

УДК 629.01.394/396

## ОПТИМИЗАЦИЯ ЧИСЛЕННЫМ МЕТОДОМ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЁТА

© 2014 Д.Г. Вольсков

Ульяновский государственный технический университет

Поступила в редакцию 05.11.2014

Рассматривается численный метод оптимизации основных параметров самолёта.

Ключевые слова: самолёт, параметры, численный метод

Когда поставлена оптимизационная задача, перед конструктором возникает проблема выбора метода, по возможности однозначно определяющего порядок операций, приводящих к решению. При решении задачи оптимизации основных параметров самолёта можно воспользоваться абсолютными параметрами, используемыми в процессе проектирования, а именно: взлетная масса  $m_0$  (кг), площадь крыла  $S$  ( $m^2$ ) и суммарная стартовая тяга двигателей  $P_0$  (Н) или стартовая мощность силовой установки  $N_0$  (кВт). В большинстве случаев, особенно в начальной стадии проектирования, удобнее пользоваться относительными основными параметрами самолёта: удельной нагрузкой на площадь крыла  $p = m \cdot g / (10 \cdot S)$  ( $H/m^2$ ) и тяговооруженностью  $P_T = 10 \cdot P_0 / (m \cdot g)$ . Эти параметры зависят от изменения массы самолёта в течение полета, поэтому при проектировании в первую очередь определяются их стартовые значения (значения в начале полета, в начале разбега при взлете), т. е.  $p_0 = m_0 \cdot g / (10 \cdot S)$  и  $P_{T0} = 10 \cdot P_0 / (m_0 \cdot g)$  [2].

**Задача проектирования** формулируется следующим образом: найти вектор параметров, характеризующих форму, структуру и размеры самолета, который бы обеспечивал удовлетворение требований и ограничений, предъявляемых к проектируемому самолету, и достижение минимума (максимума) целевой функции.

Отметим, что в процессе проектирования взлетная масса самолета играет двоякую роль. С одной стороны, масса – это размерный параметр самолета, с определения которого зачастую начинается процесс выбора и согласования остальных параметров самолета. С другой стороны, она является важнейшей обобщенной характеристикой самолета, выступая в качестве результата проектирования. Анализ связей между параметрами и летными характеристиками

самолёта показывает [2]:

1) значение летных характеристик зависит только от его относительных (удельных) параметров:  $p, P_0, c_y, c_x, K, c_p, m_T$ .

2) независимо от размеров самолета, чтобы удовлетворить требованиям технического задания (ТЗ) по летным характеристикам, самолет должен обладать строго определенным набором потребных относительных параметров. При этом такие параметры, как  $p, c_y, c_x, K$  в обобщенном виде отражают внешнюю форму самолета и его размеры, а параметры  $P_0, c_p, m_T$  выражают удельные тяговые усилия, которые должны развивать двигатели (преобразователи энергии), и удельный запас энергии. Это определяет особое значение параметров  $p$  и  $P_0$ , которые иногда называют параметрами «завязки» самолета. Названные аэродинамические и энергетические параметры  $c_y, c_x, K, m_T, c_p$  в то же время являются функциями геометрических параметров планера и газодинамических параметров двигателя, важнейшими из которых являются [2]:

- удлинения крыла, оперения, фюзеляжа  $\lambda_{кр}, \lambda_{оп}, \lambda_{ф}$  ( $\lambda_{н.ф}, \lambda_{хв.ф}$ );
- относительные толщины крыла и оперения  $c_{кр}, c_{оп}$ ;
- углы стреловидности крыла и оперения  $\chi_{кр}, \chi_{оп}$ ;
- сужение крыла и оперения  $\eta_{кр}, \eta_{оп}$ ;
- относительные площади горизонтального и вертикального оперения  $S_{г.о}, S_{в.о}$  и их расстояния от центра масс самолёта  $L_{г.о}, L_{в.о}$ ;
- мидель фюзеляжа и гондол двигателей  $S_{м.ф}, S_{м.д}$ ;
- степень двухконтурности двигателя  $m$ ;
- степень сжатия в компрессоре  $\pi_k$ ;
- температура газов перед турбиной  $T$ .

