

УДК 533.695.2

## ОПТИМИЗАЦИЯ ФОРМЫ ФЮЗЕЛЯЖА, НАПРАВЛЕННАЯ НА УМЕНЬШЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ КОМПОНОВКИ «КРЫЛО – ФЮЗЕЛЯЖ» ПРИ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

Н.Д. АГЕЕВ<sup>1,2</sup>, А.А. ПАВЛЕНКО<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского,  
г. Жуковский, Россия

<sup>2</sup>Московский физико-технический институт (государственный университет), г. Москва, Россия

В работе рассмотрена оптимизация формы фюзеляжа в конфигурации «крыло – фюзеляж». Рассмотрено три постановки задачи. В первой угол атаки зафиксирован и равен нулю, крыло имеет симметричный профиль, а фюзеляж задается круговыми сечениями. Во второй фюзеляж задается эллиптическими сечениями. В третьей угол атаки варьируется, коэффициент подъемной силы зафиксирован, крыло предварительно оптимизировано, а фюзеляж задается сечениями, состоящими из верхнего и нижнего полуэллипсов с возможностью смещения сечения вдоль вертикальной оси. Во всех постановках задачи объем компоновки, длина фюзеляжа, форма и положение крыла, форма первого и последнего сечений фюзеляжа зафиксированы. В роли целевой функции выступает коэффициент сопротивления. Оптимизация проведена с помощью непрямого метода оптимизации, основанного на самоорганизации. Аэродинамические коэффициенты получались в результате решения уравнений Рейнольдса с замыканием по модели турбулентности SST в коммерческом программном пакете Ansys CFX на структурированных многоблочных расчетных сетках. Результаты оптимизации сравниваются с конфигурацией, спроектированной традиционным образом. Фюзеляж этой конфигурации имеет цилиндрический участок в области стыка с крылом и носовую часть в виде оживала Кармана. Решение задачи оптимизации в первой постановке снижает коэффициент сопротивления компоновки «крыло – фюзеляж» при нулевом угле атаки примерно на 3 %. Использование фюзеляжей эллиптического сечения позволяет снизить коэффициент сопротивления на нулевом угле атаки на 9 %. Решение задач оптимизации в первых двух постановках позволяет снизить сопротивление в широком диапазоне углов атаки. При коэффициенте подъемной силы, выбранном для третьей постановки задачи в качестве ограничения, величина уменьшения сопротивления составляет порядка 7 %. Дальнейшее снижение сопротивления за счет использования вариации формы фюзеляжа, несимметричной относительно горизонтальной плоскости, составляет порядка 2,5 %. При этом фюзеляж оптимальной конфигурации имеет характерный подфюзеляжный «грот» – поджатие с боков при продолжающемся нарастании высоты. Носовая часть оптимального фюзеляжа расширена, имеет треугольную форму в плане и отклонена вниз.

**Ключевые слова:** аэродинамическое сопротивление, сверхзвуковые скорости, самолет, оптимизация, фюзеляж, уравнения Рейнольдса, вычислительная аэродинамика.

### ВВЕДЕНИЕ

Обеспечение необходимой дальности полета на сверхзвуковой скорости является одним из наиболее трудновыполнимых требований, предъявляемых к современным самолетам. В то же время выполнение данного требования может сыграть решающую роль в развитии скоростного авиационного транспорта.

Выбор рациональной формы фюзеляжа может значительно уменьшить сопротивление самолета при транс- и сверхзвуковых скоростях. Известно так называемое «правило площадей», которое позволяет оценить волновое сопротивление самолета по известной геометрической модели самолета. Существует как трансзвуковое, так и сверхзвуковое правило площадей. Результаты, полученные с использованием трансзвукового правила площадей, нашли практическое применение. Наиболее известный пример в отечественной авиации – самолет Ту-22, имеющий характерное поджатие фюзеляжа в области стыка с крылом. Однако эффективность правила площадей при числе Маха порядка 2 в некоторых источниках ставится под сомнение. Помимо этого, при использовании описанного подхода производится ряд упрощений: все возмущения, создаваемые

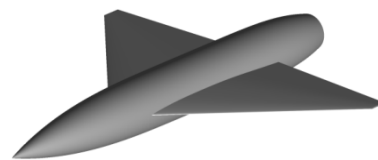
летательным аппаратом в потоке, считаются малыми и сносятся по особому алгоритму на продольную ось аппарата, подъемная сила и компоненты сопротивления, связанные с вязкими эффектами, не учитываются. Тем не менее правило площадей, а также другие приближенные методы продолжают применяться при проектировании летательных аппаратов [1–4].

