

К ОЦЕНКЕ ГРАНИЦЫ НАЧАЛА БАФТИНГА СТРЕЛОВИДНОГО КРЫЛА БОЛЬШОГО УДЛИНЕНИЯ НА ТРАНСЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

Брагин Н.Н., Ковалев В.Е., Скоморохов С.И.*, Слитинская А.Ю.**

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский Московской области, 140180, Россия

* e-mail: skomorohov@tsagi.ru

** e-mail: flinas@yandex.ru

Статья посвящена разработке методики оценки границы начала бафтинга, возникающего на стреловидном крыле большого удлинения с ростом угла атаки на крейсерских режимах полета. Дан анализ типичных особенностей обтекания крыла на углах атаки, соответствующих началу режима бафтинга (buffet onset). Описана технология применения программы расчета трансзвукового обтекания на основе метода полного потенциала для вычисления начала бафтинга. Представлены результаты численных исследований обтекания модели, распределение коэффициента давления на крыле и фюзеляже, параметры пограничного слоя на крыле и общие аэродинамические характеристики исследованной модели. Выполнено сравнение расчетных результатов с данными экспериментальных исследований, полученными для модели крыла с фюзеляжем в аэродинамической трубе.

Ключевые слова: крыло большого удлинения на трансзвуковых скоростях, расчетные исследования аэродинамических характеристик пассажирского самолета, коэффициент подъемной силы начала бафтинга.

Введение

Бафтинг — колебание всего летательного аппарата или его частей под действием нестационарных аэродинамических сил, возникающих при обтекании поверхности летательного аппарата. В большинстве случаев определяющую роль в создании нестационарных аэродинамических сил играет отрыв потока. Важным параметром, характеризующим область летных углов атаки, является граница начала бафтинговых явлений по углу атаки (buffeting onset). Обычно на малых скоростях коэффициент подъемной силы начала бафтинга $C_{удоп}$ (допустимый коэффициент подъемной силы) вызван развитием отрыва потока на верхней поверхности крыла с ростом угла атаки. При крейсерских (околозвуковых) числах Маха пульсации давления обусловлены взаимодействием скачков уплотнения и пограничного слоя крыла, приводящим к колебаниям зон отрыва потока и положения скачков уплотнения [1—4].

Значение коэффициента подъемной силы начала бафтинга является одним из ограничений, которые необходимо учитывать при проектировании аэродинамической компоновки крыла дозвукового магистрального самолета. Согласно нормам запас между режимом крейсерского полета и величиной

$C_{удоп}$ или коэффициентом подъемной силы начала бафтинга должен быть не менее 30%, [5]. Поэтому знание величины $C_{удоп}$ во всем эксплуатационном диапазоне скоростей является необходимым условием при создании аэродинамической компоновки крыла начиная с этапа предварительного проектирования. Особую актуальность задача определения начала бафтинга приобрела на околозвуковых скоростях в связи с существенным ростом удлинения крыльев (на 15—20%) перспективных магистральных самолетов [6, 7] за счет применения в силовой конструкции композиционных материалов. Подробный обзор проблем бафтинга содержится в [1, 8, 9]. Вопросам возникновения, развития и подавления трансзвукового бафтинга на профилях и крыльях посвящены, в частности, недавние исследования [10, 11]. Однако вопрос о критериях начала бафтинга, знание которых необходимо для надежного определения $C_{удоп}$, до сих пор остается открытым, хотя известен ряд критериев его определения [12—18].

Несмотря на успехи, достигнутые в последние годы в вычислительной аэродинамике, нестационарные отрывные режимы обтекания пока исследуются, в основном, экспериментальными средствами, в первую очередь в процессе испытаний

масштабных моделей самолетов в аэродинамической трубе (АДТ). Хотя стоимость таких исследований высока, они обеспечивают требуемую надежность получаемых результатов. Заметим, что многочасовые (многосуточные) расчеты на многопроцессорных электронно-вычислительных машинах (ЭВМ) тоже требуют немалых затрат. При этом не гарантированы высокая точность и надежность получаемых результатов. Подготовка математической модели, построение расчетных сеток с сотнями миллионов узлов по затратам соизмеримы со стоимостью проектирования и изготовления масштабных моделей для испытаний в АДТ. Поэтому численные методы не всегда оказываются менее трудоемкими и затратными, чем экспериментальные. Хотя вычислительная техника и программные средства быстро развиваются и ситуация постепенно меняется, экспериментальные методы пока остаются основным инструментом при проведении исследований сложных течений.

Численные исследования

Расчеты выполнены по программе трансзвукового обтекания BLWF [19], разработанной в ЦАГИ для компоновки крыло+фюзеляж при больших числах Маха $M = 0.85 \div 0.9$ и числе Рейнольдса $Re = 50$ млн. Так как основной целью было получение оценки величины $C_{удоп}$ (начала бафтинга) для модели самолета то шаг по углу атаки принимался равным $\Delta\alpha = 0.1^\circ$.

Исследуемая компоновка модели самолета

Исходная модель самолета (рис. 1) выполнена по схеме «низкоплан», со стреловидным крылом большого удлинения. На модели присутствует вертикальное оперение (ВО) и отсутствует го-

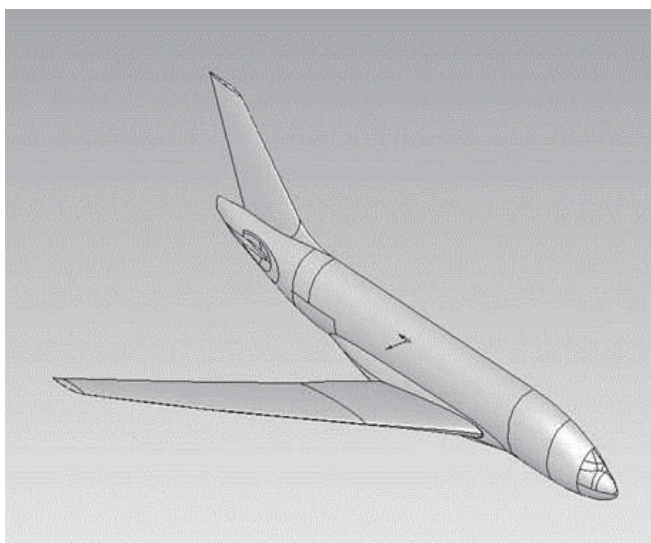


Рис. 1. Исследуемая компоновка модели самолета

ризонгальное оперение (ГО). Основные геометрические характеристики исследуемой модели приведены в [20].