Отмеченные выше схемные признаки и параметры дают только обобщенное представление об облике самолета. По каждому агрегату самолета имеется целый ряд дополнительных параметров (факторов), от рационального выбора которых в значительной степени зависит

Вольсков Дмитрий Геннадьевич, кандидат технических наук, доцент

совершенство облика проектируемого самолета. Так, для крыла такими факторами могут быть величина и форма корневых наплывов и законцовки крыла, стреловидность по задней кромке, законы деформации срединной поверхности и крутки крыла, тип механизации и т. д. Для фюзеляжа – это форма поперечных сечений по его длине, форма фонаря и воздухозаборников и т. д.

Не менее существенное влияние на характеристики самолёта, и, прежде всего, на сопротивление интерференции и балансирующее сопротивление, оказывают взаимное расположение и способы соединения крыла, фюзеляжа, оперения и воздухозаборников, компоновка шасси.

Увеличение числа искомых параметров на начальном этапе проектирования, в процессе поиска оптимального облика самолета, вследствие учета их взаимодействия может привести к улучшению характеристик самолета, однако это связано с усложнением вычислительного алгоритма и трудностями реализации его на ЭВМ [2]. Число параметров, в наибольшей степени характеризующих облик самолета и подлежащих определению и оптимизации, составляет 15-20, в зависимости от схемы самолета. С точки зрения заказчика самолет определяется набором характеристик, задаваемых или определяемых ТЗ на проектирование. Так, характеристиками пассажирского самолета являются:

- масса коммерческой нагрузки или число пассажиров  $m_k$  и ( $N_{пас}$ );
- расчетная дальность полета  $L_p$ ;
- класс аэродрома базирования  $L_p, \sigma_{гр}$ ;
- крейсерская скорость полета,  $V_{кр}$ .

Критерием оценки эффективности гражданских самолётов являются приведенные затраты, в основе которых лежит себестоимость тонна-километра при перевозках пассажиров и груза. Эта себестоимость рассчитывается по формуле (1) [2]:

$$a = \frac{100 \cdot A}{k_{ком} \cdot m_{ком} \cdot V_{рейс}} \quad (1)$$

где  $A$  – расходы на эксплуатацию самолета в течение летного часа, руб/ч;  $m_{ком}$  – коммерческая нагрузка, соответствующая данной дальности полета, т;  $k_{ком}$  – коэффициент коммерческой нагрузки, учитывающий среднегодовую неполную загрузку самолета из-за сезонности перевозок.

Анализ этой формулы показывает, что гражданский самолет тем эффективнее (себестоимость перевозок тем меньше) [2]:

- чем больше величина коммерческой нагрузки  $m_{ком}$ ;

- чем больше рейсовая скорость полета  $V_{рейс}$ ;

- чем меньше расходы на эксплуатацию самолета в течение одного летного часа  $A$ .

Эти 3 вывода и показывают 3 возможных пути развития пассажирских и грузовых самолетов:

- увеличение коммерческой нагрузки,
- увеличение рейсовой скорости полета,
- уменьшение расходов на эксплуатацию самолета.

Дальность полета самолета может определяться с помощью выражения

$$L = 1020 \cdot \frac{K \cdot M}{c_p} \ln \frac{m_0}{m_k} \quad (2)$$

где  $K$ ,  $M$  и  $c_p$  – средние за время полета значения аэродинамического качества самолета, числа  $M$  полета и удельного расхода топлива двигателями соответственно;  $m_0$  и  $m_k$  – начальная (взлетная) и конечная (посадочная) величины массы самолета.

Численный метод оптимизации основных параметров самолёта на примере выбора величины крейсерской скорости наглядно решается в системе Mathcad. Сущность метода сводится к следующему [3].

1. Ввод значений  $K$ ,  $KM$  и  $KM/c_p$  в зависимости от числа  $M$  полета для самолётов, оптимально спроектированных для каждого соответствующего числа  $M$  в систему Mathcad осуществляется по формулам (3), (4), (5), (6) и (7).