Вместе с тем интенсивное развитие численных методов решения уравнений в частных производных и современный уровень развития вычислительной техники позволяет решить задачу оптимизации формы фюзеляжа с расчетом аэродинамических характеристик путем непосредственного решения уравнений Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу.

В данной работе решена задача оптимизации формы фюзеляжа в компоновке «крыло – фюзеляж» с целью минимизации ее аэродинамического сопротивления при сверхзвуковых скоростях. Рассмотрено три постановки оптимизационной задачи. В первой постановке фюзеляж представляет собой тело вращения, во второй – формируется поперечными сечениями эллиптической формы, а в третьей – тело сложной формы, набранное по сечениям, состоящим из полуэллипсов. При этом в первых двух постановках оптимизация проведена при нулевом угле атаки и подъемной силе, а в третьей – при заданном коэффициенте подъемной силы.

## МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

В работе рассмотрена задача минимизации коэффициента аэродинамического сопротивления конфигурации «крыло – фюзеляж» при числе Маха  $M = 1,8$ . Базовая конфигурация «крыло-фюзеляж» приведена на рис. 1. Моделировалось обтекание компоновки потоком вязкого, сжимаемого, теплопроводного газа (воздуха). Параметры газа соответствовали параметрам международной стандартной атмосферы для высоты 11 км, приведенным в [5]. Число Рейнольдса, вычисленное по длине фюзеляжа, составило 130 миллионов. Пограничный слой считался полностью турбулентным. Длина и объем конфигурации, форма и положение крыла, а также размер и форма заднего торца были зафиксированы. Фюзеляж начинался с окружности фиксированного малого радиуса величиной порядка 1 % радиуса миделевого сечения. Аэродинамические коэффициенты обезразмеривались на скоростной напор набегающего потока и площадь базовой трапеции крыла. При вычислении коэффициентов сила, действующая на донный срез фюзеляжа, не учитывалась. Постановка задачи последовательно усложнялась по мере выполнения работы.



**Рис. 1.** Базовая конфигурация «крыло – фюзеляж»  
**Fig. 1.** Baseline wing-body configuration

В первой постановке задачи рассмотрено обтекание компоновки «крыло – фюзеляж» при нулевом угле атаки. Крыло при этом имеет симметричный профиль с относительной толщиной 5 % и затупленные кромки. Коэффициент подъемной силы при этом, соответственно, равен нулю. Поперечные сечения фюзеляжа круговые.

Во второй постановке задачи форма крыла не изменилась. Угол атаки равен нулю. Однако используется фюзеляж, построенный по эллиптическим поперечным сечениям, расположенным в тех же продольных положениях, что и в предыдущей постановке задачи. Эти сечения симметричны относительно горизонтальной плоскости, и коэффициент подъемной силы также равен нулю. Однако за счет того, что поперечные сечения могут иметь различный эксцентриситет, может быть реализована различная профилировка поверхности фюзеляжа в областях, непосредственно прилегающих к крылу и удаленных от него.

В третьей постановке задачи задан коэффициент подъемной силы, создаваемой компоновкой  $c_{ya} = 0,2$ . Это примерно соответствует режиму максимального аэродинамического качества при заданном числе Маха. При этом увеличено число опорных сечений в области стыка передней кромки крыла с фюзеляжем, а профилировка крыла взята из предварительного решения задачи об оптимизации формы срединной поверхности изолированного крыла.

