

УДК 533, 629.7

DOI 10.17223/19988621/50/8

С.В. Пейгин, К.А. Степанов, С.В. Тимченко

ТЕХНОЛОГИЯ ОПТИМАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОНФИГУРАЦИЙ НА ОСНОВЕ РЕШЕНИЙ ПОЛНЫХ УРАВНЕНИЙ НАВЬЕ – СТОКСА¹

Предлагается новый подход к оптимальному проектированию аэродинамических конфигураций на основе численных решений полных уравнений Навье – Стокса. Для решения собственно задачи оптимизации используется вариант генетического алгоритма (ГА), обеспечивающий эффективную реализацию различных нелинейных геометрических и аэродинамических ограничений. Результаты показали, что предложенный подход обеспечивает снижение сопротивления крыла при заданных коэффициенте подъемной силы и значениях числа Маха набегающего потока в зоне крейсерского режима полета при сохранении всех остальных положительных характеристик крыла и с учетом всех ограничений, наложенных на форму крыла и его аэродинамические характеристики.

Ключевые слова: *оптимальное проектирование, полные уравнения Навье – Стокса, нелинейные ограничения, коэффициент сопротивления, момент тангажа.*

Введение

Традиционный процесс аэродинамического проектирования в авиационной промышленности выполняется вручную на основе метода «проб и ошибок». Основанный по большей части на опыте разработчиков и их интуиции, этот процесс требует большого числа циклов (итераций) проектирования, а также больших временных и финансовых затрат. Таким образом, по-настоящему назревшими требованиями авиапромышленности является переход с «ручного» метода проб и ошибок на новый технологический подход, в основе которого лежат средства автоматического оптимального проектирования и который позволит значительно уменьшить материальные затраты на дизайн, сократить время цикла дизайна и число таких циклов, а также улучшить качество аэродинамического дизайна.

В работе описывается новый технологический подход к аэродинамическому проектированию, основанный на средствах автоматического оптимального дизайна. Данный подход должен обеспечить разработку конфигураций, обладающих минимальным сопротивлением при крейсерских условиях полета и отвечающий всем необходимым геометрическим и аэродинамическим ограничениям, увеличение полезной загрузки и достижение хороших аэродинамических параметров в широком диапазоне условий полета.

Оптимизация производится на основе высокоточных расчетов вязких сжимаемых течений (уравнений Навье – Стокса) и генетического поиска при наличии ограничений [1–4]. Итерационный алгоритм выполняет ряд оптимизационных ша-

¹ Работа выполнена при финансовой поддержке прикладных научных исследований Министерства образования и науки РФ: уникальный идентификатор работ RFMEFI57617X0094.

гов с использованием программного продукта OPTIMENGA_AERO [5]. Первая итерация стартует с заданной во вводе начальной формы крыла. Каждая итерация осуществляет оптимальный поиск, сопровождаемый последующей проверкой найденной субоптимальной формы крыла, которая, в свою очередь, служит отправной точкой для следующего оптимизационного шага. Форма крыла в плане фиксирована, в то время как форма секционных профилей, углы крутки и углы поперечного V крыла являются параметрами оптимизации.

Целью оптимизации является снижение полного сопротивления крыла в заданных аэродинамических условиях (которые включают коэффициент подъемной силы, а также числа Маха и Рейнольдса набегающего потока). На оптимальное решение может быть наложено значительное число ограничений. Допускаются аэродинамические ограничения (такие, как ограничение на момент тангажа) и геометрические ограничения (например, ограничения на толщину профилей, величину радиуса передней кромки крыла и т.д.). В работе рассматривалась как одноточечная, так и многоточечная оптимизация. В ходе многоточечной оптимизации минимизируется взвешенная комбинация значений сопротивления в заданном пользователем наборе полётных условий (таком, например, как сочетание условий взлёта и условий крейсерского полета).

Используемый итерационный процесс разделяется на оптимизационные шаги. Число шагов оптимизации устанавливается в зависимости от сходимости итерационного процесса. Для ее улучшения используется непосредственное продолжение оптимизационного процесса.

