

УДК 533.69
DOI 10.17223/19988621/62/11

С.В. Тимченко

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРЕХМЕРНОЙ КОМПОНОВКИ КРЫЛО – ФЮЗЕЛЯЖ – МОТОГОНДОЛА – ПИЛОН ДВИГАТЕЛЯ ШИРОКОФЮЗЕЛЯЖНОГО ДАЛЬНЕМАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА¹

Приведены результаты численных расчетов аэродинамических характеристик полной трехмерной компоновки крыло – фюзеляж – мотогондола – пилон двигателя широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета оптимальной формы в широком диапазоне изменения условий полета. Аэродинамический анализ данной начальной конфигурации был проведен с использованием программного продукта OPTIMENGA_AERO_ANALYSIS, который представляет собой компьютерную систему для высокоточного расчета вязких течений около аэродинамических тел сложной конфигурации.

Ключевые слова: широкофюзеляжный дальнемагистральный самолет, полные уравнения Навье – Стокса, коэффициент сопротивления, момент тангажа, коэффициент подъемной силы.

Оптимальное аэродинамическое проектирование является важной составной частью создания летательного аппарата, поскольку именно на этом этапе определяется возможность определения такой геометрии самолета, которая, с одной стороны, гарантирует выполнение всех основных технических характеристик полета (дальность, грузоподъемность и топливная эффективность), а с другой, удовлетворяет всем геометрическим и аэродинамическим ограничениям, включая требование на устойчивость полета. Поскольку цена вопроса при этом чрезвычайно высока, понятно, что успешное завершение стадии предварительного проектирования и достижение всех целей, поставленных перед этой стадией проекта, является ключевым фактором для успеха проекта создания самолета в целом.

Ранее в [1] именно этот подход, в основе которого лежат методы высокоточного математического моделирования и глобального оптимального поиска с использованием суперкомпьютерных технологий, и использовался для оптимального аэродинамического проектирования крыла широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета. В развитие этой работы было получено решение задачи оптимизации крыла в полной трехмерной компоновке крыло – фюзеляж – мотогондола – пилон двигателя широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета. При этом ограничения на форму крыла были те же, что и в [1], а фюзеляж, мотогондола и пилон двигателя считались заданными. Однако получение оптимальной аэродинамической формы не завершает работу по оптимальному аэродинамическому проектированию – полученная оптимальная форма должна быть исследована с точки зрения аэродинамики.

¹ Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ в рамках реализации Проекта RFMEFI57617X0103.

2. Метод решения задачи

Для решения поставленной выше задачи был использован программный продукт OPTIMENGA_AERO_ANALYSIS, который представляет собой компьютерную систему для высокоточного расчёта вязких течений около аэродинамических тел сложной конфигурации.

Выбор адекватной математической модели, описывающей течение около летательного аппарата, также является компромиссом между необходимой точностью описания и сложностью решения соответствующей начально-краевой задачи. В нашем случае, поскольку для расчета целевой функции C_x необходимо учитывать эффекты вязко-невязкого взаимодействия, было принято решение использовать в качестве базовых уравнений осредненные по числу Рейнольдса уравнения Навье – Стокса [1–3]. Правильный выбор численного метода решения осредненных по числу Рейнольдса полных уравнений Навье – Стокса вязкой сжимаемой жидкости в турбулентном режиме является одним из ключевых факторов успешного решения всей задачи оптимального проектирования.

При дискретизации сжимаемых уравнений Навье – Стокса для сжимаемого газа используется метод конечных объёмов с явной схемой аппроксимации потоков. В пространственной аппроксимации потоков конвективные потоки на гранях ячеек интерполируются по данным в центрах ячеек посредством двух интерполяционных операторов: характеристического оператора первого порядка и ENO (Essentially non-Oscillatory – Существенно не-Осцилляционного) оператора высокого порядка. Шаблон характеристической схемы первого порядка, фактически применяемой при релаксации, состоит из одной точки, выбранной по знаку соответствующего собственного числа.

Метод ENO (предложенный А. Хартемом и С. Ошером и затем упрощённый С.-В. Шу и С. Ошером [4, 5]) применяется посредством выбора интерполяционного шаблона по локальным характеристикам и гладкости потоков, и может изменяться по ходу итераций. При этом применяется характеристическая декомпозиция, и интерполяция производится в соответствующих характеристических полях. Интерполяционный шаблон ENO определяется отдельно в каждом характеристическом поле, сначала по знаку соответствующего собственного числа, а затем в соответствии с гладкостью интерполируемых потоков. Чтобы вернуться к декартовым потокам после интерполяции, значения интерполированных характеристических потоков проектируются обратно.

