

Метод определения геометрических параметров, обеспечивающих заданные летные характеристики дозвукового транспортного самолета

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Проектирование самолета, выбор его аэродинамической компоновки и конструктивно-силовой схемы являются чрезвычайно сложной комплексной проблемой. Результат решения этой проблемы существенно влияет на стоимость и эффективность самолета. По своему существу решаемая проблема требует системного подхода, который заключается в учете взаимной зависимости и существенного влияния решений частных вопросов на полученные результаты в целом [1 – 11].

Выбором рациональных геометрических параметров занимались многие исследователи, в том числе [1 – 6]. Однако отсутствуют работы, в которых комплексно исследовалось бы влияние отдельных геометрических параметров самолета на заданные летные характеристики.

Лётные характеристики самолёта определяются его массой, тягой двигателя и аэродинамическими характеристиками. Среди аэродинамических характеристик наиболее существенное влияние на лётные характеристики оказывают: максимальный коэффициент подъёмной силы; производная коэффициента подъёмной силы по углу атаки; коэффициент сопротивления при нулевой подъёмной силе; коэффициент индуктивного сопротивления; максимальное качество; производная коэффициента момента по коэффициенту подъёмной силы и другие характеристики.

Лобовое сопротивление самолета возникает в результате действия на каждый элемент обтекаемой поверхности касательных и нормальных составляющих аэродинамических сил. Сопротивление трения обусловлено вязкостью воздуха. Появление сопротивления сил давления зависит от различных факторов, изменяющих распределение давления на поверхности тела по сравнению с распределением давления в идеальной жидкости при безотрывном и стационарном обтекании безвихревым потоком.

Изменение картины давления на поверхности самолета, вызванное влиянием вязкости и вытесняющим действием пограничного слоя, характеризует сопротивление давления, которое вместе с сопротивлением трения определяет профильное сопротивление.

Профильное, волновое и индуктивное сопротивления относятся к составным частям лобового сопротивления.

В системе самолета появляется сопротивление интерференции от взаимодействия потоков, обтекающих элементы самолета в области их сочленения. В общем балансе сопротивления следует также учесть сопротивление от местных источников (сварочные и заклепочные швы, щели, антенну, трубки ПВД, узлы подвески, кронштейны и другие мелкие конструктивные надстройки, выступающие в поток).

Коэффициент лобового сопротивления самолета можно представить в следующем виде:

$$C_{x_a} = C_{x_0} + C_{x_i}, \quad (1)$$

где C_{x_0} – коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе ($C_{y_a} = 0$), C_{x_i} – коэффициент индуктивного сопротивления.

Первое слагаемое в формуле (1) определяется суммой составляющих

$$C_{x_0} = C_{x_p} + C_{x_e} + \sum \Delta C_x, \quad (2)$$

где C_{x_p} и C_{x_e} – коэффициент профильного и волнового сопротивлений, ΔC_x – коэффициенты сопротивлений от различных местных источников.

При дозвуковых скоростях полета ($M_\infty > M_*$) волновое сопротивление отсутствует и $C_{x_e} = 0$. Следует отметить, что M_* существенно уменьшается с увеличением коэффициента C_{y_a} .

Профильное сопротивление самолета находят как сумму сопротивлений изолированных его частей с учетом интерференции между ними.

Расчетная формула для коэффициента профильного сопротивления имеет вид

$$C_{x_p} = C_{x_{рф}} \bar{S}_\phi + K_T^* C_{x_{рк}} \bar{S}_K + K_T C_{x_{рз.о}} \bar{S}_{з.о} + C_{x_{рв.о}} \bar{S}_{в.о} + \\ + n K_{з.д} C_{x_{рз.д}} \bar{S}_{з.д} + K_T^* \Delta C_{x_{рк(\phi)}} \bar{S}_K + K_T \Delta C_{x_{рз.о(\phi)}} \bar{S}_{з.о}. \quad (3)$$

Здесь $C_{x_{рф}}$, $C_{x_{рк}}$, $C_{x_{рз.о}}$, $C_{x_{рв.о}}$, $C_{x_{рз.д}}$ – коэффициенты профильного сопротивления изолированных фюзеляжа, крыла, горизонтального оперения, вертикального оперения, gondoly двигателя; $\Delta C_{x_{рк(\phi)}}$ и $\Delta C_{x_{рз.о(\phi)}}$ – коэффициенты дополнительного профильного сопротивления, обусловленного интерференцией крыла и горизонтального оперения с фюзеляжем; $K_{з.д}$ – коэффициент интерференции gondoly двигателя с фюзеляжем или крылом; n – число gondol; K_T^* и K_T – коэффициенты торможения потока перед крылом и горизонтальным оперением; \bar{S}_ϕ , \bar{S}_K , $\bar{S}_{з.о}$, $\bar{S}_{в.о}$, $\bar{S}_{з.д}$ – отношения площадей миделя фюзеляжа, изолированного крыла, горизонтального оперения, миделя gondoly двигателя к характерной площади S .