Входные данные состоят из начальной геометрии крыла, а также перечня условий аэродинамического проектирования и геометрических и аэродинамических ограничений. Основные выходные данные состоят из окончательной оптимальной геометрии крыла, которая включает формы секционных профилей, а также соответствующие углы крутки и поперечного V крыла.

Кроме собственно оптимизации производился высокоточный анализ течений на основе численного решения полных уравнений Навье – Стокса в заданных полётных условиях. Численный анализ течения (который производится как в режиме оптимизации, так и в режиме анализа) использует адаптивные разностные сетки, которые автоматически подстраиваются к изменяющейся геометрии.

Детальный анализ полученных аэродинамических характеристик исходных (базовых) крыльев привёл к следующим оценкам:

1) Данные расчетов позволяют сделать вывод, что базовые крылья обладают приемлемым волновым сопротивлением в основной точке проектирования.

2) При постоянном значении коэффициента подъемной силы происходит волновой кризис крыла, при котором, начиная с некоторого значения числа Маха (порядка $M = 0.80$), резко возрастает значение сопротивления – при изменении числа Маха на 0.01 прирост сопротивления составляет несколько десятков каунтов.

Эти данные позволяют предположить следующее. Потенциальное увеличение крейсерской скорости полёта свыше $M = 0.80$ – 0.81 может оказаться проблематичным. Однако существует потенциальная возможность снижения сопротивления в точке проектирования и в более широком диапазоне полётных условий.

Вначале проводилась одноточечная оптимизация в основной точке проектирования. Одноточечная оптимизация без ограничения на момент тангажа снижает коэффициент сопротивления в точке оптимизации на несколько десятков каунтов по сравнению с базовыми крыльями. При этом изменение формы крыла при-

водит к благоприятному в аэродинамическом смысле перераспределению нагрузки по всему размаху крыла и значительному сужению зоны низких давлений. Это благоприятно отражается на значении коэффициента сопротивления крыла при фиксированном коэффициенте подъемной силы – сопротивление понижается для всех рассматриваемых чисел Маха набегающего потока, а значение порога безопасности по Маху существенно повышается. При этом уменьшение сопротивления крыла не является точечным, а распространяется на всю зону высоких коэффициентов подъемной силы, начиная с $C_L = 0.30$ для трансзвуковых значений числа Маха.

К сожалению, такие оптимальные формы не пригодны в практическом смысле, так как изменение формы крыла приводит к неприемлемому уменьшению величины момента тангажа (с $C_M = -0.12$ до $C_M = -0.16$). Причиной тому – отсутствие ограничения на момент тангажа в данной оптимизации. Тем не менее проведение такого типа предварительной оптимизации полезно при аэродинамическом проектировании, так как оно позволяет оценить ультимативную (хотя часто и недостижимую) границу потенциальных оптимизационных улучшений.

Оптимизация с ограничением на момент тангажа также снижает коэффициент сопротивления в точке проектирования по сравнению с базовым крылом, хотя это снижение меньше по сравнению с предыдущим случаем («штраф на момент» оказывается довольно значительным). В дополнение к значительному выигрышу в самой точке проектирования существенно повышается (на 0.02) значение порога безопасности по Маху.

Недочёты предыдущей оптимизации, связанные с некоторым снижением величины C_{Lmax} полученных оптимальных крыльев (из-за отсутствия в ней соответствующих полётных условий), устраняются путём многоточечной оптимизации с добавлением дополнительной трансзвуковой точки оптимизации (с несколько большим числом Маха) и точки оптимизации, соответствующей условиям взлета. Типичным примером служит следующий набор весов: 0.73 в первой точке оптимизации, 0.22 – во второй и 0.05 – в третьей. Данная многокритериальная задача может быть успешно решена при помощи генетических алгоритмов в классическом смысле определения фронта Парето [6], но с практической точки зрения это решение будет фактически бесполезно.