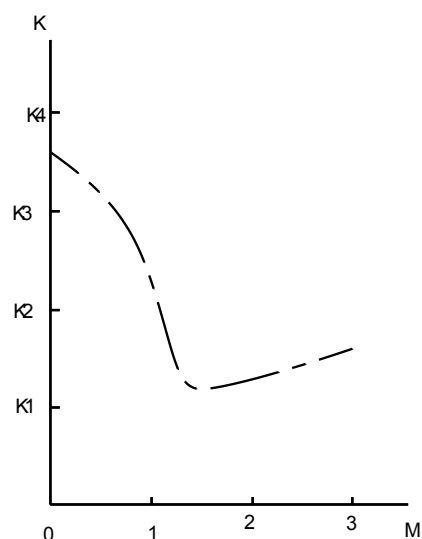


Рис. 1. Изменение величины  $K$  по числу  $M$  в полете

2. В системе Mathcad получаем соответствующие графики как показано на рисунках 1-3 по соответствующим формулам.

$$M = \begin{pmatrix} M_1 \\ M_2 \\ \dots \\ M_m \end{pmatrix}; \quad K = \begin{pmatrix} K_1 \\ K_2 \\ \dots \\ K_i \end{pmatrix} \quad (3)$$

$$M = \begin{pmatrix} M_1 \\ M_2 \\ \dots \\ M_m \end{pmatrix}; \quad KM = \begin{pmatrix} K_1 M_1 \\ K_2 M_2 \\ \dots \\ K_i M_m \end{pmatrix} \quad (4)$$

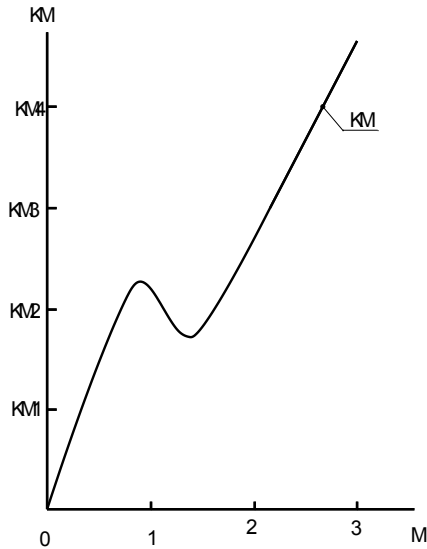


Рис. 2. Изменение величины КМ по числу М в полете

$$M = \begin{pmatrix} M_1 \\ M_2 \\ \dots \\ M_m \end{pmatrix}; \quad KM / C_p = \begin{pmatrix} K_1 M_1 / C_{p1} \\ K_2 M_2 / C_{p2} \\ \dots \\ K_i M_m / C_{pn} \end{pmatrix} \quad (5)$$

$$KM = cspline(M, C_{pn}) \quad (6)$$

$$C_{pn}(M) = interp(M, C_{pn}, K_i) \quad (7)$$

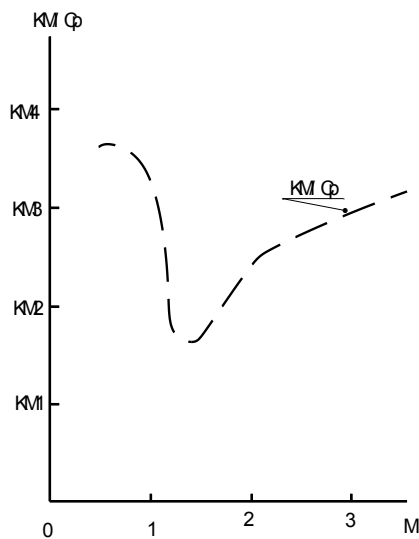


Рис. 3. Изменение величины КМ/Ср по числу М в полете

Из рисунков 1-3 видно:

- в зоне сверхзвуковых скоростей полета резко снижается величина аэродинамического качества самолетов;

- значения  $\frac{K \cdot M}{c_p} \ln \frac{m_0}{m_k}$  одинаковы при числах М полета, равных 1,1-1,2 и 2,0-2,5.