При необходимости в формулу (3) включают сопротивления внешних подвесок (топливных баков, контейнеров и т.п.).

Для осуществления горизонтального полета и различных маневров самолет должен обладать необходимой величиной подъемной силы. В общем случае подъемная сила создается крылом, фюзеляжем, горизонтальным оперением, силовой установкой и другими элементами, входящими в аэродинамическую компоновку самолета. Следует отметить неравноценный вклад составных частей самолета в суммарную подъемную силу.

Подъемная сила самолета с крылом большого удлинения и с отношением диаметра (ширины) фюзеляжа к размаху крыла ($\sigma_{кр} \leq 0,20 \dots 0,25$) определяется в основном подъемной силой изолированного крыла с подфюзеляжной частью. При этом предполагают, что в подъемной силе, приходящейся на подфюзеляжную часть, косвенно учитывают вклад от других элементов самолета.

С уменьшением удлинения крыла и увеличением параметра $\sigma_{кр}$ становится существенным влияние фюзеляжа и его интерференции с крылом. Увеличение геометрических размеров горизонтального оперения приводит к необходимости учета подъемной силы оперения в общей подъемной силе самолета.

Характерной особенностью несущих поверхностей малого удлинения и удлиненных фюзеляжей является нелинейная зависимость коэффициента подъемной силы от углов атаки. Нелинейные эффекты становятся существенными на самолетах с крылом $\lambda_{к} \leq 2,5 \dots 3,0$.

Влияние изолированной силовой установки на аэродинамическую подъемную силу обычно мало. Однако подъемная сила может быть значительно повышена за счет обдува поверхности крыла или других элементов струей от воздушного винта или реактивного двигателя.

Как и другие аэродинамические характеристики, подъемная сила самолета определяется суммой подъемных сил изолированных частей с учетом их взаимного влияния. При этом для расчета летных характеристик самолета, в частности характеристик устойчивости и управляемости, целесообразно подъемную силу горизонтального оперения выделить отдельным слагаемым.

Таким образом, в диапазоне летных углов атаки, исключая область вблизи максимальной подъемной силы, коэффициент подъемной силы самолета можно представить в следующем виде:

$$C_{y_a} = C_{y_{аб.г.о}} + C_{y_{аг.о}} = C_{y_a}^{\alpha} (\alpha - \alpha_0) + \Delta C_{y_a}, \quad (13)$$

где $C_{y_{аб.г.о}}$ относится к характеристике самолета без горизонтального оперения, $C_{y_{аг.о}}$ является параметром горизонтального оперения.

Первое слагаемое в последнем равенстве (13) определяет линейную часть подъемной силы, второе ΔC_{y_a} – нелинейную добавку. Для самолета с крылом $\lambda_{к} > 3,0 \dots 3,5$ следует принять $\Delta C_{y_a} = 0$.

Считается, что подъемная сила самолета создается крылом, фюзеляжем, горизонтальным оперением, гондолами двигателей. Учет дополнительных конструктивных элементов рассматривают отдельно.

Подъемную силу фюзеляжа вычисляют суммой подъемных сил носовой, цилиндрической и кормовой частей:

$$C_{y_{аф}}^{\alpha} = C_{y_{а нос}}^{\alpha} + C_{y_{а цил}}^{\alpha} + C_{y_{а корм}}^{\alpha} \quad (14)$$

Приближенный расчет обтекания фюзеляжа при малых углах атаки выполняют по теории тонкого тела [1, 4].

На концах крыла или горизонтального оперения могут устанавливаться различные дополнительные элементы (концевые обтекатели, шайбы и т.п.).

Рассмотренные элементы улучшают несущие свойства крыла и горизонтального оперения.

Подъемная сила воздухозаборника возникает в результате потери количества движения всасываемой массы воздуха при изменении направления движения потока.

Как правило, на горизонтальном оперении применяют симметричные профили. В общем случае угол атаки нулевой подъемной силы изолированного крыла определяется профилем и его круткой. Смещение несущей поверхности вверх или вниз относительно оси фюзеляжа приводит к одинаковому результату.