Метод расчета

Программа трансзвукового обтекания BLWF основана на методе вязко-невязкого взаимодействия. Она предназначена для оценки аэродинамических характеристик трансзвукового обтекания комбинации крыло+фюзеляж и более сложных компоновок, включая характеристики, связанные с эффектом вязкости на крыле (сопротивление трения, профильное сопротивление и т.д.). Проведенные по ней расчеты позволяют анализировать тонкие отрывные зоны и определять места зарождения отрыва, что имеет важное значение при практическом проектировании. В программе реализуется итерационный алгоритм вязко-невязкого взаимодействия в рамках теории пограничного слоя. Расчет внешнего обтекания осуществляется путем численного интегрирования консервативной формы полного уравнения для потенциала с приближенным учетом неизоэнтропического потока на скачках уплотнения. Используемая разностная схема (ошеровского типа) может быть первого или второго порядка точности в сверхзвуковых областях. Решение результирующей системы разностных уравнений осуществляется на основе алгоритма приближенной факторизации. Расчет сжимаемого ламинарного и турбулентного пограничных слоев на поверхности крыла осуществляется путем конечно-разностного решения системы полной системы уравнений пространственного пограничного слоя. Используется либо алгебраическая модель турбулентной вязкости Cebeci-Smith, либо неравновесная модель Spallart-Almares. В отрывных областях и областях, близких к отрыву, расчет пограничного слоя проводится обратным методом. Вязкий след рассчитывается интегральным методом в рамках гипотезы плоских сечений. Вытесняющий эффект пограничного слоя и вязкого слоя на внешнее течение моделируется соответствующим изменением граничных условий на поверхности крыла. Сращивание внешнего невязкого течения (внешнее обтекание) и вязкого течения (пограничный слой, вязкий след) осуществляется на основе квазиодновременной методике. Согласно этой методике, расчет внешнего невязкого потока производится с учетом ожидаемой реакции пограничного слоя на получаемое изменение распределения скорости на поверхности компоновки. Применение квазиодновременной методике обеспечивает быструю сходимость вязко-невязких итераций как на безотрывных режимах, так и на режимах умеренных отрывов.

Результаты расчетов

На первом этапе были проведены расчеты основных аэродинамических характеристик и параметров обтекания.

Все расчеты выполнены на сетке $201 \times 25 \times 40$ с общим числом узлов для расчета невязкого течения 201000 (120×15 узлов на поверхности крыла и 170×25 узлов на поверхности фюзеляжа). Для расчета пограничного слоя использовалась сетка, совпадающая с сеткой для расчета невязкого течения на поверхности крыла и порядка 40 узлов по нормали к поверхности ($120 \times 15 \times 40$ узлов). На рис. 2 приведен пример построения расчетных сеток на элементах компоновки самолета.

На рис. 3 приведено 3-мерное представление результатов расчета распределения давления и параметров пограничного слоя на поверхности крыла ($M = 0.85$, $\alpha = 2.1^\circ$, $Re = 50 \cdot 10^6$).

Процедура определения величины $C_{удоп}$ начала бафтинга

Граница начала бафтинга определялась по методу, применяемому для оценки начала бафтинга на предварительном этапе проектирования при больших числах Маха. Такая процедура включает в себя три основных этапа.

На первом этапе определялся «базовый» угол атаки. На этом угле атаки коэффициент трения за скачком уплотнения первый раз становится равным нулю. Это происходит в характерном сечении по размаху. Положение характерного сечения выбирается из анализа распределения коэффициентов трения и давления на верхней поверхности крыла. Для рассматриваемой конфигурации характерное сечение расположено на 60% по размаху крыла (рис. 4).

На втором этапе проводится расчет параметров течения и основных аэродинамических коэффициенти-