Возьмем во внимание, что эффективность эксплуатации сверхзвукового пассажирского самолета определяется следующими условиями:

- его летные данные должны обеспечивать высокую безопасность полета;
- самолет должен быть приспособлен к существующему оборудованию аэропортов и радионавигационному обслуживанию;
- стоимость эксплуатации и авиабилетов должна не более чем на 10% превышать соответствующие характеристики околозвуковых самолетов.

Оптимизировать проект пассажирского сверхзвукового самолета следует, как правило, по трем параметрам: крейсерская скорость, дальность полета, количество пассажиров. Эти параметры определяют тип двигательной установки, требуемое количество топлива, конструкцию самолета, стоимость его агрегатов, необходимое оборудование и т.п., т.е. определяют взлетную массу и затраты на разработку и эксплуатацию самолета. Скорость самолета, который должен заменить эксплуатируемые околозвуковые реактивные самолеты, не может только слегка превышать их скорость (800-1000 км/ч), поскольку она оказалась бы в менее выгодном диапазоне чисел Маха, характеризующихся появлением особенно большого волнового сопротивления. После прохождения этого диапазона начинают сказываться два благоприятных фактора:

- улучшается аэродинамика самолета;
- повышается эффективность турбореактивных двигателей.

Таким образом, экономически эффективный пассажирский самолет должен летать со скоростью, значительно превышающей скорость звука. Уровень развития современной науки и техники позволяет создать экономичный пассажирский самолет, развивающий скорость до 3000 км/ч. Однако для этого следует решить ряд важных конструкторско-технологических проблем в области скоростей полета, при которых непропорционально быстро растут требования к конструкции самолета и используемых материалов. Это относится, прежде всего, к повышению температуры при увеличении скорости (рис. 4).

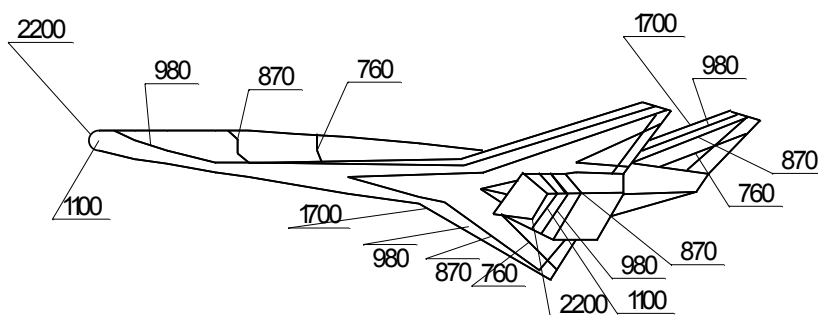


Рис. 4. Установившаяся температура на поверхности самолета ( $^{\circ}\text{C}$ ) при длительном полете ( $V=2400$  м/с;  $H=34$  км) [1]

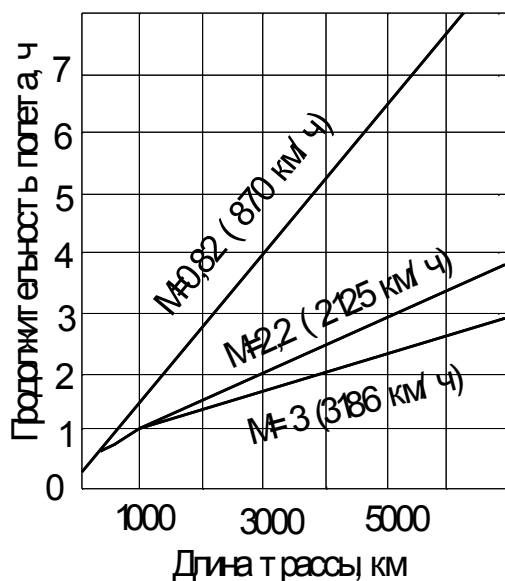


Рис. 5. Зависимость продолжительности полета от дальности для самолетов с разной крейсерской скоростью