С увеличением сужения несущей поверхности $\eta = \eta_k$ (для крыла), $\eta = \eta_{k.э.о}$ (для оперения) и удаления ее от носка фюзеляжа коэффициенты интерференции возрастают (в отдельных случаях по абсолютному значению); увеличение числа M приводит к уменьшению эффекта аэродинамического взаимодействия.

В сверхзвуковом потоке крыло (оперение) оказывает влияние на фюзеляж в областях, ограниченных конусами Маха. С увеличением чисел M конусы Маха сужаются, области возмущенного течения смещаются назад и могут частично выходить за пределы фюзеляжа, уменьшая тем самым дополнительную подъемную силу на фюзеляже, индуцируемую крылом или оперением.

Скос потока учитывают при расчете коэффициентов подъемной силы, индуктивного сопротивления и момента тангажа задней несущей поверхности; горизонтального оперения в нормальной схеме самолета и крыла - в схеме «утка».

Существуют различные методы расчета скоса потока, из которых наиболее распространенный основан на замене несущей поверхности моделью П-образного вихря [1, 2].

Максимальная подъемная сила и соответствующий ей критический угол атаки относятся к параметрам, определяющим летно-технические качества самолета. Знание максимального коэффициента подъемной силы $C_{y_{amax}}$ необходимо для расчета безопасных скоростей взлета и посадки. По величине $C_{y_{amax}}$ определяют предельные перегрузки при выполнении маневра и устанавливают границу начала тряски. Характер изменения зависимости $C_{y_a} = f(\alpha)$ вблизи максимума влияет на поперечную устойчивость самолета при полете на больших углах атаки.

Точные значения максимального коэффициента подъемной силы $C_{y_{amax}}$ и критического угла атаки в настоящее время могут быть получены только экспериментальным путем.

Возникновение индуктивного сопротивления связано с образованием вихревой пелены за телом при наличии подъемной силы. Однако, в частности, на крыле с геометрической круткой вихревая пелена, а следовательно, индуктивное сопротивление могут существовать при таком распределении подъемной силы вдоль размаха, когда суммарная подъемная сила крыла будет равна нулю. Чтобы подчеркнуть причину возникновения сопротивления, в ряде случаев вводят понятие "вихревое индуктивное сопротивление".

Для поляры самолета необходимо учесть дополнительные сопротивления, обусловленные влиянием углов атаки на профильное сопротивление и появлением волнового кризиса на крыле при $\alpha \neq 0$.

Однако при $C_{y_a} > C_{y_a}^*$ на верхней поверхности крыла развивается сверхзвуковая зона течения с местным скачком уплотнения, в результате чего возникает дополнительное сопротивление ΔC_{x_i} .

При малых значениях коэффициента подъемной силы, соответствующих $C_{y_a} < C_{y_a}^*$, все поляры совпадают с поляррой самолета в дозвуковом потоке (если не рассматривать изменения профильного сопротивления по M_∞). Чем выше число M_∞ , тем при меньших значениях C_{y_a} происходит отклонение от дозвуковой

поляры. В околосвуковой области течения ($M_\infty > M_*^0$) уже при $C_{y_a} = 0$ появляется волновое сопротивление и вершина поляры смещается вправо.

Для решения задач динамики полета необходимо знать моментные характеристики и положение фокуса самолета. При движении в вертикальной плоскости существует только момент тангажа (продольный момент) и при фиксированных органах управления – фокус по углу атаки.

Так же как и другие аэродинамические характеристики, момент от аэродинамических сил самолета определяется суммой моментов отдельных его частей (крыла, фюзеляжа, горизонтального оперения т.д.). Следует иметь в виду, что величина момента зависит от положения оси, относительно которой его вычисляются. Принимаем, что ось проходит через переднюю точку носовой части фюзеляжа. Строго говоря, продольный момент возникает от полной аэродинамической силы, однако в большинстве случаев можно рассматривать момент только от подъемной силы, пренебрегая влиянием сил лобового сопротивления.

В дальнейшем будем использовать также допущение, что подъемная сила несущих поверхностей в системе самолета и дополнительная подъемная сила на фюзеляже, возникающая от влияния несущей поверхности, расположены в центре давления изолированного крыла или горизонтального оперения. Погрешности, вносимые этим допущением, незначительны в дозвуковом потоке и возрастают с увеличением чисел M_∞ при сверхзвуковых скоростях полета.