Таким образом, схема ENO применяется только при вычислении поправки на дефект, а большая часть работы осуществляется посредством относительно дешёвой в вычислительном отношении характеристической схемы первого порядка.

Вязкие члены аппроксимируются напрямую. Для интегрирования по времени используется схема Рунге – Кутты третьего порядка, сохраняющая полную вариацию (TVD) [5]. Более подробное описание численного метода дано в [6 и 7].

3. Результаты расчетов

Расчётная сетка для конфигурации крыло – фюзеляж – мотогондола – пилон двигателя состояла из 115 блоков и содержала в общей сложности 3 670 784 расчетных ячейки. Благодаря использованию условия симметрии, сетка строилась только для половины конфигурации (от плоскости симметрии до численной «бесконечности»).

Для повышения точности расчетов шаги сетки были неравномерными и сетка сгущалась в области течения с большими градиентами. Так же как и при проведении расчетов начальной геометрии рассматриваемой топологии летательного аппарата, шаг сетки вдоль поверхности крыла в окрестности передней кромки составлял порядка 0.2 % от локальной хорды крыла, а в окрестности задней кромки был порядка 0.45 %. Величина 1-го шага по направлению по нормали к поверхности крыла составлял 0.02 мм.

Перейдем теперь к анализу полученных результатов. Распределения давления на поверхности рассмотренной компоновки при значении коэффициента подъемной силы $C_Y = 0.55$ (соответствующей точке проектирования по данному параметру) в диапазоне чисел Маха набегающего потока в окрестности крейсерского режима полета приведены на рис. 1. Видно, что имеющийся у начальной конфигурации лямбда-скачок отсутствует у оптимальной компоновки с данной топологией в основной точке проектирования при $M = 0.86$ и начинает лишь зарождаться при $M = 0.87-88$.

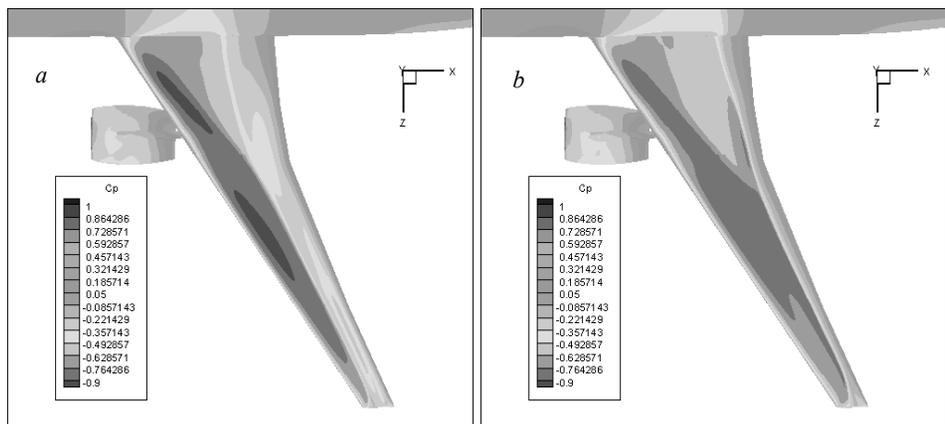


Рис. 1. Распределение C_p на верхней поверхности конфигурации крыло – фюзеляж – мотогондола – пилон двигателя широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета оптимальной формы при $C_Y = 0.55$; $a - M = 0.85$, $b - M = 0.88$

Fig. 1. Distribution of C_p on the upper surface of wing – fuselage – engine nacelle – engine pylon configuration for a wide-body long-range aircraft of optimal shape at $C_Y = 0.55$; $M = (a) 0.85$, $(b) 0.88$

Одним из источников возникновения дополнительного сопротивления является появление зоны отрыва потока в области стыковки крыла с фюзеляжем и в окрестности состыковки мотогондолы, пилона и крыла. Хорошим индикатором этого явления является поведение линий тока в этих областях. В связи с этим на рис. 2 приведены картины линий тока на поверхности тела для условий обтекания близких к основным точкам проектирования при высоких числах Маха и большом значении коэффициента подъемной силы.

Как видно из этих рисунков, признаков отрыва в указанных областях для рассмотренной оптимальной конфигурации крыло – фюзеляж – мотогондола – пилон двигателя широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета не наблюдается, что является косвенным подтверждением оптимального характера проведенного аэродинамического проектирования.