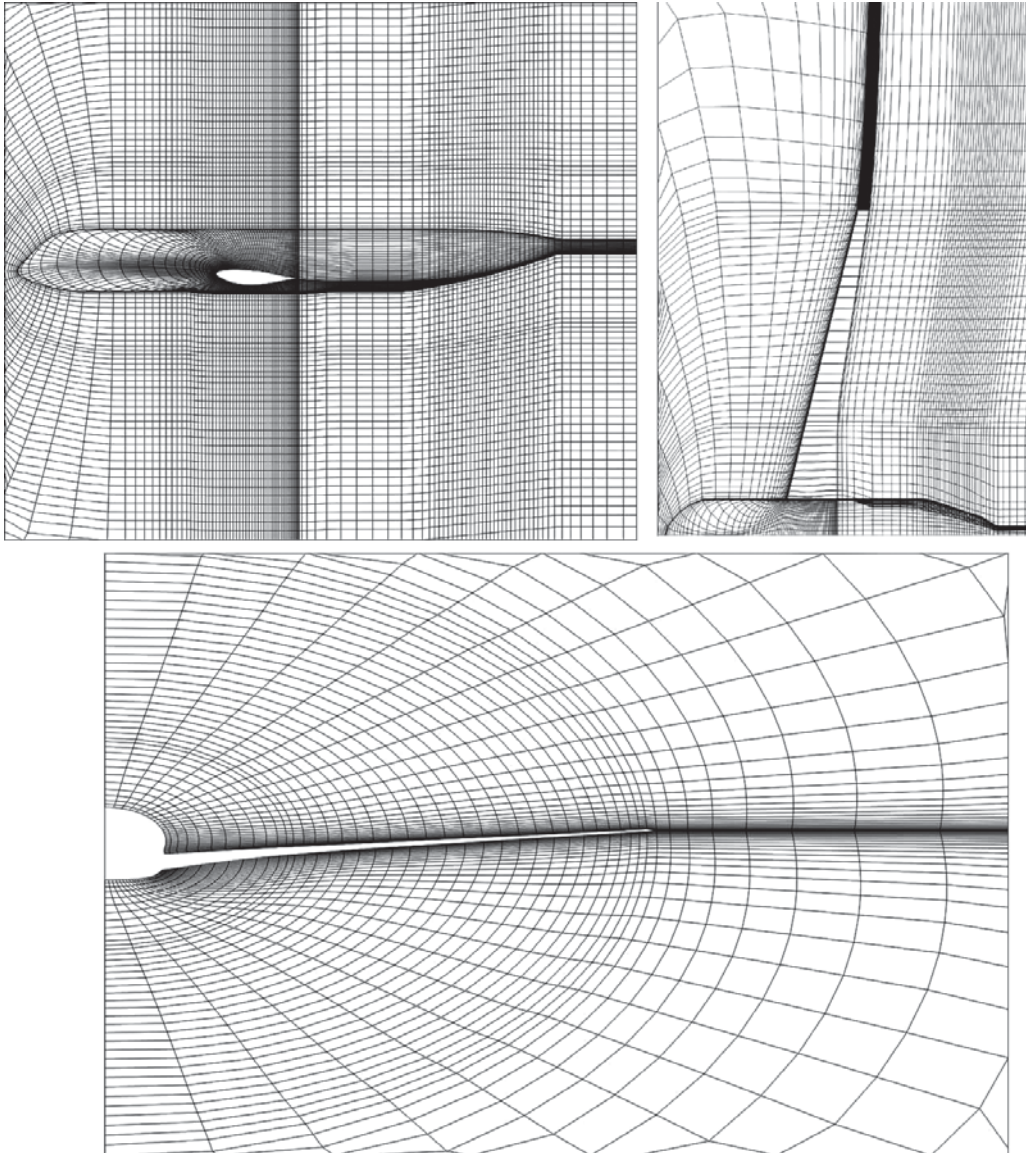


Рис. 2. Пример построения расчетных сеток на элементах компоновки самолета

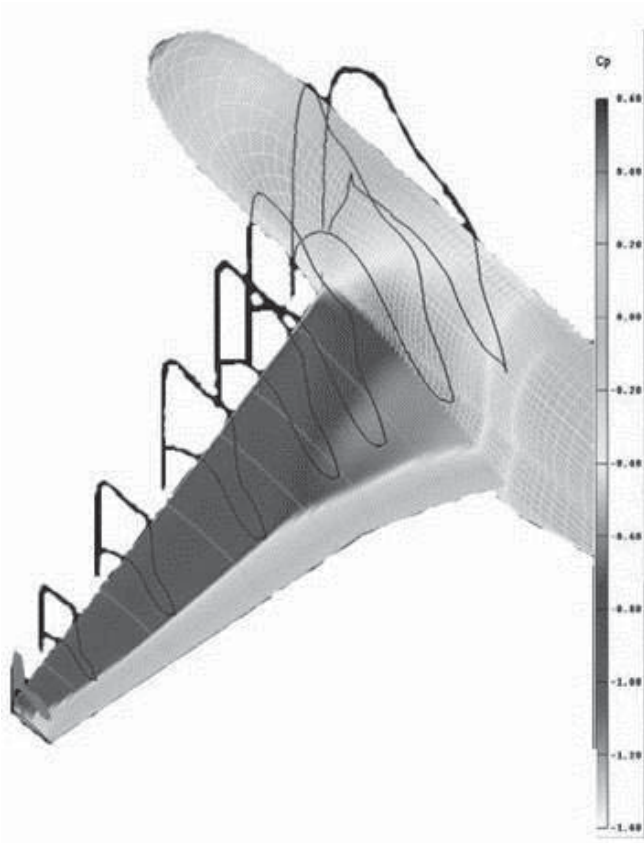


Рис. 3. Распределение давления на верхней поверхности крыла

ентов для угла атаки, увеличенного и уменьшенного на 0.1° относительно полученного на первом этапе «базового» угла атаки (рис. 5). По результатам этих расчетов определялись максимальные значения коэффициента трения в области за скачком уплотнения $C_{x\text{тр max}}$.

На третьем этапе строится зависимость изменения максимального коэффициента трения от угла атаки $C_{x\text{тр}}(\alpha)$. Определяется угол атаки, при котором значение сопротивления трения позади скачка уплотнения ($C_{x\text{тр max}}$) равно нулю (рис. 6). Этот угол атаки принимается в качестве угла начала бафтинга (α_{buf}). Далее, используя экстраполяцию зависимости $C_y(\alpha)$ до значения α_{buf} , мы можем определить значение коэффициента подъемной силы, близкого к коэффициенту подъемной силы начала бафтинга (рис. 7).

Определение начала бафтинга $C_{y\text{удоп}}$

Представленный выше алгоритм был использован для определения коэффициента подъемной силы начала бафтинга для исследуемой модели самолета. Результаты расчетов представлены на рис. 8—17. Распределение давления при «базовом» угле атаки при числах Маха $M = 0.85$ и 0.86 приведены на рис. 8 и 9.

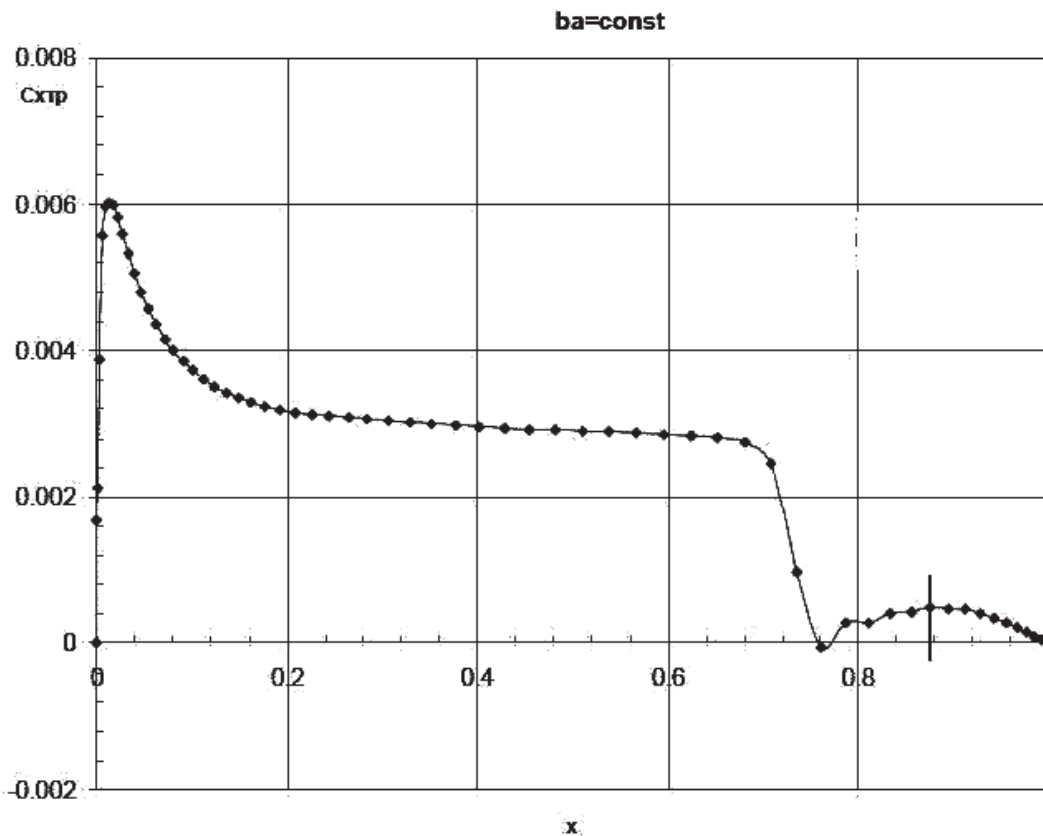


Рис. 4. Базовое распределение коэффициента трения в сечении крыла

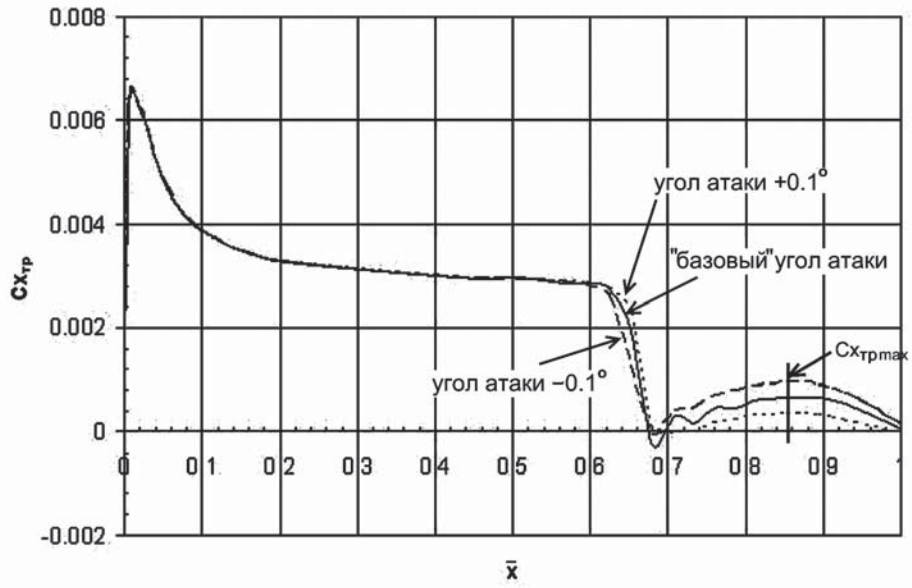


Рис. 5. Зависимость коэффициента трения по хорде

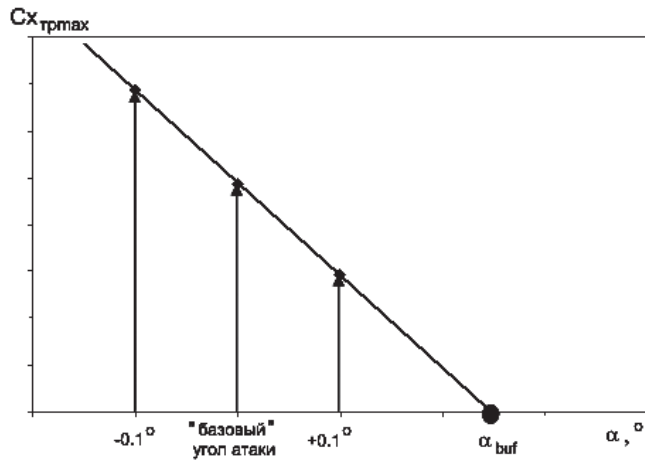


Рис. 6. Зависимость максимального коэффициента трения от угла атаки $C_{x_{тр\max}}(\alpha)$