Результаты расчетов показывают, что незначительное изменение формы оптимального крыла (по сравнению с одноточечной оптимизацией с ограничением на момент тангажа) оказалось достаточно для искомого увеличения значения C_{Lmax} и дополнительного снижения сопротивления при $M = 0.82$.

Анализ полученных результатов показывает, что, особенно при $M = 0.80$, оптимальное крыло обладает значительно улучшенными распределениями давлений по всему размаху крыла. Индикация на подход к зоне отрыва течения во внешней по размаху части крыла, отмеченная при анализе базового крыла, отсутствует в оптимальном крыле при $M = 0.80$ и значительное улучшение наблюдается при $M = 0.82$.

Анализ кривой роста сопротивления оптимального крыла указывает на то, что порог безопасности по Маху вырос примерно на 0.02 по сравнению с базовым крылом.

Примечательным является тот факт, что правильным динамическим регулированием весовых коэффициентов целевой функции удалось добиться существенного улучшения в значении C_L^{max} по отношению к одноточечной оптимизации без потерь в других режимах полёта.

Разработанная технология аэродинамического проектирования состоит из трех этапов.

На *первом этапе* производится предварительный анализ в соответствии со следующей программой действий:

- Подготовка начальной геометрии крыла, поставленной заказчиком («базового крыла»), для расчётов обтекания (форма крыла в плане, секционные профили).
- Анализ (расчёт обтекания) базового крыла в круизном режиме полёта.
- Анализ крыла в широком диапазоне полётных условий.
- Расчёт обтекания базового крыла на высоких скоростях, при высоких и низких значениях подъёмной силы, полётных условиях взлёта и т. д.
- Построение графиков распределения давления, трансзвуковых аэродинамических поляр, кривых зависимости коэффициента сопротивления от числа Маха при заданном значении подъёмной силы, аэродинамической поляры в условиях взлёта и т.п.
- Анализ полученных результатов и оценка потенциала оптимизационных улучшений.
- Уточнение условий оптимизации, а также аэродинамических и геометрических ограничений на оптимальную форму крыла.

Таким образом, в результате первого этапа уточняются условия для аэродинамической оптимизации и накладываются ограничения на оптимальную форму крыла.

На *втором этапе* производится собственно оптимизация крыла в соответствии со следующей программой действий:

- Проведение одноточечной оптимизации с начальной (стартовой) геометрией, поставленной заказчиком (базового крыла) без учёта ограничения на момент тангажа.
- Проведение одноточечной оптимизации с начальной (стартовой) геометрией, поставленной заказчиком (базового крыла) с учётом ограничения на момент тангажа.
- Проведение трёхточечной оптимизации с той же начальной геометрией.

На *третьем этапе* проводится анализ (при помощи программного продукта OPTIMENGA_AERO_ANALISYS) полученных оптимальных крыльев в широком диапазоне полётных условий (круиз, различные углы атаки, набор различных чисел Маха при постоянном круизном значении коэффициента подъёмной силы), условий на взлёте и т.п. По окончании третьего этапа работы строятся графики распределения давления, трансзвуковых аэродинамических поляр, кривых зависимости коэффициента сопротивления от числа Маха при заданном значении подъёмной силы, аэродинамических поляр в условиях взлёта и т.п.

Результаты расчетов

В качестве примера представленной технологии приведем сравнительный анализ исходного и оптимального крыльев реального самолета Boeing-737. Интересно оценить нештатное поведение оптимизированных форм. Поляры (Подъёмная сила/Сила сопротивления – C_L/C_D) при $M = 0,75$ и при $M = 0,80$ представлены на рис. 1 и 2, кривая роста коэффициента сопротивления от числа Маха показана на рис. 3, а кривая зависимости подъёмной силы от угла атаки для условий взлета (при $M = 0,20$) изображена на рис. 4. На всех рисунках сплошная кривая относится к крылу самолета Boeing-737, штриховая – к полученному в данной работе оптимизированному крылу.