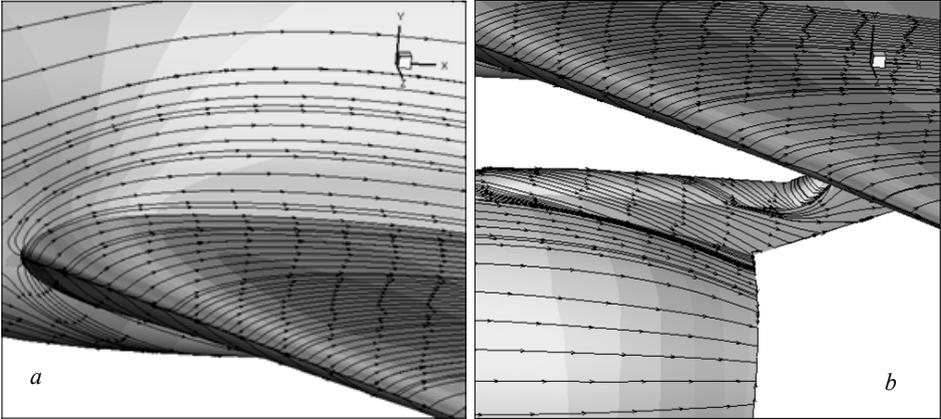


Рис. 2. Картина линий тока на поверхности конфигурации крыло – фюзеляж – мотогондола – пилон двигателя широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета оптимальной формы при $M = 0.86$, $C_Y = 0.55$: *a* – в области состыковки крыла с фюзеляжем (вид сверху), *b* – в области состыковки пилона с крылом и мотогондолой

Fig. 2. Streamline distribution on the surface of wing – fuselage – engine nacelle – engine pylon configuration for a wide-body long-range aircraft of optimal shape at $M = 0.86$, $C_Y = 0.55$: at a joint place for (a) wing and fuselage (top view) and (b) pylon with a wing and nacelle

Перейдем теперь к анализу интегральных характеристик рассмотренной оптимальной конфигурации «крыло – фюзеляж – мотогондола – пилон двигателя» широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета. Соответствующие сравнения показали, что компоновка с оптимальной формой крыла имеет значительно меньшее сопротивление по сравнению с начальной геометрией. В основной точке проектирования при $M = 0.86$ снижение составило 6.5 аэродинамических каунта,

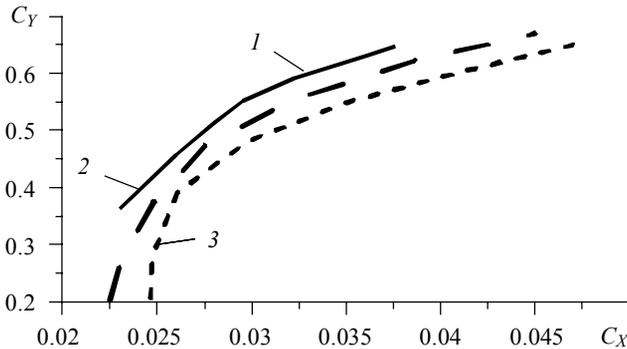


Рис. 3. Сравнения поляр сопротивления конфигурации «крыло – фюзеляж – мотогондола – пилон двигателя» широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета оптимальной формы при $M = 0.86$ (линия 1), $M = 0.87$ (линия 2), $M = 0.88$ (линия 3)

Fig. 3. Comparison of the drag polar for “wing – fuselage – engine nacelle – engine pylon” configuration for a wide-body long-range aircraft of optimal shape at $M = (1) 0.86$, (2) 0.87, and (3) 0.88

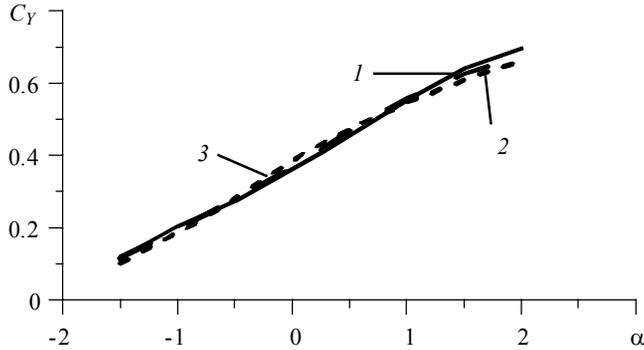


Рис. 4. Сравнения зависимости коэффициента подъемной силы C_Y от угла атаки для конфигурации «крыло – фюзеляж – мотогондола – пилон двигателя» широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета оптимальной формы при $M = 0.86$ (линия 1), $M = 0.87$ (линия 2), $M = 0.88$ (линия 3)