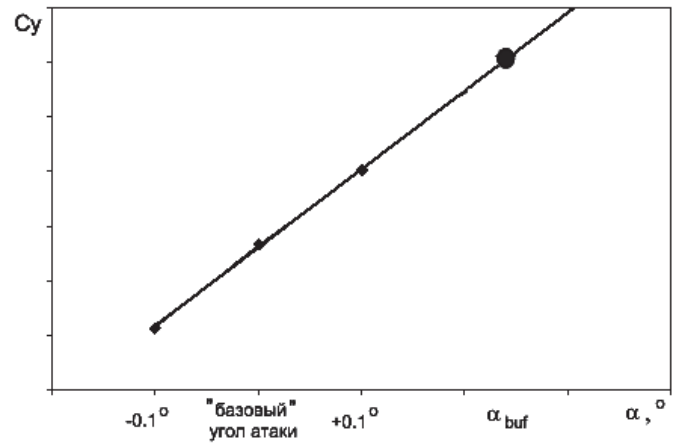


Рис. 7. Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки $C_y(\alpha)$

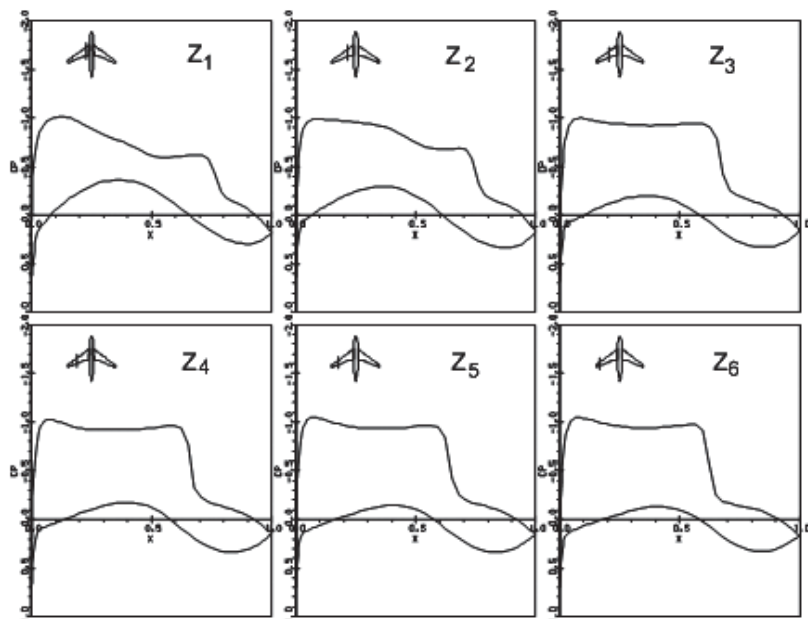


Рис. 8. Распределение коэффициента давления при «базовом» угле атаки и числе Маха $M = 0.85$

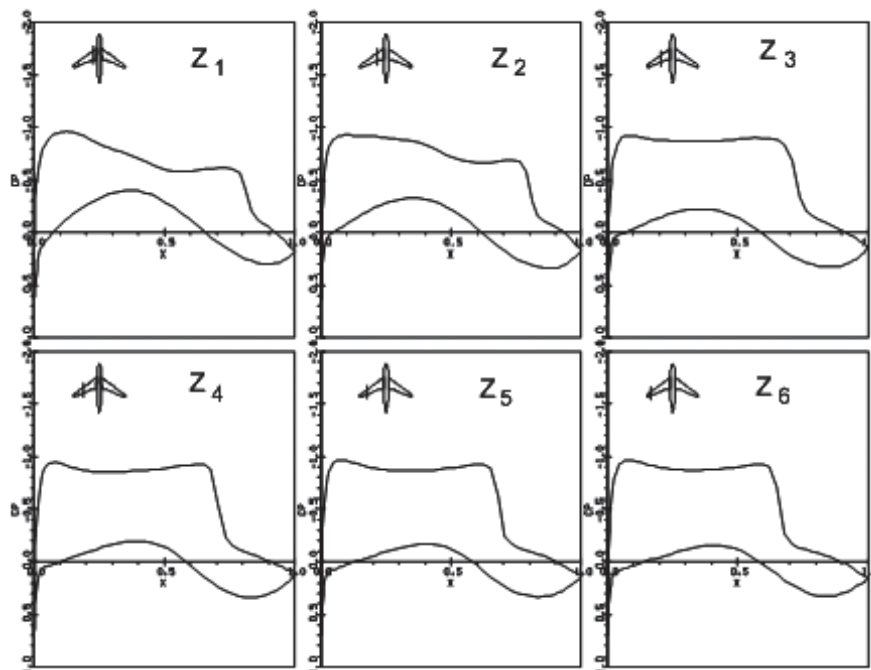


Рис. 9. Распределение коэффициента давления при «базовом» угле атаки и числе Маха $M = 0.86$

Картины обтекания верхней поверхности крыла при числе Маха $M = 0.85$ и 0.86 приведены на рис. 10.

Примеры распределения коэффициента трения в рассматриваемом сечении представлены на рис. 11 и 12.

