвуковым и сверхзвуковым течением. Так же, по мимо изменения аэродинамических характеристик крыла, при трансзвуковом обтекании могут изменяться изгибно-колебательные характеристики кры-

ла [6], что является так же актуальной темой на стадии разработки крыла.

Подобный метод анализа аэродинамических характеристик профилей на ранних стадиях проектирования крыла дает возможно оценить поведения аэродинамических характеристик при различных режимах полета. Это даст возможность подобрать оптимальные параметры крыла, мастер геометрии и в последствии получить конструкцию с заданной регламентной долговечностью.

Однако, выполнение настоящих расчетов убеждает в том, что целесообразно привлекать современные, более совершенные математические модели газовой динамики. Наиболее перспективным сейчас представляется метод граничных интегральных уравнений [7], гарантирующий получение единственного решения соответствующей краевой задачи. Известно, что этот метод имеет ряд весомых преимуществ перед конечно-разностными подходами, а при численной реализации эти уравнения допускают удобную алгоритмизацию вычислительного процесса, обеспечивающую как быстроту сходимости вычислительного процесса, так и ограниченные возможности вычислительной техники.

Литература

1. Galdi, G. P. *An Introduction to the Mathematical Theory of the Navier–Stokes Equations [Text] / G. P. Galdi. – New York ; Dordrecht ; Heidelberg ; London : Springer, 2011. – 1018 p.*
2. Коул, Дж. *Трансзвуковая аэродинамика [Текст] / Дж. Коул, Л. Кук. – М. : Мир, 1989. – 360 с.*
3. Шахов, В. Г. *Механика жидкости и газа в аэрокосмической технике [Текст] : учебн. пособ. / В. Г. Шахов, А. С. Ляскин. – Самарский государственный аэрокосмический университет, 2011. – 108 с.*
4. *Airfoil Tools [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=b737b-il>. – 13.01.2021.*
5. Донец, О. Д. *Особенности обеспечения аэродинамических характеристик регионального пассажирского самолета [Текст] / О. Д. Донец, В. О. Кудрявцев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – 2019. – Вып. 83. – С. 106-133.*
6. Gao, Chuanqiang. *Transonic aeroelasticity: A new perspective from the fluid mode [Text] / Chuanqiang Gao, Weiwei Zhang // Progress in Aerospace Sciences. – 2020. – No. 113. – Articles Id: 100596. – 19 p. DOI: 10.1016/j.paerosci.2019.100596.*
7. Крашаница, Ю. А. *Векторно-тензорный анализ, теория потенциала и метод граничных интегральных уравнений в начально-краевых задачах*

аэрогидродинамики [Текст] / Ю. А. Крашаница. – К. : Наук. думка, 2016. – 273 с.

References

1. Galdi, G. P. *An Introduction to the Mathematical Theory of the Navier–Stokes Equations*. New York, Dordrecht, Heidelberg, London, Springer Publ., 2011. 1018 p.
2. Cole, Julian D., Cook, L. Pamela. *Transzvukovaja ajerodinamika* [Transonic aerodynamics]. Moscow, Mir Publ., 1989. 360 p.
3. Shakhov, V. G., Lyaskin, A. S. *Mekhanika zhidkosti i gaza v aerokosmicheskoi tekhnike* [Fluid and Gas Mechanics in Aerospace Engineering]. Samara, National Research University Publ., 2011. 108 p.
4. *Airfoil Tools*. Available at: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=b737b-il>. (accessed 13.01.2021).

5. Donets, O. D., Kudryavtsev, V. O. *Osobennosti obespechenie aerodinamicheskikh kharakteristik regional'nogo passazhikogo samoleta* [Specifics of providing regional passenger aircraft aerodynamic characteristics]. *Otkrytye informatsionnye i komp'yuternye integrirrovannye tekhnologii – Open Information and Computer Integrated Technologies*, NAU «KhAI» Publ., 2019, no. 83. pp. 106-133.

6. Gao, Chuanqiang., Zhang, Weiwei. *Transonic aeroelasticity: A new perspective from the fluid mode*. *Progress in Aerospace Sciences*, 2020, no. 113, Articles Id: 100596. 19 p. DOI: 10.1016/j.paerosci.2019.100596.

7. Krashanytsya, Yu. A. *Vektorno-tenzorniy analiz, teoriya potentsiala i metod granichnykh integral'nykh uravnenii v nachal'no-kraevykh zadachakh aerogidrodinamiki* [Method of boundary integral equations in initial boundary problem of aerohydrodynamics]. Kiev, Nauk. Dumka Publ., 2016. 273 p.