Результаты решения задачи оптимизации в первых двух постановках сравниваются с конфигурацией, спроектированной традиционным образом. Фюзеляж этой конфигурации имеет цилиндрический участок в области стыка с крылом и носовую часть в виде оживала Кармана. Результаты решения задачи оптимизации в третьей постановке сравнивались с конфигурацией, составленной из фюзеляжа, полученного путем решения задачи оптимизации во второй постановке, и крыла, использованного в решении третьей постановки задачи оптимизации.

Задача решалась по схеме, представленной на рис. 2. По заданным оптимизатором IOSO (программное обеспечение Indirect Optimization Based on Self-Organization) значениям входных параметров строится математическая модель конфигурации «крыло – фюзеляж». Построенная геометрия передается в ICEM CFD, в котором достраивается расчетная область, а предварительно сформированная многоблочная структурированная расчетная сетка переассоциируется на поступившую геометрию. Также на основании измерения объема вспомогательной сетки определяется объем компоновки. Построенная расчетная сетка передается в ANSYS CFX. На сетке применяются предустановленные начальные и граничные условия и проводится расчет коэффициента сопротивления. Набор входных и соответствующих выходных параметров передается в IOSO. Далее процесс автоматически повторяется до тех пор, пока не будут достигнуты соответствующие критерии оптимизации.

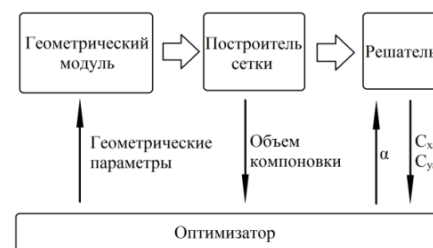


Рис. 2. Схема решения задачи  
Fig. 2. Workflow

Геометрическая модель фюзеляжа для первых двух постановок задачи строится следующим образом: поверхность третьего порядка, построенная по 11 поперечным сечениям, распределенным равномерно по длине фюзеляжа, из которых два (переднее и заднее) зафиксированы, а девять варьируются. При этом для первой постановки задачи варьируются радиусы сечений, а для второй – горизонтальные и вертикальные полуоси отдельно. Для третьей постановки задачи процедура формирования геометрии усложнена. Схема расположения и параметризации сечений для этой постановки приведена на рис. 3.

Число варьируемых геометрических параметров существенно выше, чем в предыдущих постановках, что позволяет формировать разную форму боковой поверхности фюзеляжа над и под крылом, отдельно варьировать вертикальные полуоси верхнего и нижнего эллипсов сечений фюзеляжа, а также смещать линию стыковки верхнего и нижнего эллипса вдоль вертикальной оси.

Для построения модели фюзеляжа сначала по нижним полуэллипсам сечений строится непрерывная поверхность. По серединам верхних сечений строится вспомогательный сплайн. Через сетку кривых, состоящих из боковых кривых и вспомогательного сплайна и сечений 1–6 (рис. 3), строится поверхность верхней передней части фюзеляжа. Через сетку кривых, состоящих из боковых кривых и вспомогательного сплайна и сечений 10–12, строится поверхность верхней задней части фюзеляжа. Затем строится поверхность верхней средней части фюзеляжа через сетку кривых, состоящую из боковых кривых и вспомогательного сплайна и сечений 6–10, причем на нее дополнительно налагается условие подхода по касательной к существующим поверхностям.

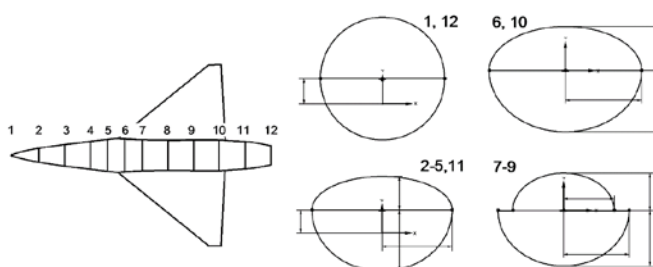


Рис. 3. Схема расположения и параметризации опорных сечений для третьей постановки задачи оптимизации  
Fig. 3. Parameterization scheme in the third problem formulation