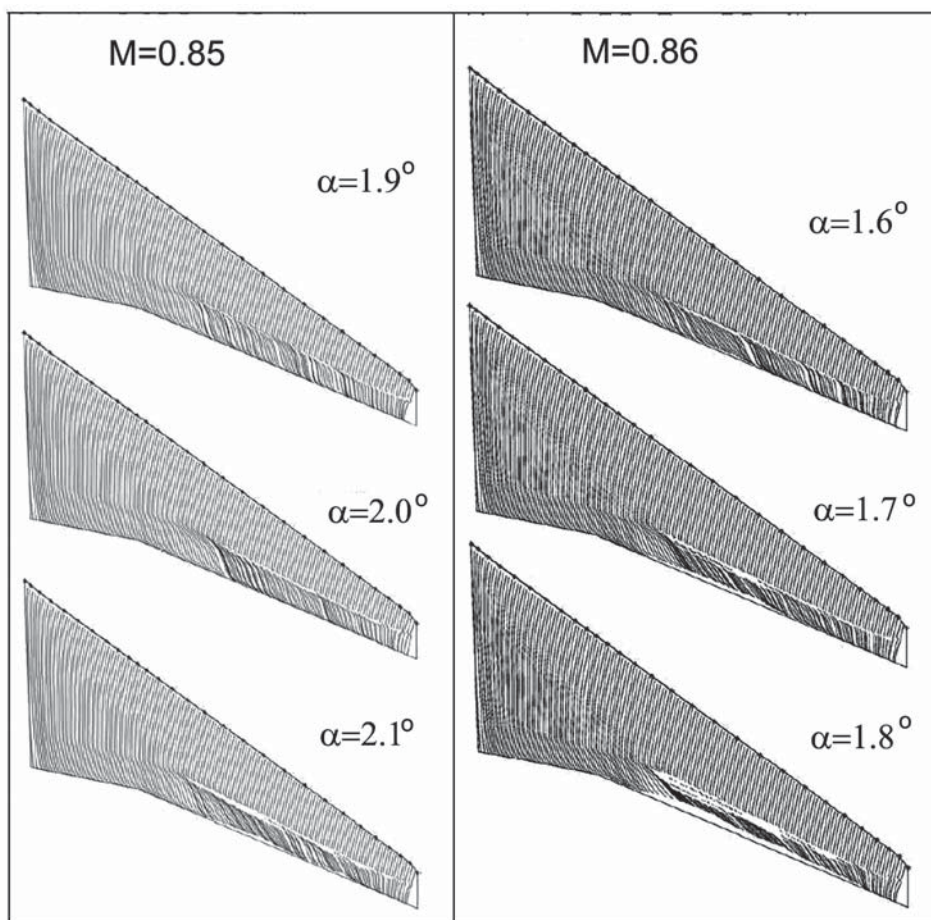


Рис. 10. Линии равного уровня на верхней поверхности крыла

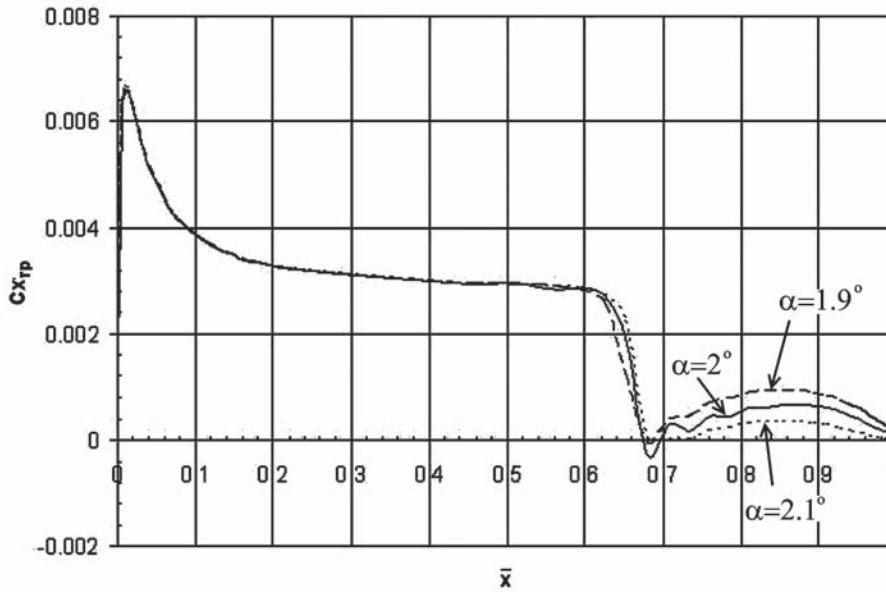


Рис. 11. Распределение коэффициента трения по хорде при $M = 0.85$

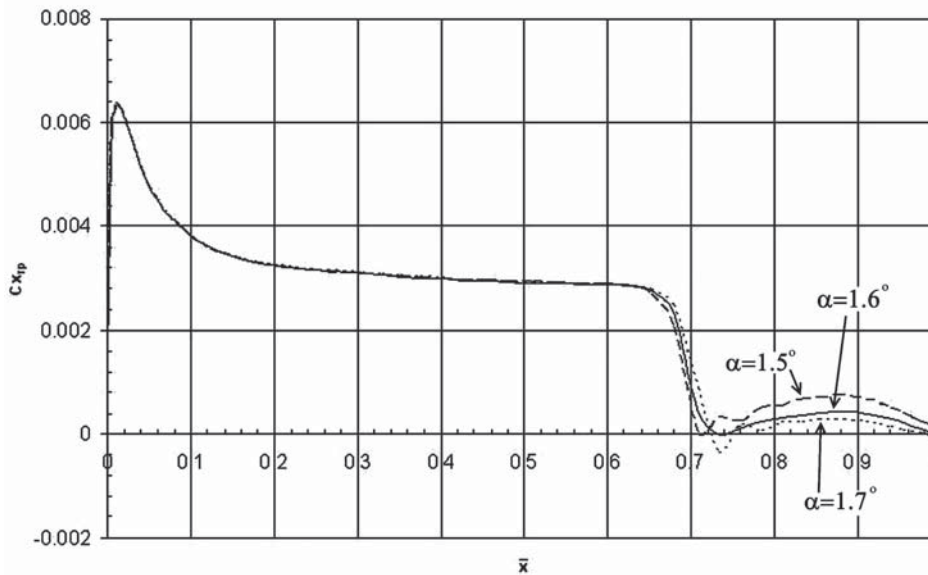


Рис. 12. Распределение коэффициента трения при $M = 0.86$

Углы атаки, соответствующие началу бафтинга, представлены на рис. 13 и 14.

Коэффициенты подъемной силы, соответствующие началу бафтинга, показаны на рис. 15 и 16.

Итоговый график зависимости коэффициента подъемной силы начала бафтинга от числа Маха $C_{удоп}(M)$ приведен на рис. 17.

Сравнение результатов расчета с экспериментальными данными

Экспериментальные исследования были выполнены в ходе проекта FLIRET (FLight REynolds number Testing) в аэродинамической трубе EWT [21].

Результаты, полученные в аэродинамической трубе, обрабатывались, и строились зависимости

$C_y(\alpha)$. Коэффициент подъемной силы начала бафтинга $C_{удоп}$ определяется из условия, что наблюдается существенная нелинейность в изменениях коэффициента подъемной силы в зависимости от угла атаки.

Величина $C_{удоп}$ принималась равной значению отклонения производной на величину 0.1° . На рис. 18 на полученную расчетную зависимость $C_{удоп}(M)$ нанесены экспериментальные значения для нескольких чисел Маха.

Видно, что экспериментальные значения коэффициента $C_{удоп}$ несколько выше, чем в расчете. Данное несоответствие наблюдается при больших числах Маха и составляет порядка 10%, с ростом числа M различие усиливается. Это эффект может