В задачах динамики полета положение фокуса принято вычислять относительно носка средней аэродинамической хорды крыла, выраженного в долях САХ.

Соответствующим выбором крутки крыла, угла отклонения стабилизатора или руля высоты можно получить необходимые значения коэффициента момента, обеспечивающие требуемые моментные характеристики и балансировку самолета при установившемся горизонтальном полете.

Проведено сравнение результатов расчетов, выполненных по методикам, изложенным в работах [6] и [2]. В работе [2] волновое сопротивление рекомендуется рассчитывать по формуле

$$C_{xв} = 0,0038 \left(\frac{0,11}{0,11 - M + M_{кр}^*} \right)^3,$$

где $M_{кр}^*$ – критическое число Маха при заданном значении C_{y_a} , определяемое из

условия $\frac{dC_{x_a}}{dM} = 0,1$,

$$M_{кр}^* = \left(1 - \frac{\alpha \cdot (C_{y_a})^{\frac{1}{n}} + \gamma}{\beta} \right) \cdot 0,9 + 0,1,$$

где $\alpha = k \cdot \bar{c} \cdot \cos^2 \chi_c$, $\beta = \frac{\lambda_k^2 + 0,1}{\lambda_k^2}$, $\gamma = m \cdot \sqrt{\bar{c}} \cdot \cos \chi_c$.

Для улучшения сходимости результатов расчета с данными летного эксперимента по самолету Ан-72 введена поправочная формула для коэффициента сопротивления:

$$K = K_1 + (C_y - C_{y_1}) \cdot \frac{K_2 - K_1}{C_{y_2} - C_{y_1}},$$

где C_{y_1} – минимальное значение C_y ; C_{y_2} – максимальное значение C_y .

Параметры K_1 и K_2 определены эмпирически ($K_1=1,15$, $K_2=0,84$).

$$C_{y_1}=0,1, C_{y_2}=0,8.$$

Выработка требований к характеристикам устойчивости и управляемости самолета всегда являлось одной из основных задач динамики полета. Одновременно с развитием авиационной техники происходило и совершенствование требований, закрепленных в Нормах летной годности [10] и других аналогичных документах.

Увеличение и уменьшение скорости движения летательных аппаратов лимитировано целым рядом ограничений: по управляемости, по нагреву и др. [9]

Ограничения для сверхзвуковых и дозвуковых самолётов по прочности и жесткости определяются значением продольного скоростного напора:

для истребителей $q_{пред} = 5000...8000 \text{ кг/м}^2$;

для тяжелых самолётов $q_{пред} = 4000...6000 \text{ кг/м}^2$;

для гражданских реактивных (дозвуковых) самолётов $q_{пред} = 1900...2500 \text{ кг/м}^2$.

Значение $M_{пред}$ по $q_{пред}$ определяют по формуле

$$M_{пред} = \sqrt{\frac{Q_{пред}}{0,7 \cdot P_n}}. \quad (15)$$

$M_{пред}$ выбрано из условий обеспечения устойчивости. Однако в зависимости от типа самолёта $M_{пред}$ может выбираться из других соображений, например, надежности работы двигателя.

Если $M_{пред}$ не является ограничением по нагреву, то наиболее точно его можно определить в результате летных испытаний.

Минимальная теоретическая скорость определится из условия полёта при $C_{y_{max}}$:

$$M_{min.теор} = \sqrt{\frac{G}{0,7 \cdot C_{y_{max}} \cdot P_n \cdot S}}. \quad (16)$$

Предельно заднее положение центра тяжести в целях обеспечения минимального запаса устойчивости по перегрузке определяется формулой [8]

$$X_T - X_F = \sigma_{min}.$$

Для расчетов можно принять $\sigma_{min}=2...3\%$ от $\mathbf{v}_{сах}$. Предельно переднее положение центра тяжести изменяется в пределах $5...8\%$ $\mathbf{v}_{сах}$:

$$X_{T.пр.зад} = X_F + 0,02...0,03; X_{T.пр.перед} = X_{T.пр.зад} + 0,05...0,08.$$

Рассматривая совместно кривые потребных для горизонтального полета и располагаемых тяг на одной какой-либо высоте полета ($H=const$), можно определить режимы установившегося полета.