Расчетная сетка для первых двух постановок задачи, построенная для четверти модели в силу симметрии задач относительно горизонтальной плоскости, приведена на рис. 4. Суммарное число узлов данной расчетной сетки 1,7 миллиона. Для этой расчетной сетки проведено исследование сходимости по сетке и сопоставление результатов расчета с экспериментальными

данными, полученными Petersen в [6]. Результаты представлены на рис. 5. Видно, что практически для всех чисел  $M$  расчет завьшает значение коэффициента сопротивления. Это связано, по всей видимости, с наличием ламинарных участков обтекания модели в экспериментальных исследованиях, так как числа Рейнольдса достаточно малы (порядка 3 миллионов для числа Рейнольдса, вычисленного по средней аэродинамической хорде). Расчетная сетка для третьей постановки задачи построена для полумодели и также изображена на рис. 4. Темп нарастания ячеек для обеих расчетных сеток составляет 1,2, а среднее значение коэффициента  $Y^+$  по поверхности модели – порядка 1. Дополнительно на данном этапе также численно производится вычисление объема вспомогательной сетки в скрипте, написанном на языке Tk/Tcl для ANSYS ICEM CFD, и на основании этого происходит вычисление относительного (по сравнению с базовой) изменения объема компоновки.

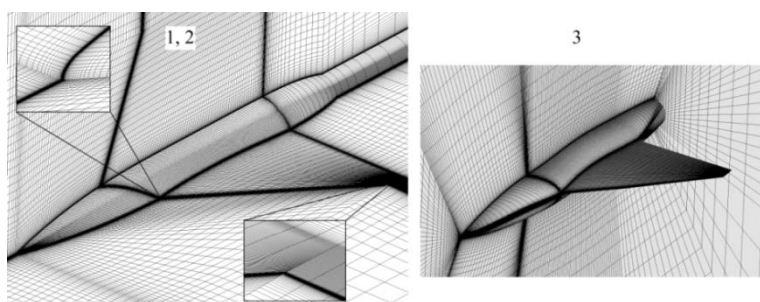


Рис. 4. Расчетные сетки для решения задач оптимизации  
Fig. 4. Meshes for the solution of the optimization problems

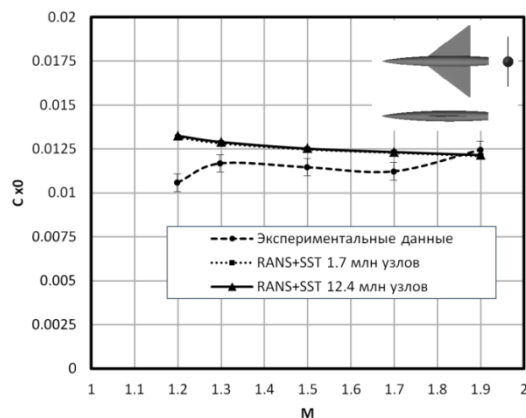


Рис. 5. Сопоставление результатов расчета с экспериментальными данными  
Fig. 5. Comparison of the numerical and experimental data

Моделирование обтекания компоновки проведено в рамках уравнений Рейнольдса с замыканием по модели турбулентности Ментера  $k-\omega$  SST [7] с полностью турбулентным пограничным слоем. Используется коммерческий решатель ANSYS CFX. При этом применяется неявная схема условно второго порядка точности. Граничные условия в первых двух постановках задачи следующие: передняя граница области – скорость, соответствующая числу Маха 1,8, плотность и температура, соответствующие международной стандартной атмосфере для высоты 11 км, задняя граница – сверхзвуковой выход, вертикальная и горизонтальная плоскости – симметрия, боковая поверхность – условие непротекания, поверхность модели – условие прилипания. Для третьей постановки задачи условие фиксированной скорости потока задается на передней и нижней границах, условие сверхзвукового выхода – на задней и верхней, на боковой стенке задается условие непротекания. Начальные условия в расчетной области соответствуют равномерному потоку с параметрами, соответствующими заданным на передней границе. Решение идет с переменным временным масштабом, увеличиваясь от шага порядка  $10^{-7}$  секунды до  $5 \cdot 10^{-3}$  секунды. Решение устанавливалось за 180 итераций.