Пассажира самолета интересует не то, с какой скоростью он летит (пассажир не чувствует скорости независимо от того, равна она 1000 или 3000 км/ч, а преодоление звукового барьера не оказывает на него заметного физиологического влияния), а сколько времени он затратит на передвижение, пользуясь сверхзвуковым самолетом в определенном рейсе. Конечно, увеличение скорости приводит к сокращению времени полета (для пассажира это означает сокращение времени поездки, а для авиатранспортного предприятия – повышение эффективности перевозок), однако это время зависит также от дальности беспосадочного перелета. Эта зависимость показана на рис. 5 для самолетов трех типов в предположении, что время выхода на полосу и ожидание взлета составляют 15 мин; разгон и подъем на крейсерскую высоту, а также торможение сверхзвукового самолета перед посадкой занимают в сумме 1000 км дальности. Из рисунка видно, что для дальности 2000 км экономия времени полета с крейсерской скоростью 2125 км/ч по сравнению с околозвуковой составляет 1

ч. 15 мин., для дальности 4000 км – 2 ч. 45 мин., а для дальности 6000 км – более 4 ч. Сокращение времени полета самолета, имеющего скорость 3200 км/ч, по отношению к предыдущему для тех же дальностей, составляет соответственно только 10, 25 и 45 мин.

Теоретические исследования показали, что коэффициент сопротивления сверхзвукового пассажирского самолета должен быть в 3 раза меньше по сравнению с типичным значением этой величины для околозвукового самолета. Это связано как с выбором соответствующей аэродинамической схемы самолета, так и с определением оптимальных для заданной крейсерской скорости форм элементов самолета и характеристик профилей. К пассажирским самолетам не предъявляются требования высокой маневренности; они должны иметь оптимальные характеристики в полете с постоянной скоростью, и при их проектировании основное внимание уделяется обеспечению максимального аэродинамического качества на крейсерском режиме. От аэродинамического качества самолета непосредственно зависит либо дальность полета при заданном запасе топлива, либо требуемое количество топлива и взлетная масса самолета для фиксированной дальности.

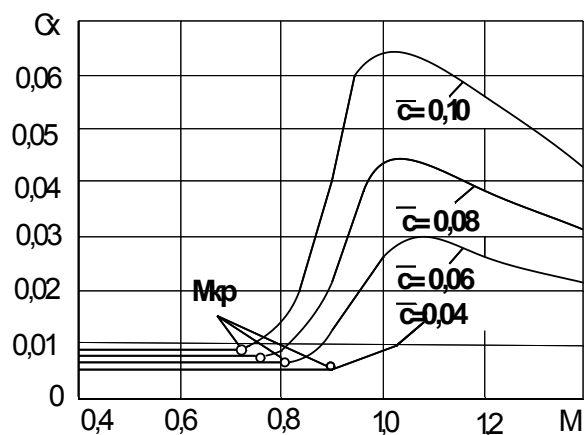


Рис. 6. Зависимость  $c_x$  прямого крыла от числа  $M$  для различного значения относительной толщины профиля  $\bar{c}$  [1]

Первый способ связан с выбором профилей малой относительной толщины (рис. 6). Хотя тонкие профили и имеют пониженные несущие свойства, им одновременно присуще очень малое сопротивление. Их применение повышает аэродинамическое качество самолета и снижает требования к двигательной установке. Как показано на рисунке, уменьшение относительной толщины профиля крыла с 4 до 2,5% дает прирост качества примерно на 5%. Для реализации преимуществ тонких профилей без увеличения массы конструкции самолета необходимо использовать треугольное крыло малого удлинения. Малый размах такого крыла способствует значительному уменьшению изгибающего момента, а большая строительная высота в корневом сечении позволяет создать значительное расстояние между силовыми элементами, что приводит к преобразованию изгибающего момента в пару осевых сил небольшой величины. Такие свойства треугольного крыла делают его редким примером удовлетворения противоположным требованиям аэродинамики больших скоростей и прочности конструкции.

