

УДК 533.69
DOI 10.17223/19988621/63/10

С.В. Пейгин, С.А. Орлов

ОПТИМАЛЬНОЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОНФИГУРАЦИИ «КРЫЛО – ФЮЗЕЛЯЖ» ШИРОКОФЮЗЕЛЯЖНОГО ДАЛЬНЕМАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА¹

Приведены результаты многоточечного оптимального аэродинамического проектирования конфигурации «крыло – фюзеляж» широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета. Решение задачи получено на основе сочетания численных решений полных уравнений Навье – Стокса для турбулентных течений вязкого сжимаемого газа с методом глобального оптимального поиска на базе Генетических Алгоритмов с учетом конструктивных параметров и конструктивных ограничений. Показано, что оптимальное решение (форма широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета) отвечает всем заданным ограничениям на форму проектируемого самолета и его аэродинамические свойства, обладает достаточно малым полным сопротивлением при заданных условиях крейсерского полета.

Ключевые слова: *оптимальное аэродинамическое проектирование, полные уравнения Навье – Стокса, коэффициент полного сопротивления, коэффициент подъемной силы, момент тангажа.*

Оптимальное аэродинамическое проектирование является важной составной частью создания летательного аппарата, поскольку именно на этом этапе определяется возможность проектирования 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. При этом, поскольку издержки на определение внешнего облика самолета на последнем этапе детального проектирования очень велики, ключевую роль в успехе проекта играет стадия предварительного проектирования.

Традиционный подход к предварительному аэродинамическому проектированию носит «ручной» характер и использует подход «проб и ошибок». В связи с этим временные, трудовые и материальные издержки на проведение таких работ чрезвычайно велики: аэродинамический дизайн среднемагистрального трансзвукового лайнера требует работы свыше 150 высококвалифицированных специалистов в течение 2 лет с общими издержками свыше ста миллионов USD.

С математической точки зрения задача проектирования сводится к задаче определения формы, доставляющей минимум полного сопротивления самолета. Именно эта задача и была решена в настоящей работе применительно оптимальному аэродинамическому проектированию широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета с крейсерской скоростью $M = 0.86$.

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

Постановка задачи

С математической точки зрения задача состоит в нахождении оптимальной формы летательного аппарата (с точки зрения минимизации полного сопротивления), которая отвечает всем необходимым ограничениям на его геометрию и аэродинамику.

Вначале решается задача для условий крейсерского полета, когда ищется форма, доставляющая минимум коэффициента полного сопротивления C_X для $M = 0.86$ с учетом ограничений различного типа геометрического и аэродинамического характера. Речь идет об ограничении на коэффициент подъемной силы, максимально допустимый момент тангажа, относительных толщин базовых секций крыла, радиусов затупления передней кромки этих секций крыла и т.д.

На втором этапе в рассмотрение включаются и другие точки полета: более высокое число Маха (для обеспечения безопасности по бафтингу) и условия взлета (для обеспечения достижения величины подъемной силы, гарантирующей взлет самолета с заданной массой).

В целом, данная задача представляет собой пример задачи многоходовки, поскольку основные вызовы, с которыми сталкивается исследователь при решении такой задачи носят разнонаправленный характер: наряду с необходимостью рассчитать сопротивление самолета, нужно обеспечить вычислительно-эффективный поиск минимума нелинейной функции многих переменных с учетом множества конструктивных параметров и конструктивных ограничений наряду с требованием проведения расчетов в разумное время, поскольку если для решения задачи требуется десятки дней вычислений, то такое решение носит чисто академический характер и не представляет интереса для практических приложений.

Метод решения задачи

Для решения поставленной выше задачи был использован программный продукт OPTIMENGA_AERO_WB. В его основе лежат три базовых алгоритма:

- численное решение полных уравнений Навье – Стокса для турбулентного течения вязкого газа в широком диапазоне условий полета;
- определение оптимального набора дизайн-параметров с учетом конструктивных параметров и конструктивных ограничений на геометрию и аэродинамику самолета;
- интенсивная многоуровневая параллелизация вычислительного потока при вычислениях на многопроцессорных вычислительных системах с MIMD-архитектурой.