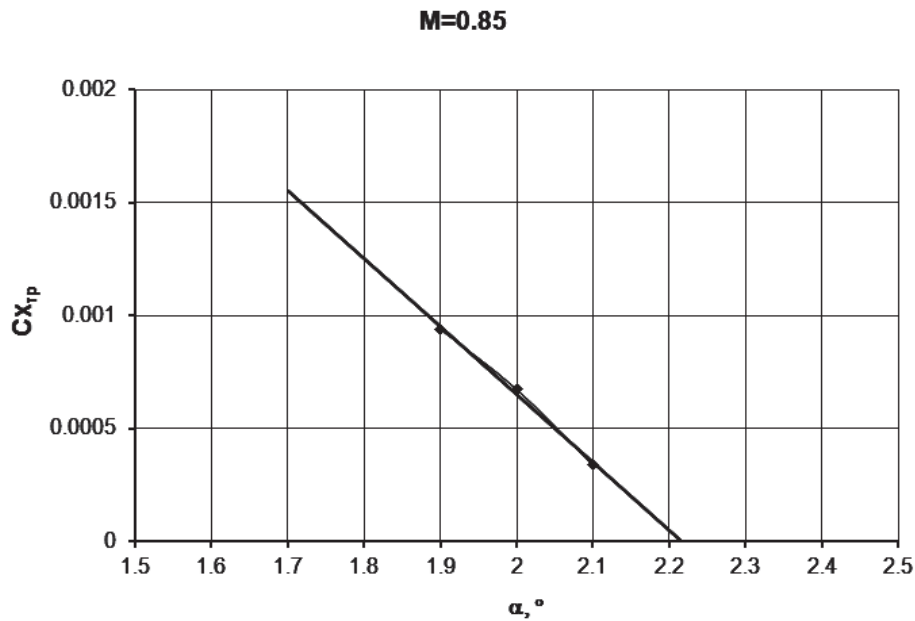


Рис. 13. Зависимость коэффициента трения от угла атаки α при числе $M = 0.85$

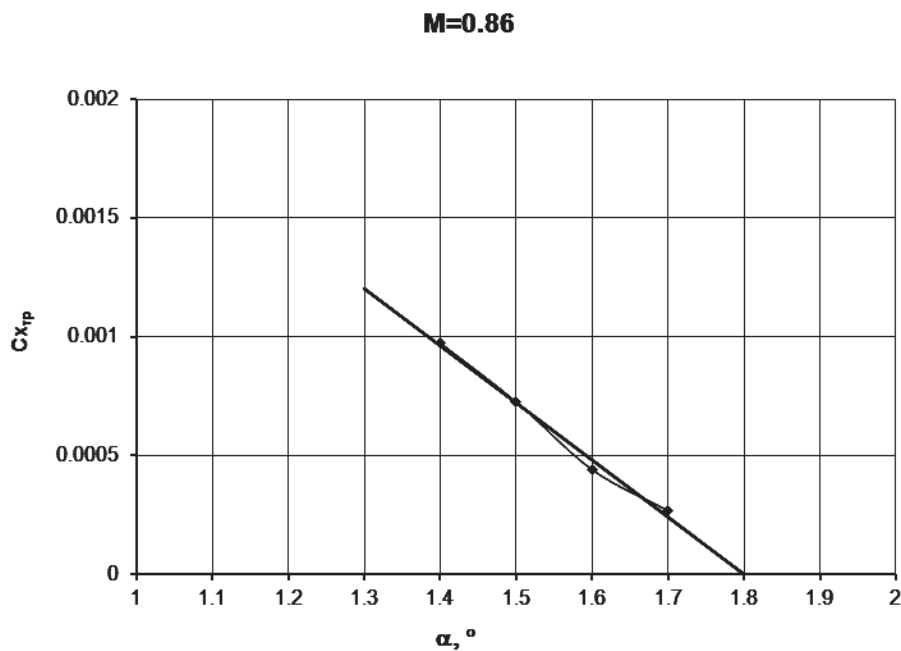


Рис. 14. Зависимость коэффициента трения от угла атаки α при числе $M = 0.86$

быть обусловлен тем, что с ростом числа M на крыле развиваются значительные сверхзвуковые зоны, на которых могут быть отрывы пограничного слоя и которые недостаточно учитываются расчетной программой при околозвуковых значениях числа M .

Выводы

Проведены расчетные исследования коэффициента подъемной силы начала бафтинга с помощью программы BLWF (трансзвукового обтекания комбинации крыло+фюзеляж) для модели самолета со стреловидным сверхкритическим крылом большого удлинения.

В результате проведенных исследований была оценена возможность использования расчетных и экспериментальных инструментов для оценки границы начала бафтинга на предварительном этапе проектирования. Полученные результаты показали удовлетворительную сходимость между результатами расчета и данными, полученными в аэродинамической трубе. Из всего вышесказанного можно сделать вывод о возможности применения программы BLWF и рассмотренного итерационного метода для оценки коэффициента подъемной силы начала бафтинга $C_{удоп}$ на предварительном этапе проектирования.

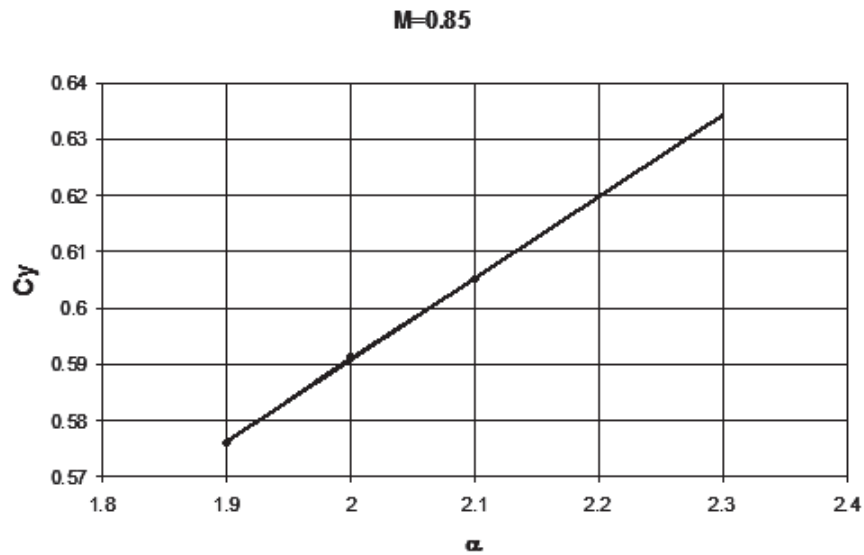


Рис. 15. Зависимость коэффициента подъемной силы $C_{удоп}$, соответствующего началу бафтинга, от угла атаки α при числе $M = 0.85$

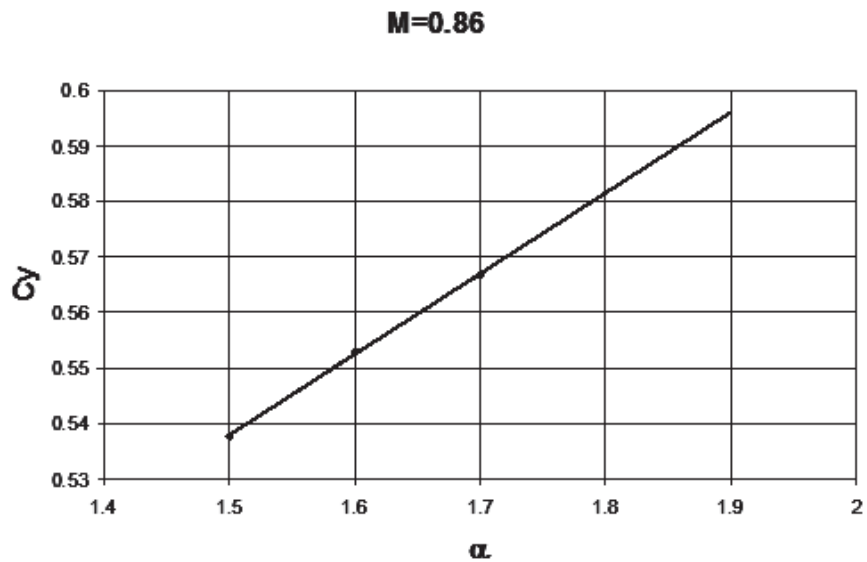


Рис. 16. Зависимость коэффициента подъемной силы $C_{удоп}$, соответствующего началу бафтинга, от угла атаки α при числе $M = 0.86$