Второй способ – это уменьшение поверхности, обтекаемой воздушным потоком, обеспечивается в основном выбором фюзеляжа с минимально необходимым объемом и поперечным сечением. Полная поверхность самолета зависит от аэродинамической схемы, и, в частности, от наличия или отсутствия горизонтального оперения. Это влияет также на величину балансирующего сопротивления. При увеличении расстояния между ц.д. и ц.т. возникает продольный момент, переводящий самолет в пикирование (рис. 7). Для предотвращения этого необходимо уравновесить продольный момент силой  $P_{ZH}$ , создаваемой на управляющих поверхностях горизонтального оперения. Требуемая величина силы  $P_{ZH}$  зависит от плеча, на котором она приложена, т. е. от выбранной аэродинамической схемы самолета. В самолетах классической схемы на дозвуковой скорости отношение  $P_{ZH}/P_{Zs}$  обычно составляет 0,03-0,05, а на сверхзвуковой возрастает до 0,15-0,20. Это означает, что для балансировки самолета при полете на сверхзвуковых скоростях необходимо увеличение аэродинамической силы оперения в 4-5 раз. Поскольку рост этой силы обеспечивается увеличением угла отклонения оперения, такая балансировка самолета связана со значительным увеличением сопротивления. Эта часть аэродинамического сопротивления самолета, называемая балансирующим сопротивлением, непосредственно влияет на изменение аэродинамического качества. В самолетах без горизонтального оперения парирование продольного момента

производится отклонением элеронов. Центр давления у такого самолета перемещается значительно меньше, однако из-за малого расстояния от центра тяжести элероны должны отклоняться на больший угол. Рост балансирующего сопротивления вызывает среди прочего увеличение расхода топлива, и проблема решается, как ограничением перемещения центра давления, так и перемещением по мере необходимости в том же направлении центра тяжести.

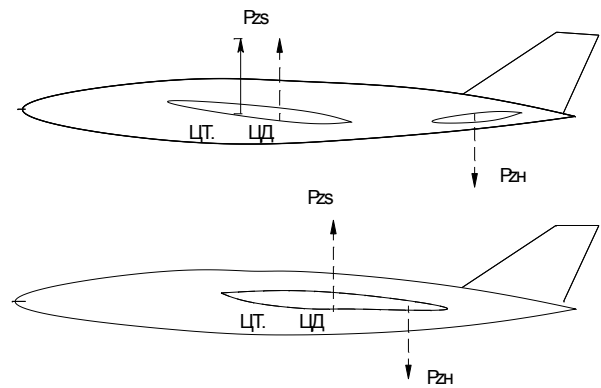


Рис. 7. Аэродинамическое парирование продольного момента

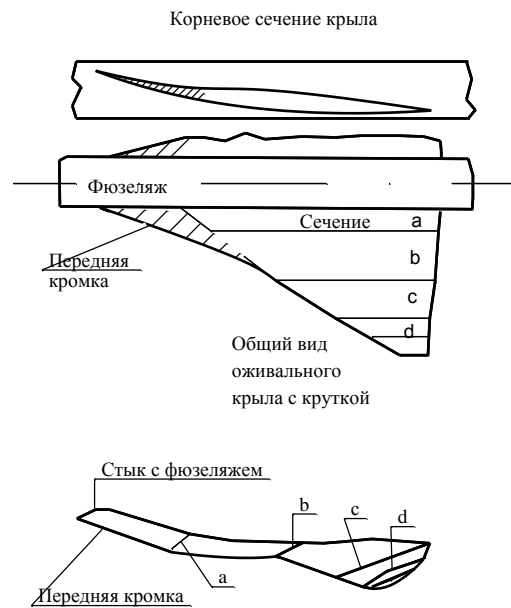


Рис. 8. Пример крыла состоящего из двух крыльев (поверхностей)