То, что для расчета сопротивления используется модель уравнений Навье – Стокса, связано с тем, что только данная математическая модель течения может обеспечить необходимый для практических приложений уровень точности расчета интегральных аэродинамических характеристик самолета (включая коэффициент полного сопротивления C_X) во всем диапазоне изменения условий полета при трансзвуковых числах Маха с учетом вязко-невязкого взаимодействия.

Следующим по очереди (но не по важности) является вопрос об уровне порядка аппроксимации разностной схемы, используемой при численных расчетах: нужно найти правильный компромисс между точностью схемы (и связанной с этим сложностью и устойчивостью вычислительного алгоритма) и вычислительной эффективностью численных расчетов. Правильным ответом на этот вопрос,

по нашему мнению, был выбор схемы ENO (Essentially Non-Oscillatory Scheme) [1, 2], которая давала при использовании многосеточного подхода с поправкой на дефект (defect-correction) необходимую точность на достаточно грубых много-блочных вычислительных сетках.

При расчете конвективного оператора использовалась характеристическая схема 1-го порядка, что требовало относительно мало арифметических операций для своего обращения. Поскольку при данном подходе схема высокого порядка (требующая сравнительно много арифметических операций при обращении) применялась лишь на вершине многосеточного цикла, то уровень вычислительной эффективности алгоритма в целом был очень высок.

Сравнение с тестовыми результатами AIAA Drag Prediction Workshop (который можно назвать чемпионатом мира среди программных продуктов для расчета сопротивления самолетов в условиях реального полета) показало, что алгоритм обеспечивает необходимую для приложений точность. Дополнительные сравнения с программой OVERFLOW, используемой компанией Boeing, подтвердили данный вывод [3].

Для решения собственно задачи оптимизации используется генетический алгоритм с вещественным кодированием точки в пространстве поиска. Генетические Алгоритмы (ГА) относятся к эвристическим алгоритмам, которые можно отнести к классу алгоритмов управляемого случайного поиска. В качестве основного варианта используется ГА, в котором реализованы оператор турнирной селекции, одноточечный оператор скрещивания и оператор неравномерной мутации.

В задачах условной оптимизации аэродинамических форм принципиальным является учет ограничений на искомое оптимальное решение. Основная проблема состоит в том, что при решении практически важных задач искомое решение часто лежит либо очень близко, либо точно на границе области допустимых значений, положение которой заранее неизвестно и, в свою очередь, является вычислительно-тяжелой задачей (как, например, граница по моменту тангажа самолета)

В данной работе был использован принципиально новый подход [4, 5] к учёту нелинейных ограничений, который заключался в следующем:

- в отличие от классического метода, при котором путь к оптимуму лежал только через геометрии, соответствующие заданным ограничениям (путь внутри области допустимых значений), допускались пути, в которых внутренняя часть маршрута могла лежать и в области недопустимых значений – важно было только, чтобы конечная геометрия была в области допустимых значений. В основе этого лежала простая идея – информация из «запретных» геометрий позволяла существенно сократить (с вычислительной точки зрения) путь к искомому минимуму;
- необходимое для этого расширение оптимизируемой функции на область недопустимых значений строилось достаточно легко, поскольку, методы оптимизации, основанные на ГА, не требуют гладкости оптимизируемых функций.

Следующим важным аспектом алгоритма оптимального поиска является вычислительная эффективность, которая становится решающей в случае, когда для расчета искомого функционала требуется большой объем вычислений. Требовалось найти такое решение, в котором, с одной стороны, была гарантирована точность и быстрота оптимального генетического поиска, а с другой – число вызовов процедуры расчета полных уравнений Навье – Стокса было относительно невелико.