Оптимизация осуществляется с помощью программного обеспечения IOSO с использованием алгоритма, разработанного И.Н. Егоровым [8]. Критерием остановки является усредненное относительное изменение параметра при переходе от старой точки оптимума к новой. Когда этот критерий становился меньше 0,3 %, процесс оптимизации завершался.

Суммарное количество параметров в первой постановке задачи составляло 9, во второй 18, а в третьей 41. Количество итераций, необходимое для решения оптимизационной задачи, составило порядка 200 для первой постановки, 900 для второй и 6000 для третьей. Диапазоны вариации параметров составляли порядка 10 % их текущего значения. Данная

величина выбрана исходя из опыта решения задачи оптимизации формы изолированного фюзеляжа [9]. В случае достижения пределов диапазонов оптимальным решением они расширялись.

### РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Формы фюзеляжей, полученные в ходе решения задачи оптимизации в первых двух постановках, приведены на рис. 6. При этом коэффициент сопротивления при нулевом угле атаки и нулевой подъемной силе базовой конфигурации составил 0,0198, оптимизированной в рамках круговых поперечных сечений – 0,0190, оптимизированной в рамках эллиптических поперечных сечений – 0,0179. Таким образом, относительное снижение сопротивления составило 3,5 % для решения задачи оптимизации в первой постановке и 9,5 % во второй. Сравнение распределений давления по поверхностям базовой и оптимизированных компоновок при нулевом угле атаки и числе  $M = 1,8$  приведено на рис. 7. Видно, что при обтекании наилучшей конфигурации потоком образуется мощная зона пониженного давления вблизи передней кромки крыла, уменьшающая его сопротивление давления. Помимо этого, уменьшается сопротивление давления фюзеляжа за счет более плавных сходов в кормовой части. Применение формы фюзеляжа, полученной в ходе решения данной задачи, также уменьшает сопротивление в исследованном диапазоне чисел  $M$  (от 0,6 до 2,1) и углов атаки (от 0 до  $12^\circ$ ), что было исследовано на дополнительной расчетной сетке. При этом установлено, что для данной компоновки режим максимального аэродинамического качества достигается примерно при  $c_{ya} \approx 0,2$  и составляет  $K_{max} \approx 5,5$ . При  $c_{ya} = 0,2$  снижение аэродинамического сопротивления компоновки, достигаемое за счет применения фюзеляжа эллиптических сечений с оптимизацией формы, составляет порядка 6,8 % относительно базовой конфигурации. В рамках круговых сечений аналогичная величина составляет около 2,2 %.

При решении задачи аэродинамической оптимизации с учетом подъемной силы удалось уменьшить коэффициент аэродинамического сопротивления при фиксированном коэффициенте подъемной силы  $c_{ya} = 0,2$  примерно на 2,5 % (с 0,0348 до 0,0339) по сравнению с компоновкой с фюзеляжем, полученным в решении оптимизационной задачи без учета подъемной силы. При этом угол атаки, на котором достигается заданный  $c_{ya} = 0,2$ , уменьшен с  $5,45$  до  $5,13^\circ$ . Средняя линия фюзеляжа в районе носика отклонилась на  $3,7^\circ$  вниз. В оптимизированной конфигурации отсутствует сужение фюзеляжа над крылом. Виды оптимизированной конфигурации представлены на рис. 8.

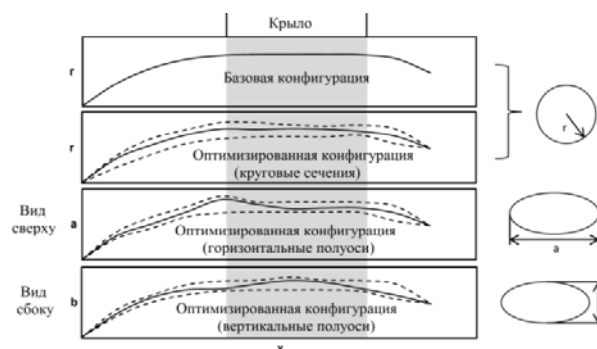


Рис. 6. Формы фюзеляжей, полученные в результате решения задачи оптимизации в первых двух постановках