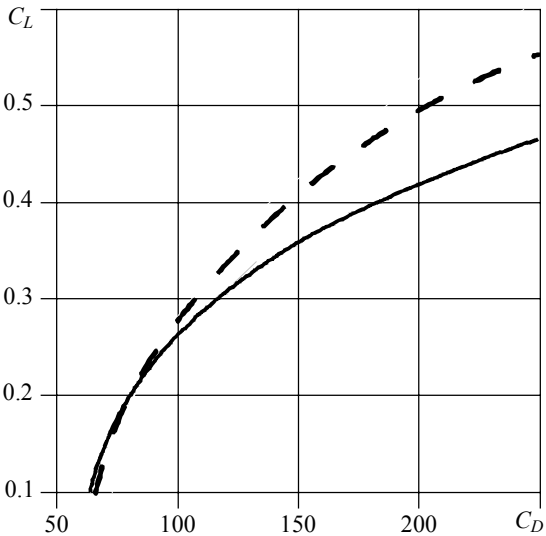


Рис. 1. Поляры (Подъемная сила / Сила сопротивления) при $M = 0,75$
Fig. 1. Drag polar (ratio of the lift force to the drag force) at $M = 0.75$

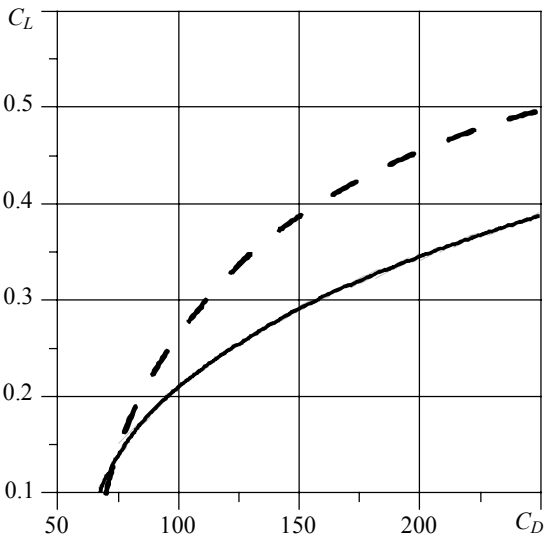


Рис. 2. Поляры (Подъемная сила / Сила сопротивления) при $M = 0,8$
Fig. 2. Drag polar (ratio of the lift force to the drag force) at $M = 0.8$

Анализ поляра показывает, что уровень снижения сопротивления, полученный при заданном коэффициенте подъемной силы сохранился в широком диапазоне значений C_L . Что касается свойства роста сопротивления для полученных решений, оно может быть оценено из рис. 3. Хотя одноточечная оптимизации для более высокого числа Маха естественно обладает большим значением критического числа Маха, многоточечная оптимизация также значительно расширила зону низкого сопротивления по сравнению с оригинальным крылом.