Для эффективной реализации данной идеи на основе использования ГА был разработан метод, при котором расчет требуемых для оптимального поиска величин базировался на аппроксимации локальной базы данных, построение которой основывалось на расчете обтекания вариаций тестируемой геометрии в ее дискретной окрестности в заданной области поиска. Чтобы гарантировать точность и глобальность поиска, использовалось сочетание метода предикции-верификации с методом глобальных итераций. При этом количество таких глобальных итераций, требующихся для сходимости всего процесса оптимального поиска было достаточно невелико.

В программном продукте OPTIMENGA_AERO_WB исходная геометрия оптимизируемого крыла задавалась его формой в плане и формой базовых секций крыла в заданных фиксированных точках по координате Z вдоль размаха крыла. Геометрия крыла в плане определялась распределением углов скоса передней и задней кромок крыла, значением хорды бортовой секции крыла (секции стыковки крыла и фюзеляжа) и величинами координаты Z базовых секций крыла.

Форма базовых секций определялась коэффициентами Безье верхней и нижней поверхности профиля при условии непрерывности радиуса кривизны в передней кромке крыла. Дополнительными параметрами были локальная крутка базового профиля относительно задней кромки и величина поперечного V (которое представляет собой сдвиг в направлении вверх-вниз по отношению к плоскости плана).

Для проведения оптимизации наряду с вышеперечисленными параметрами дополнительно задавались:

- количество глобальных шагов проектирования;
- аэродинамические ограничения;
- геометрические ограничения;
- условия полета в точках проектирования.

Результаты оптимального аэродинамического дизайна

Как уже ранее отмечалось, оптимальный аэродинамический дизайн дальнемагистрального широкофюзеляжного пассажирского самолета с компоновкой крыло – фюзеляж был проведен с применением программного продукта OPTIMENGA_AERO_WB. Дополнительные технические детали указанного ПО могут быть найдены в [6, 7].

В процессе аэродинамического дизайна крыло было представлено пятью базовыми секциями по размаху крыла. Базовое крыло и накладываемые на него ограничения были описаны в работе [7], в которой рассматривалась оптимизация изолированного крыла.

Было рассмотрено проектирование с учетом двух точек, соответствующих транзвуковым скоростям полета, и одной точки сугубо дозвукового обтекания на режиме взлета:

- скорость $M = 0.86$, $C_Y = 0.55$ (с весовым коэффициентом 0.70);
- скорость $M = 0.87$, $C_Y = 0.55$ (с весовым коэффициентом 0.25);
- скорость $M = 0.20$, $C_Y = 0.55$ (с весовым коэффициентом 0.05).

В качестве ограничения рассматривалось условие на момент тангажа, необходимое для гарантирования устойчивости полета – момент тангажа всей оптимальной геометрии крыло – фюзеляж конфигурации был не меньше чем момент тангажа для исходной геометрии самолета.

На начальном этапе было проведен детальный аэродинамический анализ исходной компоновки крыло – фюзеляж. Вычислительная сетка была двухслойной, а общее количество вычислительных блоков равнялось 30 (15 блоков вблизи поверхности самолета и 15 блоков на бесконечности). Для блоков, прилегающих к крылу, количество точек сетки вдоль потока составляло 101, по нормали к поверхности – 37, а вдоль размаха крыла – 61. Общее количество точек в вычислительной сетки составляло около 1.3 миллиона.

Для обеспечения точности расчетов сетка была неравномерная со сгущением и в окрестности поверхности самолета. В частности, в окрестности передней кромки крыла размер шага вдоль секции крыла равнялся 0.2 % от текущей хорды профиля, в окрестности задней кромки был порядка 0.45 % от текущей хорды профиля, а значение шага по нормали к крылу равнялось 0.02 мм.

Представление о расчетной сетке верхней поверхности компоновки крыло – фюзеляж дано на рис. 1.