Fig. 6. Fuselage shapes obtained as result of the solution of the optimization problems in first two formulations

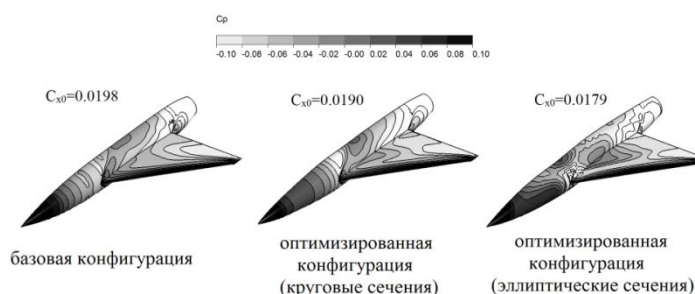


Рис. 7. Сравнение распределений коэффициента давления на базовой и оптимизированных в рамках первых двух постановок конфигурациях ( $M = 1,8, \alpha = 0$ )

Fig. 7. Comparison of the pressure coefficient distributions for the baseline and optimized in the framework of the first two formulations configurations ( $M = 1,8, \alpha = 0$ )

При этом фюзеляж оптимальной конфигурации имеет характерный подфюзеляжный «грот» – поджатие с боков при продолжающемся нарастании высоты. Носовая часть оптимального фюзеляжа так же, как и в случае оптимизации без учета подъемной силы, расширена. Результаты качественно соотносятся с результатами известных работ по оптимизации формы фюзеляжа, направленной на уменьшение сопротивления компоновки при сверхзвуковых скоростях с учетом подъемной силы, изложенными в [10].

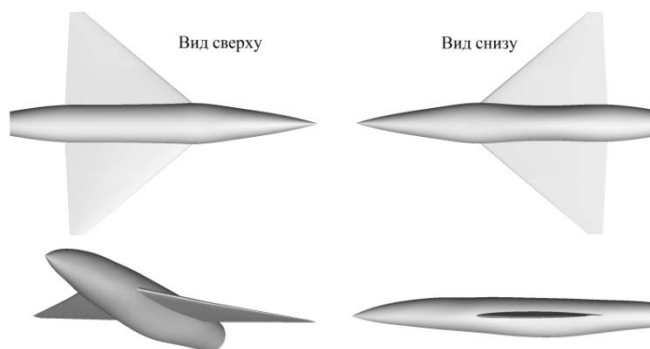


Рис. 8. Оптимизированная с учетом подъемной силы конфигурация.  
Fig. 8. Optimized configuration with lift taken into account

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выполнен цикл работ по поиску оптимальных форм фюзеляжа при сверхзвуковых скоростях ( $M = 1,8$ ) и натуральных числах Рейнольдса. При поиске оптимальной формы фюзеляжа в присутствии крыла при нулевом угле атаки установлено, что использование фюзеляжа эллиптических сечений позволяет снизить коэффициент сопротивления по сравнению с компоновкой, в которой сечения фюзеляжа исключительно круговые. Оптимальная форма фюзеляжа имеет поджатие в области передней кромки крыла. По сравнению с базовой конфигурацией удалось снизить коэффициент сопротивления как при нулевом угле атаки, так и при крейсерском. При крейсерских значениях коэффициента подъемной силы выигрыш в сопротивлении составляет порядка 7 % в случае сравнения с базовым вариантом и 5 % в случае сравнения с оптимизированным фюзеляжем с круговыми сечениями. Дальнейшие работы по учету подъемной силы привели к существенному усложнению задачи (41 варьируемый параметр вместо 18) и снижению сопротивления дополнительно на 2,5 %. Полученная оптимальная конфигурация фюзеляжа имеет меньшее поперечное поджатие в области стыка крыла с фюзеляжем. При этом над крылом поджатие практически полностью отсутствует. Также носовая часть фюзеляжа в оптимальной конфигурации отклонена вниз.