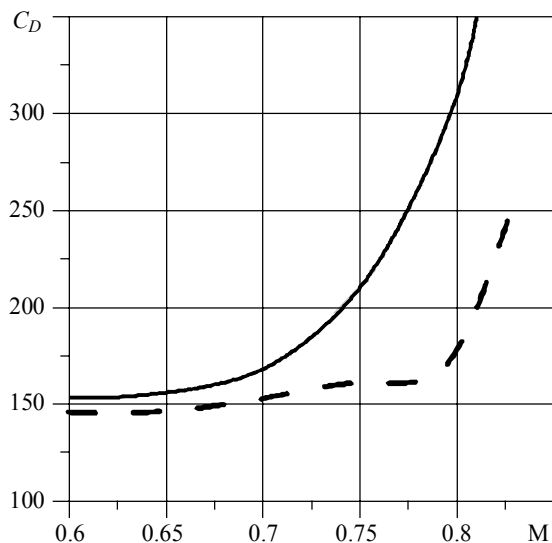


Рис. 3. Зависимость коэффициента сопротивления от числа Маха

Fig. 3. Drag coefficient as a function of the Mach number

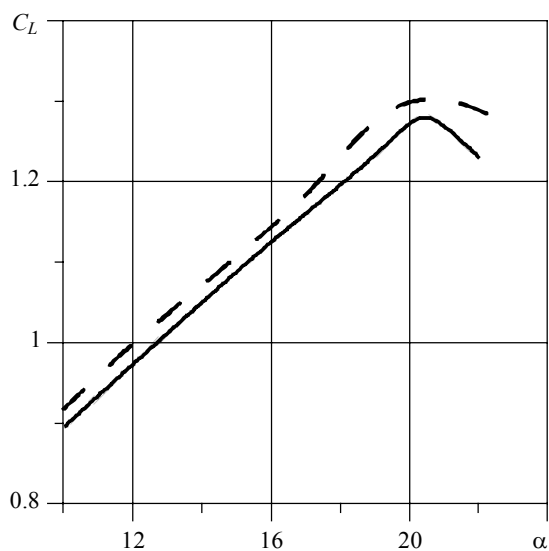


Рис. 4. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки при $M = 0.2$

Fig. 4. Lift coefficient as a function of the angle of attack at $M = 0.2$

Анализ кривой зависимости подъемной силы от угла атаки (рис. 4) показывает, что как одноточечная оптимизация для $M = 0.80$, так и многоточечная приводят к улучшению взлетных характеристик. Отметим, что усиление особенно высоко в первом случае. С аэродинамической точки зрения это может быть объяснено следующим образом. Безусловная (по отношению к моменту тангажа) оптимизация привела к сильно заостренной форме задней кромки крыла таким образом, что

симитировала подобие закрылка, который обычно и используется для того, чтобы увеличить C_L^{max} при взлете. Для того чтобы удержать момент тангажа на требуемом уровне, многоуровневая оптимизация смещает нагрузку на крыло в направлении передней кромки уменьшая, таким образом, описанный выше эффект.

Заключение

Полученные результаты находятся на уровне лучших мировых работ в данной области. В частности, сравнение реальных крыльев самолета Boeing-737 с полученными оптимальными крыльями показало, что полученные оптимальные геометрии позволили:

- 1) Существенно снизить сопротивление крыла на крейсерских режимах полета.
- 2) Удовлетворить всем заданным нелинейным ограничениям на оптимальное решение.
- 3) Сохранить указанные преимущества по снижению сопротивления в широком диапазоне изменения коэффициента подъемной силы и числа Маха.
- 4) Сдвинуть точку возникновения волнового кризиса крыла на 0.01–0.02 в сторону больших чисел Маха.
- 5) Сохранить на начальном уровне коэффициент подъемной силы на режиме взлета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Michalewicz Z. Genetic algorithms + data structures = evolution programs. New York: Springer-Verlag, 1992, Artificial Intelligence.
2. Пейгин С.В., Periaux J., Тимченко С.В. Применение генетических алгоритмов для оптимизации формы тела по тепловому потоку // Математическое моделирование. 1998. Т. 10. № 9. С. 111–122.
3. Казаков В.Ю., Пейгин С.В., Тимченко С.В. Оптимизация траектории входа в атмосферу земли по интегральному тепловому потоку // ЖПМТФ. 2000. Т. 41. № 4. С. 112–121.
4. 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.
5. 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.
6. Тимченко С.В. Параллельный генетический алгоритм для решения задач многокритериальной оптимизации // Ползуновский вестник. 2012. № 2/1. С. 103–107
7. Epstein B., Averbuch A. and Yavneh I. An accurate ENO driven multigrid method applied to 3D turbulent transonic flows // J. Computational Physics. 2001. V. 168. P. 316–328.
8. Epstein B., Peigin S.V. Application of WENO (Weighted Essentially Non-oscillatory) Approach to Navier-Stokes Computations // Int. J. CFD. 2004. V. 18. No. 3.

Статья поступила 10.11.2017 г.