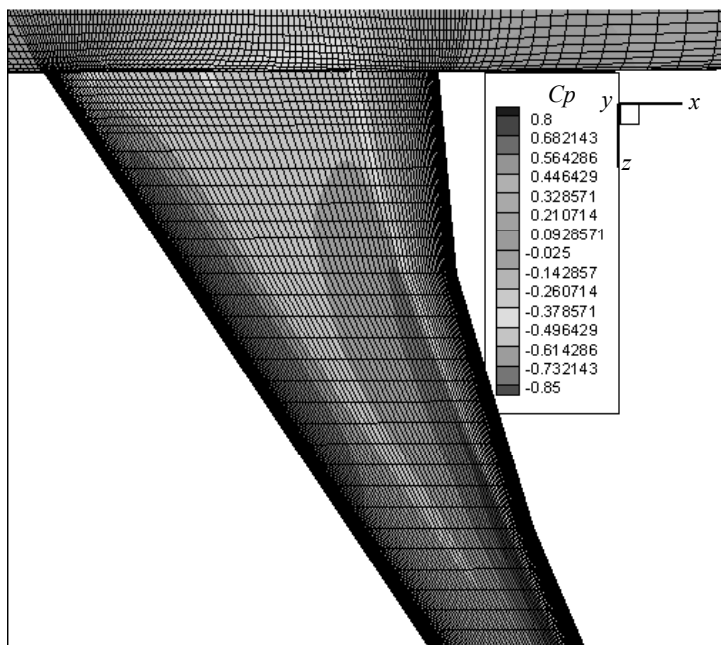


Рис. 1. Вид расчетной сетки на верхней поверхности конфигурации крыло – фюзеляж

Fig. 1. Computational grid on the upper surface of the wing-body configuration

Проведенные расчеты начальной компоновки показали, что исходная конфигурация при $C_Y = 0.55$ обладает неплохим аэродинамическим качеством (порядка 18 в основной точке аэродинамического дизайна):

- $C_X = 269.7$ аэродинамических каунта (при $M = 0.84$);
- $C_X = 280.8$ аэродинамических каунта (при $M = 0.85$);
- $C_X = 302.0$ аэродинамических каунта (при $M = 0.86$);
- $C_X = 332.6$ аэродинамических каунта (при $M = 0.87$);
- $C_X = 370.5$ аэродинамических каунта (при $M = 0.88$).

Основываясь на анализе полученных результатов, можно сделать следующие выводы:

- Начальная компоновка крыло – фюзеляж имеет приемлемое полное сопротивление в точке проектирования.
- Начиная с $M = 0.85$, происходит значительный рост сопротивления, который свидетельствует о начале волнового кризиса – при увеличении числа Маха на 0.01 сопротивление увеличивается на 21.2 аэродинамических каунта.

Исходя из этого, обоснованным является предположение, что имеется потенциальная возможность улучшения аэродинамических характеристик самолета на более высоких точках по числу Маха, однако данная задача представляет собой серьезный вызов и является достаточно нетривиальной, поскольку необходимо уменьшить общее сопротивление существенно трехмерной компоновки «крыло – фюзеляж» при достаточно высоком значении коэффициента подъемной силы и высоких значениях числа Маха набегающего потока и с учетом всех ограничений, наложенных на форму крыла и на его аэродинамические характеристики.

Результаты аэродинамического проектирования подтвердили, что данная задача была успешно решена. С учетом ограничения на момент тангажа коэффициент полного сопротивления оптимальной геометрии в главной точке дизайна был на 29.4 каунта меньше по сравнению с начальной конфигурацией (аэродинамическое качество выросло до 20.1), а во второй точке снижение составило 37.8 каунта. Соответствующие сравнения оптимальных секционных аэродинамических профилей крыла (полученных по результатам данного аэродинамического дизайна), с профилями начального крыла приведены на рис. 2.