Таким образом, установлено, что придание фюзеляжу особой формы является эффективным решением, позволяющим существенно снизить аэродинамическое сопротивление самолета при сверхзвуковых скоростях, а место стыка фюзеляжа с крылом требует особого внимания при проектировании. Проработана и применена технология аэродинамической оптимизации с использованием решения уравнений Рейнольдса на структурированных расчетных сетках.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Morgenstern J., Norstrud N., Sokhey J., Martens S., and Alonso J.J.** Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transports Entering Service in the 2018 to 2020 Period. Phase I Final Report. NASA/CR–2013-217820. February. 2013. 308 p.
2. Концепция и компоновка СДС/СПС с низким уровнем звукового удара и шума / С.В. Ляпунов, С.Л. Чернышев, В.Г. Юдин, М.Ю. Вовк, В.Е. Макаров, А.А. Пожаринский, А.В. Роднов, В.Н. Титов // Материалы XXVII научно-технической конференции по аэродинамике / Центральный Аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ). М., 2016. С. 156–157.
3. **Guan X.** Supersonic Wing-Body Two-Level Wave Drag Optimization Using Extended Far-Field Composite-Element Methodology. AIAA Journal, Vol. 52, no. 5, May 2014. Pp. 981–990.

4. **Munjulury R.C., Staack I., Abdalla A., Melin T., Jouannet C., Krus P.** Knowledge-based Design for Future Combat Aircraft Concepts. ICAS 2014 proceedings. 9 p.
5. **Микеладзе В.Г., Титов В.М.** Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет: Справочник. М.: Машиностроение, 1982. 149 с.
6. **Petersen Robert B.** Comparison of Experimental and Theoretical Zero-Lift Wave-Drag Results for Various Wing-Body-Tail Combinations at Mach Numbers Up to 1.9. 1957. 51 p.
7. **Menter F.R.** Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. AIAA journal 32.8. 1994. Pp. 1598–1605.
8. **Egorov I.N. et al.** IOSO Optimization Toolkit–Novel Software to Create Better Design. 9th AIAA/ISSMO symposium on multidisciplinary analysis and optimization. AIAA. Vol. 5514. 2002. 9 p.
9. **Ageev N. and Pavlenko A.** Minimization of body of revolution aerodynamic drag at supersonic speeds. Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal 88.2. 2016, pp. 246–256.
10. **Baals D.D., Robins A.W. and Harris R.V. Jr.** Aerodynamic design integration of supersonic aircraft. Journal of Aircraft 7.5. 1970, pp. 385–395.

#### СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

**Агеев Никита Дмитриевич**, младший научный сотрудник ЦАГИ, аспирант МФТИ, n.d.ageev@gmail.com.

**Павленко Александр Алексеевич**, кандидат технических наук, доцент, начальник отдела ЦАГИ, доцент МФТИ, alexander.a.pavlenko@gmail.com.

### FUSELAGE SHAPE OPTIMIZATION AIMED AT WING-FUSELAGE CONFIGURATION DRAG REDUCTION AT SUPERSONIC SPEEDS

**Nikita D. Ageev<sup>1,2</sup>, Alexander A. Pavlenko<sup>1,2</sup>**

<sup>1</sup>*Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia*

<sup>2</sup>*Moscow Institute of Physics and Technology (State University), Moscow, Russia*