Надійшла до редакції 5.02.2021, розглянута на редколегії 16.04.2021

АЕРОДИНАМІЧНИЙ ПРОФІЛЬ У БЛІЗЗВУКОВОМУ ПОТОЦІ ГАЗУ

Ю. О. Крашаниця, Д. Ю. Жиряков

Предметом дослідження в даній статті є розподілені та сумарні аеродинамічні характеристики тілесного профіля при його обтіканні трансзвуковим потоком газу. Це режим розвитку хвильової кризи, коли утворюються місцеві швидкості звуку на поверхні крила, навіть при дозвуковій швидкості незбуреного потоку. Тому, при певній швидкості потоку, що набігає, різко змінюється режим обтікання аеродинамічної поверхні, що в свою чергу змінює аеродинамічні характеристики. Несучі елементи більшості літаків транспортної категорії в польоті знаходяться в режимі трансзвукового обтікання. Метою дослідження є вивчення аеродинамічних характеристик за допомогою числового методу. Використання числових методів у процесі проектування конструкції літака застосовується все частіше й ширше при визначенні оптимальних параметрів при заданих експлуатаційних режимах. Це сприяє отриманню більш оптимальної і досконалої конструкції. У даній роботі проведено числовий аналіз аеродинамічних характеристик профілів на трансзвуковому режимі обтікання при використанні САЕ системи CFD ANSYS. В результаті досліджень були отримані розподіли коефіцієнтів тиску по поверхні профілю. Одержаний характер обтікання схожий на картину розподілу коефіцієнтів тиску при трансзвуковому обтіканні в опублікованих літературних джерелах, присвячених даній темі. В районі середини профіля профілю, спостерігається характерний скачок. Як результат, змінюється обтікання аеродинамічного профілю, що сприяє зміні аеродинамічних характеристик. Розглянуто поведінку аеродинамічних коефіцієнтів профільного опору і підйомної сили в залежності від швидкості та величин чисел Маха. Так само, було проаналізовано положення центру тиску при різних швидкостях незбуреного потоку. Розрахунок проводився на крейсерській висоті середньомагістрального літака 11 км. Для розрахунків були використані характеристики повітря, такі як тиск, температура з таблиці стандартної атмосфери для даної висоти.

Ключові слова: літальний апарат; аеродинамічний профіль; трансзвукове обтікання; місце ущільнення; ударна хвиля; числові методи; число Маха; незбурений потік; аеродинамічні характеристики; центр тиску.

AIRFOIL SECTION IN THE NEAR-SONIC FLOW OF GAS

Yu. Krashanytsya, D. Zhyriakov

The subject of investigation in this article is transonic flow. This is a condition in which local speeds of sound are appears on the wing surface, even at the subsonic speed of the nonturbulent flow. As a result, at a certain speed of the incoming flow, the flow regime around the aerodynamic surface will change sharply, which in turn changes the aerodynamic characteristics. Aerodynamic surfaces of the most transport category airplane experience transonic airflow during flight. The goal of the investigation is to study aerodynamic characteristics using numerical methods. The use of numerical methods in the design of aircraft structures is used more and more often to determine the optimal parameters for given operating conditions. This contributes to obtaining a more optimal and perfect de-

sign. In this article, we carried out a numerical analysis of the aerodynamic characteristics of airfoils in the transonic flow case using the CAE system CFD ANSYS. As a result of the research, the distributions of the pressure coefficients over the profile surface were obtained. The nature of the flow is obtained, which is similar to the picture of the pressure coefficients for transonic flow in the published sources of this topic. In the area of the middle of the profile, a shock-wave is observed. As a result, the flow around the airfoil changes, which contributes to a change in aerodynamic characteristics. The behavior of the aerodynamic drag and lift coefficients depending on the speed of the Mach number is considered. Also, the position of the center of pressure was analyzed at various velocities of the nonturbulent flow. The calculation was carried out at the cruising altitude of a medium-range aircraft of 11 km. For the calculations, we used the characteristics of the air temperature, the pressure of a given height from the table of the standard atmosphere.

Keywords: aircraft; airfoil; transonic flow; shock-wave; impact wave; numerical methods; Mach number; nonturbulent flow; aerodynamic characteristics; center of pressure.

Крашаница Юрий Александрович – д-р техн. наук, проф., проф. каф. аэродинамики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Жиряков Дмитрий Юрьевич – аспирант каф. 103 проектирования самолетов и вертолетов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Yuri Krashanytsya – Dr. Tech. Sc., main researcher, professor of Department of Aerodynamics, National Aerospace University "Kharkov Aviation Institute", Kharkov, Ukraine,
e-mail: u.krashanitsa@khai.edu.

Dmytro Zhyriakov – PhD students of the Department of Airplanes and Helicopters Design, National Aerospace University "Kharkov Aviation Institute", Kharkov, Ukraine,
e-mail: d.zhyriakov@khai.edu, ORCID: 0000-0002-7720-8219.