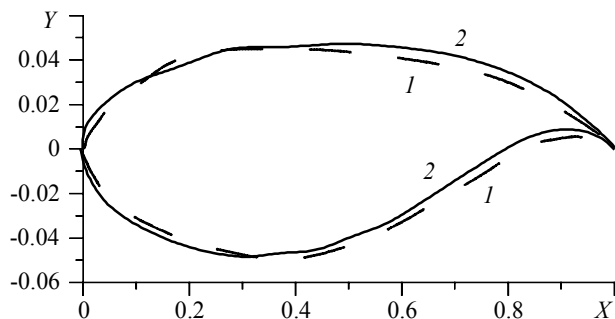


Рис. 2. Концевая секция. Сравнение формы начального (1) и оптимального (2) крыла

Fig. 2. Tip profiles. Comparison of the shapes of original (1) and optimal (2) wings

Важную информацию о характеристиках течения около оптимальной геометрии можно получить из рис. 3 и 4, на которых приведены распределения коэффициента давления по верхней поверхности самолета и секционные распределения давлений для условий полета в главной точке проектирования.

Как видно из этих рисунков, оптимальная геометрия обладает значительно лучшими аэродинамическими характеристиками по всему размаху крыла, поскольку индикация на подход к зоне отрыва течения во внешней по размаху части крыла, отмеченная при анализе начальной формы «крыло – фюзеляж», отсутствует для оптимальной геометрии при $M = 0.85–0.86$, а значительное улучшение наблюдается при $M = 0.87$ (см. рис. 6).

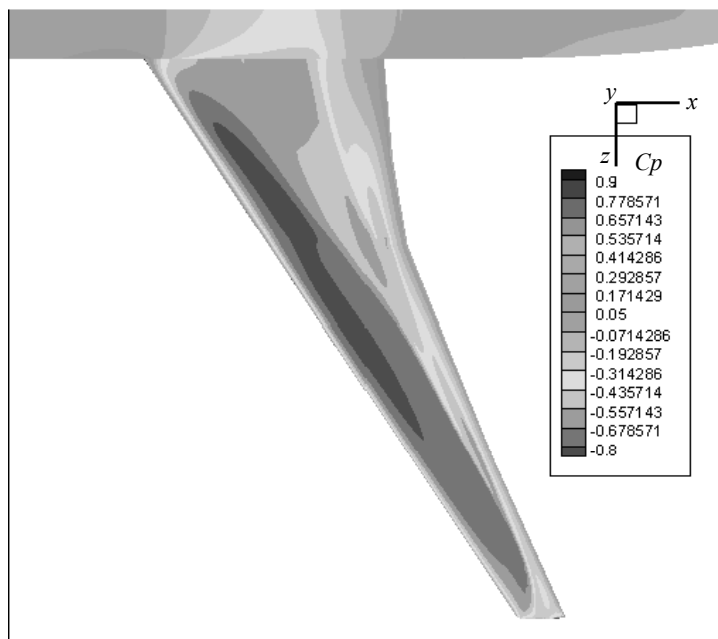


Рис. 3. Оптимальная геометрия при $C_Y = 0.55$, $M = 0.86$.

Распределение давлений по верхней поверхности

Fig. 3. Optimal geometry at $C_Y = 0.55$ and $M = 0.86$.

Pressure distributions over the upper surface

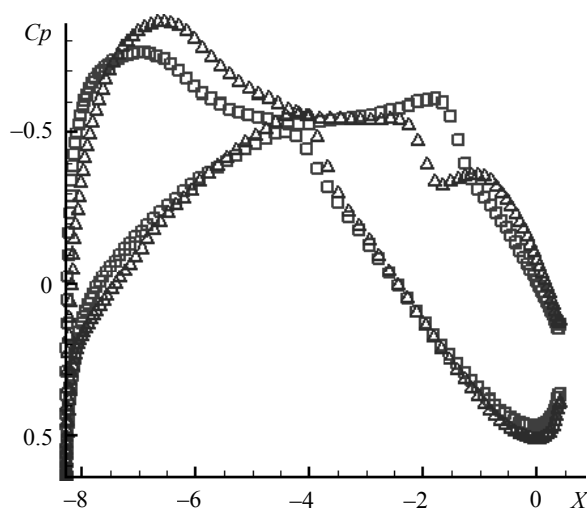


Рис. 4. Сравнение распределений давления в сечении $Z = 8.0$ м по размаху крыла при $C_Y = 0.55$ для $M = 0.86$ для базового ($\square$) и оптимального крыла (Δ)