#### ABSTRACT

The problem of fuselage shape optimization of the wing-body configuration is considered in the following three formulations. In the first one, the angle of attack is fixed and equal to zero, the wing has a symmetric airfoil, and the fuselage is based on circular cross sections. In the second one, the fuselage cross sections are elliptical. In the third one, the angle of attack is varied, the lifting force coefficient is fixed, the wing is preliminary optimized, the fuselage is designed by the cross sections that consist of upper and lower half-ellipses with a possibility of a shift along vertical axis. The configuration volume, fuselage length, shape and position of the wing are fixed. The drag coefficient is the objective function. The optimization is carried out by the Indirect Optimization based on Self-Organization (IOSO) technology. Aerodynamic coefficients are obtained from the solution of the RANS equations with SST turbulence model by the ANSYS CFX software on the structured multiblock meshes. The results obtained by the optimization are compared with the configuration that is designed by traditional means. The fuselage of this configuration has a cylindrical part in the area of the wing-fuselage connection and nose part of the von Karman's ogive shape. The solution of the optimization problem in the first formulation reduces drag coefficient at zero angle of attack by approximately 3 %. The use of the fuselage with elliptical cross sections makes it possible to reduce drag coefficient at zero angle of attack by 9 %. The solution of the optimization problem in first two formulations reduces drag coefficient at the wide range of angles of attack. When the lifting coefficient is selected for the third problem formulation as constraint the drag reduction is about 7 %. Additional drag reduction of about 2,5 % is obtained by the use of the fuselage asymmetric relative to the horizontal plane. The optimal fuselage design has a specific grotto in the lower part of the fuselage – the constriction from the sides with continuing height growth. The nose part of the optimal fuselage is widened, has a triangular shape in the top view and is deflected down.

**Key words:** aerodynamic drag, supersonic speeds, aircraft, optimization, fuselage, RANS, CFD.

## REFERENCES

1. **Morgenstern J., Norstrud N., Sokhey J., Martens S., and Alonso J.J.** Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transports Entering Service in the 2018 to 2020 Period. Phase I Final Report. NASA/CR–2013-217820. February. 2013. 308 p.
2. **Lyapunov S.V., Chernyshev S.L., Yudin V.G., Vovk M.Yu., Makarov V.E., Pozharskii A.A., Rodnov A.V., Titov V.N.** *Kontsepsiya i komponovka SDS/SPS s nizkim urovnem zvukovogo udara i shuma* [Concept and configuration of SST with low sonic boom and noise level] *Materialy XXVII nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodina-mike. Tsentral'nyi Aerogidrodinamicheskii institut imeni prof. N.E. Zhukovskogo* [Proceedings of XXVII scientific conference on aerodynamics. TsAGI]. Moscow, 2016. C. 156–157. (in Russian)
3. **Guan X.** Supersonic Wing-Body Two-Level Wave Drag Optimization Using Extended Far-Field Composite-Element Methodology. *AIAA Journal*, Vol. 52, no. 5, May 2014. Pp. 981–990.
4. **Munjulury R.C., Staack I., Abdalla A., Melin T., Jouannet C., Krus P.** Knowledge-based Design for Future Combat Aircraft Concepts. ICAS 2014 proceedings. 9 p.
5. **Mikeladze V.G., Titov V.M.** *Osnovnye geometricheskie i aerodinamicheskie kharakteristiki samoletov i raket: Spravochnik* [Main geometric and aerodynamic parameters of aircrafts and rockets. A handbook]. Moscow. Mashinostroenie [Industrial Engineering]. 1982. 149 p. (in Russian)
6. **Petersen R.B.** Comparison of Experimental and Theoretical Zero-Lift Wave-Drag Results for Various Wing-Body-Tail Combinations at Mach Numbers Up to 1.9. 1957. 51 p.
7. **Menter F.R.** Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA journal* 32.8. 1994. Pp. 1598–1605.
8. **Egorov I.N. et al.** IOSO Optimization Toolkit–Novel Software to Create Better Design. 9th AIAA/ISSMO symposium on multidisciplinary analysis and optimization. AIAA. Vol. 5514. 2002. 9 p.
9. **Ageev N. and Pavlenko A.** Minimization of body of revolution aerodynamic drag at supersonic speeds. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal* 88.2. 2016, pp. 246–256.
10. **Baals D.D., Robins A.W. and Harris R.V. Jr.** Aerodynamic design integration of supersonic aircraft. *Journal of Aircraft* 7.5. 1970, pp. 385–395.

## INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

**Ageev Nikita Dmitrievich**, Junior research Fellow of Central Aerohydrodynamic Institute, PhD student of Moscow Institute of Physics and Technology, n.d.ageev@gmail.com.

**Pavlenko Alexander Alekseevich**, PhD, Associate Professor, Head of Division of Central Aerohydrodynamic Institute, Assistant Professor of Moscow Institute of Physics and Technology, alexander.a.pavlenko@gmail.com.