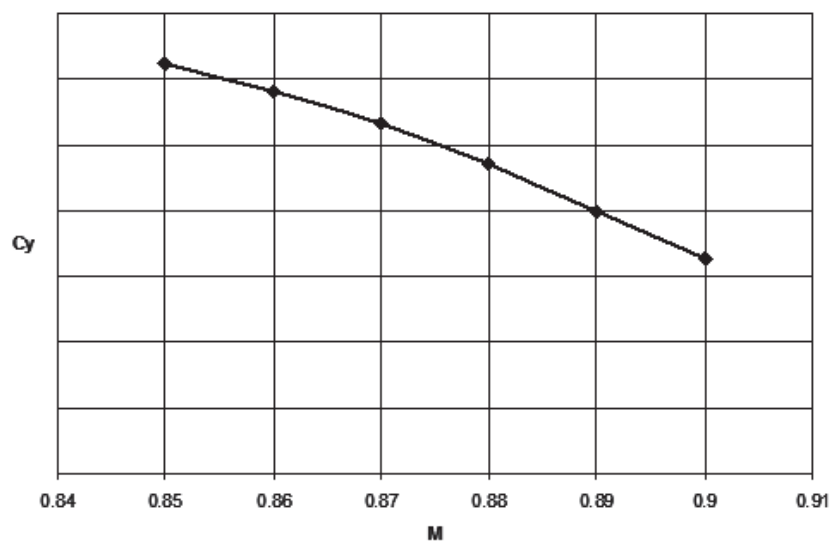


Рис. 17. Зависимость величины $C_{удоп}$ от числа M для расчетных данных

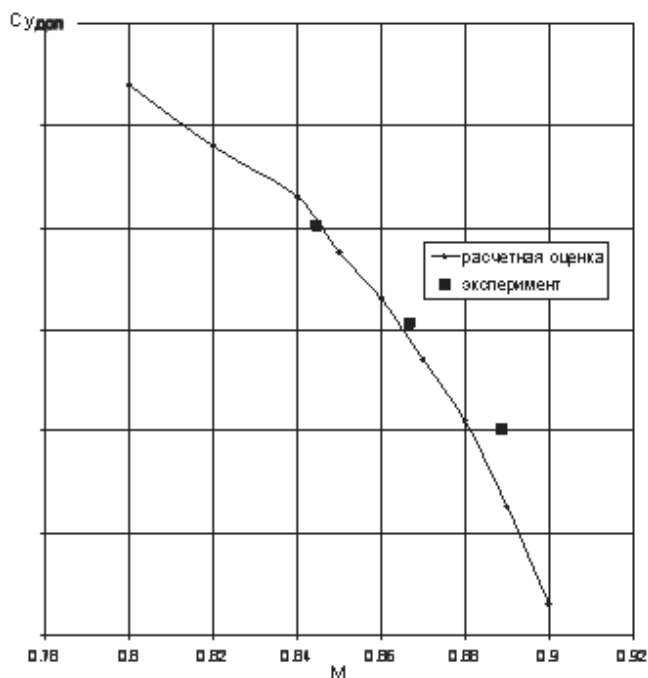


Рис. 18. Зависимость величины $C_{удоп}$ от числа M для расчетных и экспериментальных данных

Определено значение $C_{удоп}$, соответствующее началу бафтинга при числах Маха $M = 0.85 \div 0.9$ и числе Рейнольдса $Re = 50$ млн.

Библиографический список

1. *Гарифуллин М.Ф.* Бафтинг. — М.: Физматлит, 2010. — 216 с.
2. *Caruana D., Mignosi A., Corregge M., Pourhiet A. Le, Rodde A.M.* Buffet and buffeting control in transonic flow // *Aerospace Science and Technology*. 2005. Vol. 9. No. 7. Pp. 605-616. DOI: 10.1016/j.ast.2004.12.005
3. *Flynn G.A., Morrison J.F., Mabey D.G.* Buffet Alleviation on Swept and Unswept Wings at High Incidence // *Journal of Aircraft*, 2001. Vol. 38. No. 2. Pp. 368-378. DOI: 10.2514/2.2771
4. *Birukov V., Bragin N., Garifullin M., Skomorokhov S., Yanin V.* Study on high aspect ratio swept wing pressure oscillations spectra // 12th ONERA-TsAGI Seminar June 17-19 2013, ONERA Palaiseau Centre, France.
5. *Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории / Межгосударственный авиационный комитет. — М.: Авиаиздат, 2009. — С. 605-616.*
6. *Гусев В.Г.* Оптимизация разгрузки крыла среднемагистрального пассажирского самолета // *Вестник Московского авиационного института*. 2016. Т. 23. № 1. С. 18-25.
7. *Тютюнников Н.П., Шклярчук Ф.Н.* Определение аэродинамических характеристик упругого крыла с поворачивающимися в его плоскости законцовками // *Вестник Московского авиационного института*. 2016. Т. 23. № 4. С. 7-16.
8. *Гарифуллин М.Ф., Скоморохов С.И., Янин В.В.* Оценка границ бафтинга крыла // *Труды ЦАГИ*. Выпуск 2711. 2012. 12 с.
9. *Проблемы срыва и бафтинга // Техническая информация*. 1977. №19. С. 18-29.
10. *Bragin N., Garifullin M., Janin V., Skomorokhov S.* Investigation of Unsteady Flow on a High Aspect Ratio Wings // 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA AVIATION Forum. 2014. DOI: 10.2514/6.2014-2994
11. *Lin J.C.* Control of turbulent boundary layer separation using microvortex generators // 30th Fluid Dynamics Conference, 1990, Norfolk, Va, U.S.A. DOI: 10.2514/6.1999-3404
12. *Mabey D.G.* Buffering criteria for a systematic series of wings // *Journal of Aircraft*. 1989. Vol. 26. No. 6. Pp. 576-582. DOI: 10.2514/3.45805
13. *Грачев В.С., Караваяев Э.А., Кашафутдинов С.Т., Прудников Ю.А., Симонов М.П., Чернов Л.Г.* Прогнозирование бафтинга самолета по результатам испытаний его модели в аэродинамической трубе // *Техника воздушного флота*. 1991. №5-6. С.1-8.
14. *John H.* Critical review of methods to predict the buffet penetration capability of aircraft // *Aircraft Stalling and Buffeting*. — North Atlantic Treaty Organization. Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD LS-74) in Neuilly sur Seine, 1975. Pp. 7.1-7.29.
15. *Smith A.M.O.* Remarks of fluid mechanics of the stall // *Aircraft Stalling and Buffeting*. — North Atlantic Treaty Organization. Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD LS-74) in Neuilly sur Seine, 1975. Pp. 2.1-2.33.
16. *Cunningham A., Benepe D.* Prediction transonic aircraft buffet response // *Unsteady Airloads in Separation and Transonic Flow: Papers Presented at the 44th Meeting of the AGARD Structures and Materials Panel Held in Lisbon, Portugal on 19-20 April 1977*. Pp. 42-62.
17. *Bérard A., Isikveren A.T.* Conceptual Design Prediction of the Buffet Envelope of Transport Aircraft // *Journal of Aircraft*. 2009. Vol. 46. No. 5. Pp. 1593-1606.
18. *Bragin N., Garifullin M., Yanin V., Skomorokhov S.* Investigation of loading parameters of a trunk-route airplane wing in a wind tunnel near to buffet boundary // 16 th International Structural Aeroelasticity and Dynamics Forum IFASD 28 June — 2 July 2015, Saint Petersburg.
19. *Kovalev V.E., Karas O.V.* Computation of transonic flows around a wing-plus— fuselage configuration taking viscous effects and a thin separated region into account // *La Recherche Aérospatiale*. 1994. No. 1. Pp. 23-38.
20. *Quest J., Wright M., Rolston S.* Investigation of a Modern Transonic Transport Aircraft Configuration over a Large Range of Reynolds Numbers // 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 14-17 January 2002, Reno, NV. AIAA 2002-0422.
21. *Kühn W.* Flight Reynolds Number Testing — The European Project FLIRET. European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, Italy. 2008.