Fig. 4. Comparison of the pressure distributions in the cross section $Z = 8.0$ m over the wingspan at $C_Y = 0.55$ and $M = 0.86$ for the original ($\square$) and optimal (Δ) wings

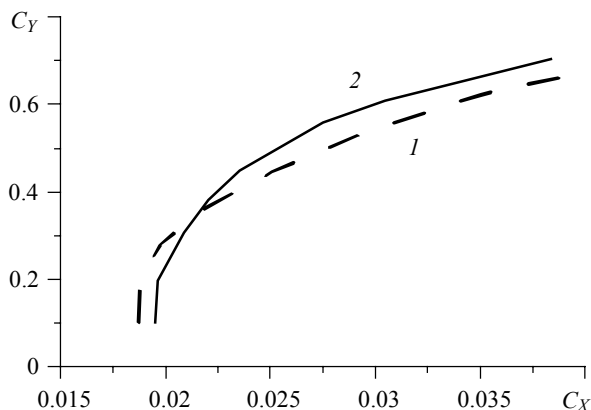


Рис. 5. Сравнение поляр сопротивления начальной (1) и оптимальной конфигураций (2) при $M = 0.86$

Fig. 5. Comparison of the drag polars for the original (1) and optimal (2) wing-body configurations at $M = 0.86$

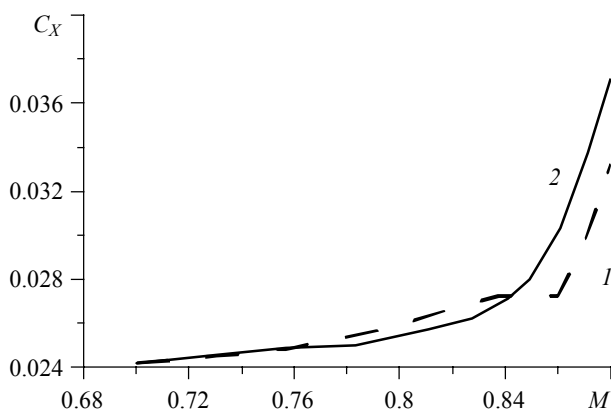


Рис. 6. Зависимость полного сопротивления от числа Маха набегающего потока при фиксированном значении коэффициента подъемной силы $C_Y = 0.55$ для начальной (2) и оптимальной конфигурации «крыло – фюзеляж» (1)

Fig. 6. Dependence of the resultant drag on the Mach number of the approach flow at a fixed value of the lift coefficient $C_Y = 0.55$ for the original (2) and optimal (1) wing-body configurations

В заключение отметим, что на основе тщательного анализа аэродинамических характеристик оптимальной геометрии можно сделать вывод, что проведенный аэродинамический дизайн позволил успешно решить задачу оптимального проектирования, поскольку:

- оптимальная геометрия обладает малым полным сопротивлением в условиях крейсерского полета;
- проектирование дало возможность сдвинуть точку начала волнового кризиса в сторону больших чисел Маха не менее чем на 0.02;

- оптимальная конфигурация «крыло – фюзеляж» обладает значительно лучшими аэродинамическими характеристиками по сравнению с начальной формой летательного аппарата в значительном диапазоне изменения чисел Маха и коэффициента подъемной силы;
- оптимальная геометрия «крыло – фюзеляж» отвечает всем заданным конструктивным параметрам и конструктивным ограничениям.

ЛИТЕРАТУРА

1. Epstein B., Averbuch A., and Yavneh I. An accurate ENO driven multigrid method applied to 3D turbulent transonic flows // *Journal of Computational Physics*. 2001. V. 168. P. 316–338. DOI: 10.1006/jcph.2001.6698.
2. Epstein B., Peigin S.V. Implementation of WENO (Weighted Essentially Non-oscillatory) approach to Navier-Stokes computations // *International Journal of CFD*. 2004. V. 18. No. 3. DOI: 10.1080/1061-8560310001621243.
3. 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.
4. Peigin S. and Epstein B. Robust handling of non-linear constraints for GA optimization of aerodynamic shapes // *International Journal for Numerical Methods in Fluids*. 2004. V. 45. P. 1339–1362.
5. Орлов С.А., Пейгин С.В., Степанов К.А., Тимченко С.В. Эффективная реализация нелинейных ограничений при оптимизации трехмерных трансзвуковых крыльев // *Вестник Томского государственного университета. Математика и механика*. 2015. № 1(33). С. 72–81. DOI: 10.17223/19988621/33/7.
6. 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.
7. 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.