Fig. 4. Comparison of the dependencies of the lift coefficient C_Y on the angle of attack for a “wing – fuselage – engine nacelle – engine pylon” configuration of a wide-body long-range aircraft of optimal shape at $M = (1) 0.86$, (2) 0.87, and (3) 0.88

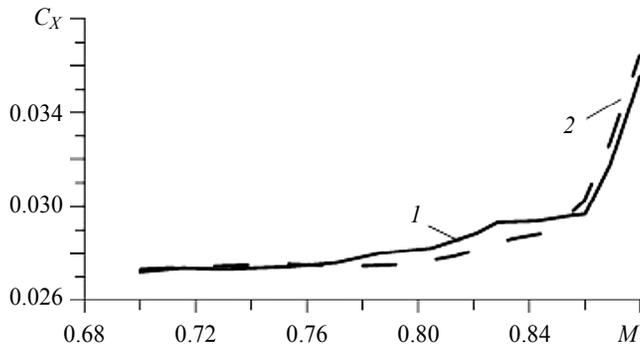


Рис. 5. Сравнения зависимостей коэффициента полного сопротивления C_X от числа Маха набегающего потока при фиксированном значении коэффициента подъемной силы $C_Y = 0.55$ для конфигурации «крыло – фюзеляж – мотогондола – пилон двигателя» широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета начальной (линия 2) и оптимальной (линия 1) формы

Fig. 5. Comparison of the dependencies of the drag coefficient C_X on the Mach number of the approach flow at a fixed value of the lift coefficient $C_Y = 0.55$ for a “wing – fuselage – engine nacelle – engine pylon” configuration of a wide-body long-range aircraft of initial (2) and optimal (1) shape

при $M = 0.87$ снижение составило 12.0 аэродинамических каунта, а при $M = 0.88$ снижение составило 11.1 аэродинамических каунта. Как видно из поляр сопротивления (зависимости коэффициента подъемной силы C_Y от коэффициента полного сопротивления C_X) для различных условий полета, представленных на рис. 3,

такое снижение имеет нелокальный характер и сохраняется в широком диапазоне углов атаки.

Дополнительная информация об интегральных аэродинамических характеристиках рассмотренной компоновки может быть получена из рис. 4, на котором представлены зависимости коэффициента подъемной силы C_Y от угла атаки, и из рис. 5, где приведена зависимость коэффициента полного сопротивления C_X от числа Маха.

Заключение

Таким образом, анализ результатов численного расчета аэродинамических характеристик конфигурации крыло – фюзеляж – мотогондола – пилон двигателя широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета оптимальной формы в широком диапазоне условий полета позволяет сделать следующие выводы:

- конфигурация крыло – фюзеляж – мотогондола – пилон двигателя широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета оптимальной формы обладает малым волновым сопротивлением в основной точке проектирования $C_Y = 0.55$, $M = 0.86$ и может эксплуатироваться при крейсерском полете при $M = 0.86$;
- оптимальное аэродинамическое проектирование позволило сдвинуть волновой кризис в сторону больших чисел Маха не менее чем на 0.02;
- конфигурация крыло – фюзеляж – мотогондола – пилон двигателя широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета оптимальной формы обладает значительно лучшими аэродинамическими характеристиками по сравнению с базовым в широком диапазоне чисел Маха и коэффициента подъемной силы;
- оптимальная конфигурация отвечает всем заданным геометрическим и аэродинамическим ограничениям.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пейгин С.В., Пуцин Н.А., Болсуновский А.Л., Тимченко С.В. Оптимальное аэродинамическое проектирование крыла широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2018. № 51. С. 117–129. DOI: 10.17223/19988621/51/10.
2. Epstein, B., Peigin, S., Bolsunovskiy, A., Timchenko S.V. Aerodynamic shape optimization by automatic hybrid genetic tool OPTIMENGA AERO // Source of the Document 52nd AIAA Aerospace Sciences Meeting AIAA Science and Technology Forum and Exposition, SciTech 2014. DOI: 10.2514/6.2014-0569.
3. Степанов К.А., Тимченко С.В. Исследование устойчивости процесса оптимизации крыла беспилотного летательного аппарата к его начальной форме // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2018. № 56. DOI: 10.17223/19988621/56/10.
4. Epstein B., Jameson J., Peigin S., Roman D., Harrison N. and Vassberg J. Comparative study of 3D wing drag minimization by different optimization techniques // Journal of Aircraft. 2009. V. 46. No. 2. DOI: 10.2514/1.38216.
5. Harten, A., Osher, S. Uniformly high-order accurate non-oscillatory schemes // I.SIAM Journal of Numerical Analysis. 1987. 24. 279. DOI: 10.1137/0724022.
6. Shu C.-W. and Osher S. Efficient implementation of essentially non-oscillatory shock capturing schemes I // J. Computational Physics. 1989. V. 83. No. 1. P. 3. DOI: 10.1016/0021-9991(89)90222-2.
7. Epstein, B, Averbuch A. and Yavneh I. An accurate ENO driven multigrid method applied to 3D turbulent transonic flows // J. Computational Physics. 2001. 168. 316–328. DOI: 10.1006/jcph.2001.6698.