ON EVALUATION OF BUFFETING OF A SWEEPED WING WITH HIGH ASPECT RATIO AT TRANSONIC SPEEDS

Bragin N.N., Kovalev V.E., Skomorokhov S.I. *, Slitinskaya A.Yu. **

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia

* e-mail: skomorohov@tsagi.ru

** e-mail: flinas@yandex.ru

Abstract

The article presents to the development of a technique for buffet initialization boundary evaluation, occurring on a swept height aspect ratio wing at increasing angle of attack during cruising flight modes. The lift coefficient value of the buffet onset is one of the limitations that should be accounted for while designing the wing aerodynamic layout of a subsonic aircraft. According to the norms, the margin between the cruise flight mode and the $C_{L_{buff}}$ value or the lift coefficient of the buffet onset should be at least 30%. Thus, knowing the $C_{L_{buff}}$ value through the entire operational speed range is a prerequisite for an aerodynamic wing configuration design beginning from the preliminary design stage. The problem of determining the $C_{L_{buff}}$ has become of special urgency at the transonic speeds due to the substantial aspect ratio increase of the (by 15–20%) of the long-range aircraft wings due to the composite materials application in load-carrying structure.

Despite the successes in CFD aerodynamics gained over the last years, non-stationary separation flow modes are studied, basically, using experimental tools, including wind tunnel tests of airplanes' high scale models. Though the cost of such studies is high, they ensure required reliability of the obtained results. It is worth mentioning, that the time consuming computations on multiprocessor computers are costly as well. With this, the high accuracy and reliability of the obtained results are not guaranteed. Preparing mathematical model and building-up computational meshes with hundreds of millions of nodes are commensurable with costs of developing and manufacturing scaled models for tests in the wind tunnel. Thus, numerical methods do not always prove to be less labor consuming and costly than the experimental ones. Despite the fact that computer facilities and software develop rapidly, and the situation gradually changes, experimental methods remain as before the basic tool while performing the studies of complex flows.

The article presents the analysis of typical features of the wing flow-around at the angles of attack corresponding to the start of the buffet mode. The technology of application of the program for computing transonic flow-around based on the full potential method

for the buffet initialization computing is demonstrated. Computational results comparison with the data of experimental studies obtained for the model of the wing with fuselage in the wind tunnel is presented.

Keywords: high aspect ratio wing at transonic speeds, computational studies of a civil aircraft aerodynamic characteristics, lift coefficient of buffet initialization.

References

1. Garifullin M.F. *Bafting* (Buffeting), Moscow, Fizmatlit, 2010, 216 p.
2. Caruana D., Mignosi A., Corrige M., Pourhiet A. Le, Rodde A.M. Buffet and buffeting control in transonic flow. *Aerospace Science and Technology*, 2005, vol. 9, no. 7, pp. 605-616. DOI: 10.1016/j.ast.2004.12.005
3. Flynn G.A., Morrison J.F., Mabey D.G. Buffet Alleviation on Swept and Unswept Wings at High Incidence. *Journal of Aircraft*, 2001, vol. 38, no. 2, pp. 368-378. DOI: 10.2514/2.2771
4. Birukov V., Bragin N., Garifullin M., Skomorokhov S., Yanin V. Study on high aspect ratio swept wing pressure oscillations spectra. *12th ONERA-TsAGI Seminar, June 17-19 2013*, ONERA Palaiseau Centre, France.
5. *Mezhgosudarstvennyi aviatsionnyi komitet. Aviatsionnye pravila. Chast' 25. Normy letnoi godnosti samoletov transportnoi kategorii* (Aviation rules. Part 25. Airworthiness standards of transport category aircraft), Moscow, Aviaizdat, 2009, pp. 605-616.
6. Gusev V.G. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 1, pp. 18-25.
7. Tyutyunnikov N.P., Shklyarchuk F.N. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 4, pp. 7-16.
8. Garifullin M.F., Skomorokhov S.I., Yanin V.V. *Trudy TsAGI*, no. 2711, 2012, 12 p.
9. Problemy sryva i baftinga. *Tekhnicheskaya informatsiya*, 1977, no. 19, pp. 18-29.
10. Bragin N., Garifullin M., Yanin V., Skomorokhov S. Investigation of Unsteady Flow on a High Aspect Ratio Wings. *32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA AVIATION Forum*, 2014. DOI: 10.2514/6.2014-2994
11. Lin J.C. Control of turbulent boundary layer separation using microvortex generators. *30th Fluid Dynamics Conference*, 1990, Norfolk, Va, U.S.A. DOI: 10.2514/6.1999-3404

12. Mabey D.G. Buffering criteria for a systematic series of wings. *Journal of Aircraft*, 1989, vol. 26, no. 6, pp. 576-582. DOI: 10.2514/3.45805
13. Grachev V.S., Karavaev E.A., Kashafutdinov S.T., Prudnikov Yu.A., Simonov M.P., Chernov L.G. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 1991, no. 5-6, pp. 1-8.
14. John H. Critical review of methods to predict the buffet penetration capability of aircraft. *Aircraft Stalling and Buffeting*. - North Atlantic Treaty Organization. Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD LS-74) in Neuilly sur Seine, 1975, pp. 7.1-7.29.
15. Smith A.M.O. Remarks of fluid mechanics of the stall. *Aircraft Stalling and Buffeting*. - North Atlantic Treaty Organization. Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD LS-74) in Neuilly sur Seine, 1975, pp. 2.1-2.33.
16. Cunningham A., Benepe D. Prediction transonic aircraft buffet response. *Unsteady Airloads in Separation and Transonic Flow*. Papers Presented at the 44th Meeting of the AGARD Structures and Materials Panel Held in Lisbon, Portugal on 19-20 April 1977, pp. 42-62.
17. Bérard A., Isikveren A.T. Conceptual Design Prediction of the Buffet Envelope of Transport Aircraft. *Journal of Aircraft*, 2009, vol. 46, no. 5, pp. 1593-1606.
18. Bragin N., Garifulin M., Yanin V., Skomorokhov S. Investigation of loading parameters of a trunk-route airplane wing in a wind tunnel near to buffet boundary. *16 th International Structural Aeroelasticity and Dynamics Forum (IFASD)*, 28 June - 2 July 2015, Saint Petersburg.
19. Kovalev V.E., Karas O.V. Computation of transonic flows around a wing-plus- fuselage configuration taking viscous effects and a thin separated region into account. *La Recherche Aérospatiale*, 1994, no. 1, pp. 23-38.
20. Quest J., Wright M., Rolston S. Investigation of a Modern Transonic Transport Aircraft Configuration over a Large Range of Reynolds Numbers. *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, 14-17 January 2002, Reno, NV. AIAA 2002-0422.
21. Kühn W. *Flight Reynolds Number Testing*. The European Project FLIRET. European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, Italy, 2008.