Статья поступила 18.11.2019 г.

Peygin S.V., Orlov S.A. (2020) OPTIMAL AERODYNAMIC DESIGN OF A WING-BODY CONFIGURATION FOR A WIDE-BODY LONG-RANGE AIRCRAFT. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika* [Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics]. 63. pp. 115–124

DOI 10.17223/19988621/63/10

Keywords: optimal aerodynamic design, full Navier-Stokes equations, resultant drag coefficient, lift coefficient, pitch moment.

This paper presents the results of a multi-point optimal aerodynamic design of a “wing-body” configuration for a wide-body long-range aircraft. The solution to the problem is obtained on the basis of a combination of numerical solution to full Navier-Stokes equations for turbulent flows of viscous compressible gas and method of global optimal search based on the Genetic Algorithms with account for design parameters and constraints. The applied method implies the calculation of the drag coefficient, which is required for optimal search, on the basis of the approximation of the local database established using the calculated flow around the tested geometry in its discrete vicinity in the given search area. To ensure the accuracy of the calculated results, the irregular grid refining is used in the vicinity of the aircraft surface. The considered designing takes into account two points corresponding to the transonic flight speeds and one point corresponding to the subsonic flow around in the take-off mode.

The optimal geometry is characterized by low full drag in cruising conditions. The designing made it possible to shift the point of the shock stall initiation towards the large Mach numbers by at least 0.02. The aerodynamic characteristics of the optimal “wing-body” configuration are significantly better than those of the aircraft of initial shape in a wide range of the Mach number and lift coefficient. The optimal “wing-body” geometry meets all the given design parameters and design constraints.

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. PEYGIN (Doctor of Physics and Mathematics, Professor, OPTIMENGA-777 Ltd., Moscow, Russian Federation). E-mail: mishpahat_peiguine@yahoo.com

Sergey A. ORLOV (Candidate of Physics and Mathematics, Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: orlov@ftf.tsu.ru

REFERENCES

1. 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.
2. Epstein B., Peigin S.V. (2004) Implementation of WENO (Weighted Essentially Nonoscillatory) approach to Navier-Stokes computations. *International Journal of CFD*. 18(3). pp. 289–293. DOI: 10.1080/1061-8560310001621243.
3. Epstein B., Jameson J., Peigin S., Roman D., Harrison N., Vassberg J. (2009) Comparative study of 3D wing drag minimization by different optimization techniques *Journal of Aircraft*. 46(2). pp. 526–541. DOI: 10.2514/1.38216.
4. Peigin S., Epstein B. (2004) Robust handling of non-linear constraints for GA optimization of aerodynamic shapes. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*. 45(12). pp. 1339–1362. DOI: 10.1002/fld.747.
5. Orlov S.A., Peygin S.V., Stepanov K.A., Timchenko S.V. (2015) Effektivnaya realizatsiya nelineynykh ogranicheniy pri optimizatsii trekhmernykh transzvukovykh kryl'ev [Effective implementation of nonlinear constraints in optimization of three-dimensional transonic wings]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 33(1). pp. 72–81. DOI: 10.17223/19988621/33/7.
6. Epstein B., Peigin S., Bolsunovskiy A., Timchenko S.V. (2014) Aerodynamic shape optimization by automatic hybrid genetic tool OPTIMENGA AERO. *52nd Aerospace Sciences Meeting, AIAA Science and Technology, Forum, and Exposition*. DOI: 10.2514/6.2014-0569.
7. Peygin 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.

Received: November 18, 2019