Peygin S.V., Stepanov K.A., Timchenko S.V. (2017) AN OPTIMAL DESIGN TECHNOLOGY FOR AERODYNAMIC CONFIGURATIONS BASED ON THE NUMERICAL SOLUTIONS OF THE FULL NAVIER-STOKES EQUATIONS. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika* [Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics]. 50. pp. 90–98

DOI 10.17223/19988621/50/8

A new approach for optimization of essentially 3D aerodynamic shapes intended to minimize their drag is proposed. The method allows one to apply the non-linear surfaces, which are typically used for the complex aircraft junctions such as wing-to-body fairing. This method involves the solution of full Navier-Stokes equations for the objective function calculation, and the optimization technology is based on the genetic algorithms. The important features of the method are both the ability to take into account the multiple geometrical and aerodynamic constraints and the high level of computational efficiency achieved by the complex multilevel parallelization and reduced-order modeling approach. This method was applied for a wing-to-body fairing optimization on a typical medium-range aircraft at the realistic transonic flight conditions.

The constraint handling can be described as follows: it is proposed to employ the search paths through both feasible and infeasible points instead of a traditional approach where only feasible points can be included in a path. For this purpose, the search space is extended by evaluating points (in terms of fitness) which do not satisfy the constraints imposed by optimization problem. The required extension of an objective function can be implemented due to a basic property of genetic algorithms: they are not confined to only smooth solutions in contrast to the classical optimization methods.

The results demonstrate that the proposed approach provides a significant drag reduction and is applicable for engineering and designing.

Keywords: optimal design, full Navier-Stokes equations, non-linear constraints, drag coefficient, pitch moment.

PEYGIN Sergey Vladimirovich (Doctor of Physics and Mathematics, Professor, Innovation Center "SKOLKOVO", Moscow, Russian Federation)
E-mail: tsv@ftf.tsu.ru

STEPANOV Kirill Aleksandrovich (Tomsk State University, Tomsk, Innovation Center "SKOLKOVO", Moscow, Russian Federation)
E-mail: kirill.stepanov.90@mail.ru

TIMCHENKO Sergey Viktorovich (Doctor of Physics and Mathematics, Tomsk State University, Tomsk, Innovation Center "SKOLKOVO", Moscow, Russian Federation)
E-mail: tsv@ftf.tsu.ru

REFERENCES

1. Michalewicz Z. (1992) Genetic algorithms + data structures = evolution programs. New York: Springer-Verlag.
2. Peygin S.V., Periaux J., Timchenko S.V. (1998) Primenenie geneticheskikh algoritmov dlya optimizatsii formy tela po teplovomu potoku [Application of genetic algorithms in a body shape optimization in terms of a heat flux]. *Matematicheskoe modelirovanie – Mathematical Models and Computer Simulations*. 10(9). pp. 111–122.
3. Kazakov V.Yu., Peygin S.V., Timchenko S.V. (2000) Optimizatsiya traektorii vkhoda v atmosferu zemli po integral'nomu teplovomu potoku [Optimization of the trajectory of the earth atmosphere entry according to the integral heat flux]. *Zhurnal prikladnoy matematiki i tekhnicheskoy fiziki – Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*. 41(4). pp. 112–121.
4. Orlov S.A., Peygin S.V., Stepanov K.A., Timchenko S.V. (2015) 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*. 1(33). pp. 72–81. DOI: 10.17223/19988621/33/7.
5. 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 SciTech Forum*. DOI: 10.2514/6.2014-0569.
6. Timchenko S.V. (2012) Parallel'nyy geneticheskiy algoritm dlya resheniya zadach mnogokriterial'noy optimizatsii [A parallel genetic algorithm for solving multicriterion optimization problems]. *Polzunovskiy vestnik*. 2(1). pp. 103–107.

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. 316–328. DOI: 10.1006/jcph.2001.6698.
8. Epstein B., Peigin S.V. (2004) Application of WENO (Weighted Essentially Non-oscillatory) Approach to Navier-Stokes Computations. *International Journal of CFD*. 18(3). pp. 289–293. DOI: 10.1080/1061-8560310001621243.