Применение крыла, состоящего из двух крыльев (поверхностей) (рис. 8) позволяет при малых скоростях полета работать основной треугольной поверхности с закругленными концами. Дополнительная передняя часть (наплыв) очень малого удлинения и большой стреловидности в таких условиях практически не создает подъемной силы. Только при больших сверхзвуковых скоростях ее эффективность резко возрастает, так что возникающая на ней подъемная

сила компенсирует смещение назад центра давления основной треугольной части крыла. Взаимодействие этих двух частей крыла во время полета позволяет существенно уменьшить перемещение центра давления при переходе от дозвуковой к сверхзвуковой скорости полета (рис. 8). Крылья с искривленной срединной поверхностью и переменной стреловидностью передней кромки значительно увеличивают аэродинамическое качество самолета по сравнению с крыльями, применявшимися ранее. Деформирование, таким образом приведенного на рисунке крыла, обеспечивает самолету на крейсерской скорости характеристики сверхзвукового самолета, а при

взлете и посадке – характеристики дозвукового самолета.

Дополнительное уменьшение сопротивления можно достигнуть благодаря применению фюзеляжа с большим удлинением передней части. На рис. 9 показан фюзеляж пассажирского самолета без фонаря кабины пилотов и без иллюминаторов пассажирской кабины. Все эти конструктивные решения позволяют снизить сопротивление самолета на всех режимах полета. Для управления самолетом применяется система датчиков, сигналы с которых обрабатываются современным компьютером и соответствующая информация поступает в кабину пилотов на современные мониторы.

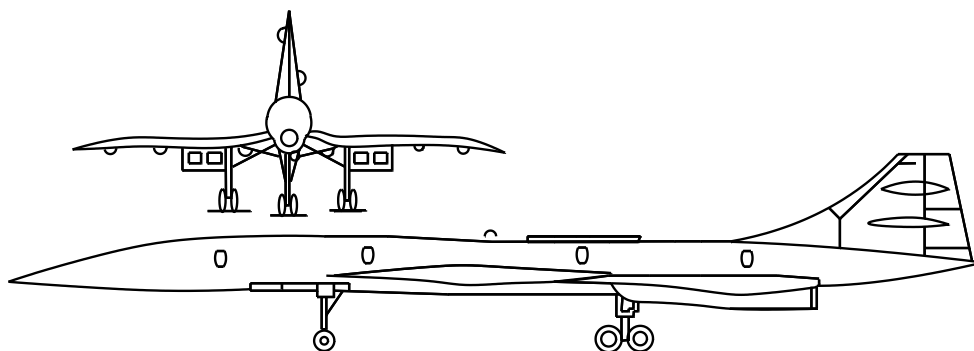


Рис. 9. Пример фюзеляжа самолета с большим удлинением передней части [1]

Дополнительное сопротивление от интерференции гондолы двигателя и крыла может быть использовано как фактор, благоприятно влияющий на подъемную силу самолета (рис. 10).

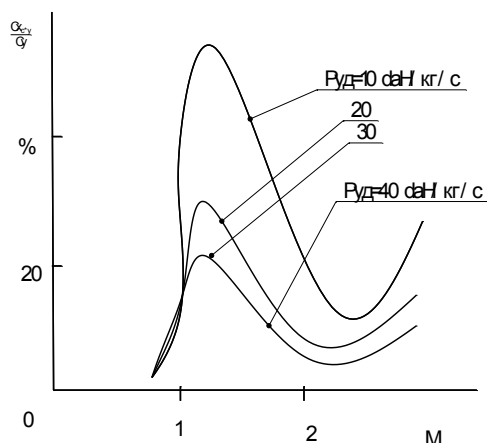


Рис. 10. Влияние удельной тяги двигателя на лобовое сопротивление силовой установки с изменением числа  $M$  полета [1]

Характерной чертой сверхзвуковых пассажирских самолетов является также использование топлива (масса которого составляет 50% взлетной массы самолета) для охлаждения самолета и для перемещения его центра тяжести при

переходе от дозвуковых к сверхзвуковым скоростям полета.