Статья поступила 15.10.2019 г.

Timchenko S.V. (2019) NUMERICAL STUDY OF THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A “WING – FUSELAGE – ENGINE NACELLE – PYLON” THREE-DIMENSIONAL LAYOUT OF THE ENGINE FOR A WIDE-BODY LONG-RANGE AIRCRAFT *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika* [Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics]. 62. pp. 135–141

DOI 10.17223/19988621/62/11

Keywords: wide-body long-range aircraft, the full Navier – Stokes equations, drag coefficient, pitch moment, lift coefficient.

The paper presents the numerical calculation results on the aerodynamic characteristics of a “wing – fuselage – engine nacelle – pylon” full three-dimensional layout for a wide-body long-range aircraft engine of optimal shape in a wide range of flight conditions. Aerodynamic analysis of the initial configuration is carried out using the OPTIMENGA_AERO_ANALYSIS software which is a computer system applied for a high-precision calculation of viscous flows near aerodynamic bodies of complex configuration. According to the analysis of numerical calculation results, the “wing – fuselage – engine nacelle – pylon of the engine” configuration for a wide-body long-range aircraft of optimal shape exposes significantly better aerodynamic characteristics compared to the baseline design in a wide range of Mach number and lift coefficient.

Financial support: This work was financially supported by applied research of the Ministry of Education and Science of the Russian Federation: a unique identifier – RFMEFI57617X0103.

Sergey V. TIMCHENKO (Doctor of Physics and Mathematics, Tomsk State University, Tomsk, OPTIMENGA-777 Ltd., Moscow, Russian Federation). E-mail: tsv@ff.tsu.ru

REFERENCES

1. Peigin S.V., Pushchin N.A., Bolsunovskiy A.L., Timchenko S.V. (2018) Optimal'noe aerodynamicheskoe proektirovanie kryla shirokofyuzelyazhnogo dalnemagistral'nogo samoleta [An optimal aerodynamic design for the wing of a wide-body long-range aircraft]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 51. pp. 117–129. DOI: 10.17223/19988621/51/10.
2. Epstein B., Peigin S., Bolsunovskiy A., Timchenko S.V. (2014) Aerodynamic shape optimization by automatic hybrid genetic tool OPTIMENGA AERO. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*. DOI: 10.2514/6.2014-0569.
3. Stepanov K.A., Timchenko S.V. (2018) Issledovanie ustoychivosti protsessa optimizatsii kryla bespilotnogo letatel'nogo apparata k ego nachal'noy forme [Investigation of the stability of an unmanned aerial vehicle wing optimizing in terms of its initial shape]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 56. pp. 120–127. DOI 10.17223/19988621/56/10.
4. Epstein B., Jameson J., Peigin S., Roman D., Harrison N., Vassberg J. (2009) Comparative study of three-dimensional wing drag minimization by different optimization techniques. *Journal of Aircraft*. 46(2). pp. 526–541. DOI: 10.2514/1.38216.
5. Harten A., Osher S. (1987) Uniformly high-order accurate non-oscillatory schemes, I. *SIAM Journal of Numerical Analysis*. 24(2). pp. 279–309. DOI: 10.1137/0724022.
6. Shu C.-W., Osher S. (1989) Efficient implementation of essentially non-oscillatory shock capturing schemes, II. *Journal of Computational Physics*. 83(1). pp. 32–78. DOI: 10.1016/0021-9991(89)90222-2.
7. Epstein B., Averbuch A., Yavneh I. (2001) An accurate ENO driven multigrid method applied to 3D turbulent transonic flows. *Journal of Computational Physics*. 168(2). pp. 316–338. DOI: 10.1006/jcph.2001.6698.

Received: October 15, 2019