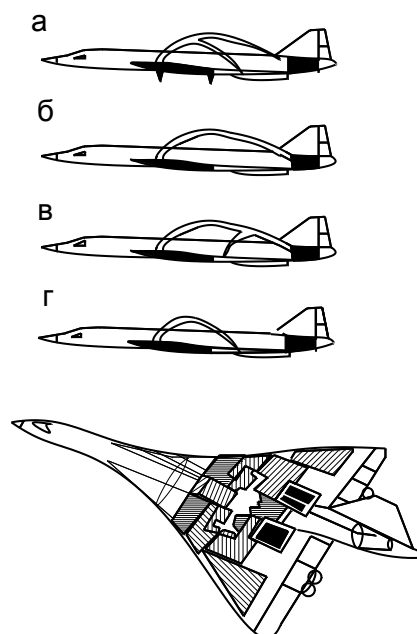
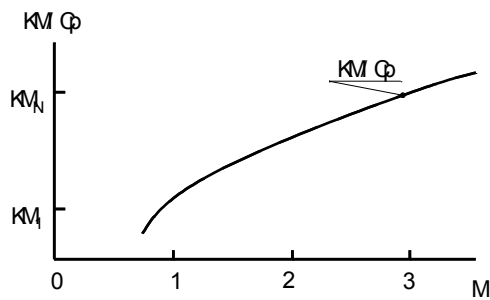


Рис. 11. Расположение баков и последовательность перекачивания топлива в зависимости от режима полета самолета «Конкорд» [2]:

а – переход от дозвуковой к сверхзвуковой скорости; б – торможение; в – последняя стадия торможения и переход к дозвуковой скорости; г – перекачивание топлива из балансирующих баков



**Рис. 12.** Изменение величины  $KM/C_p$  по числу  $M$  в полете с учетом выше описанных конструктивных решений

Эту особенность можно проиллюстрировать на примере самолета «Конкорд» (рис. 11), в крыльях и фюзеляже которого размещено 17 топливных баков объемом 117285 л. Они разделены на три группы: балансировочные баки (4 в около фюзеляжной части крыла, имеющей максимальную стреловидность, и 1 в задней части фюзеляжа), резервные баки (4 в крыле) и основные баки (6 в крыле и 2 в нижней средней части фюзеляжа). Разделение внутреннего пространства каждого крыла на 7 отдельных топливных емкостей – кессонов требуется для обеспечения по возможности минимальных перемещений центра тяжести самолета в результате расхода топлива и для управления его положением в зависимости от условий полета. На взлете, подъеме и околозвуковом полете передние

балансировочные баки заполнены целиком, а задний бак пуст. При переходе от дозвуковых к сверхзвуковым скоростям полета топливо из передних баков перекачивается в задний бак. В результате центр тяжести самолета перемещается назад, т. е. движется вслед за центром давления. При переходе от сверхзвуковых к дозвуковым скоростям полета топливо перекачивается в обратном направлении. В зависимости от времени полета (количества израсходованного топлива) из балансировочных баков топливо может перекачиваться в основные баки.

Решая оптимизационную задачу численным методом, учитывая все выше описанные конструктивные решения и подставив полученные значения в формулу 2 получим рис. 12. Из рис. 2, 5 видно, что в результате оптимизационных решений описанных выше значение  $\frac{K \cdot M}{c_p} \ln \frac{m_0}{m_k}$  (согласно формуле 2) увеличивается.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Житомирский, Г.И. Конструкция самолетов: учебник для вузов.-3-е изд. – М.: Машиностроение, 2005. 406 с.
2. Проектирование самолётов. Учебник для вузов / Под ред. С.М. Егера. – М.: Логос, 2005. 648 с.
3. Mathcad 14 для студентов и инженеров: русская версия. – СПб.: БХВ-Петербург, 2009. 521 с.

## OPTIMIZATION THE AIRCRAFT MAIN PARAMETERS BY NUMERICAL METHOD

© 2014 D.G. Volskov

Ulyanovsk State Technical University

The numerical method of optimization the aircraft main parameters is considered.

Key words: *aircraft, parameters, numerical method*