Точка А касания вертикальной прямой и кривой $P_{\Pi}(V)$ соответствует теоретическому значению минимальной скорости горизонтального установившегося полета $V_{min\ теор}$. Эта скорость реализуется при полете с $C_{ya\ з.п.} = C_{ya\ max}$

$$V_{min\ теор} = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{\rho \cdot S \cdot C_{ya\ max}}} ; M_{min\ теор} = \sqrt{\frac{G}{0.7 \cdot C_{ya\ max} \cdot \rho_H \cdot S}} \quad (17)$$

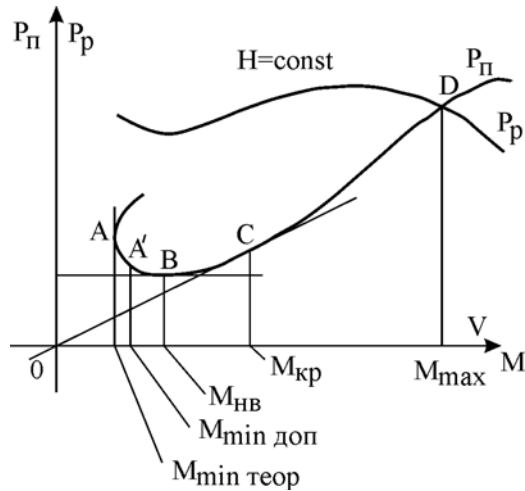


Рис. 1. Характерные точки на кривых потребной и располагаемой тяг

$$V_{min\ доп} = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{\rho \cdot S \cdot C_{ya\ доп}}} ; M_{min\ доп} = \sqrt{\frac{G}{0.7 \cdot C_{ya\ доп} \cdot \rho_H \cdot S}} \quad (18)$$

Значение $C_{ya\ доп}$ ЛА определяют при летных испытаниях ЛА и зависит от числа M полета. Предупреждающими признаками при подходе к $C_{ya\ доп}$ служит появление тряски ЛА, самопроизвольное кабрирование и кренение, ухудшение управляемости и т.п., а также сигналы автомата, предупреждающие пилота о выходе на предельно допустимые углы атаки.

Вторая характерная точка получается проведением горизонтальной касательной к кривой $P_{\Pi}(V)$ в точке касания B (см. рис. 1) имеем минимальную потребную тягу $P_{\Pi min}$, что соответствует полету с K_{max} ($P_{\Pi min} = \frac{G}{K_{max}}$). В свою оче-

редь, максимальное качество реализуется при полете с $C_{ya\ з.п.} = C_{ya\ нв}$. Режим $C_{ya\ нв}$ соответствует по поляре, как известно, наивыгоднейшему углу атаки $\alpha_{нв}$. Скорость, соответствующая $P_{\Pi min}$ и $\alpha_{нв}$, называется наивыгоднейшей:

$$V_{min\ нв} = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{\rho \cdot S \cdot C_{ya\ нв}}} \quad (19)$$

$$M_{min\ нв} = \sqrt{\frac{G}{0.7 \cdot C_{ya\ нв} \cdot \rho_H \cdot S}} \quad (20)$$

Точка касания, получившаяся проведением касательной из начала координат к кривой $P_{\Pi}(V)$, крейсерской скорости горизонтального установившегося полета $V_{кр}$ (или $M_{кр}$).

Под взлетом понимают движение ЛА с момента старта до момента достижения минимальной безопасной высоты полета и скорости.

Траектория движения ЛА с достаточно большой энерговооруженностью при взлете показана на рис. 2.

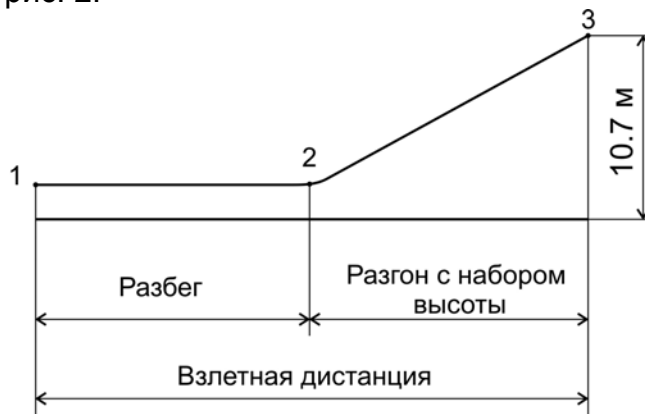


Рис. 2. Схема траектории движения ЛА при взлете

Величина взлетной дистанции складывается из длины разбега и из длины участка, на котором ЛА, оторвавшись от ВПП, совершает подъем с одновременным разгоном.

На участке разбега ЛА перемещается по ВПП со скоростью, постепенно увеличивающейся от $V=0$ в начале разбега (точка 1) до некоторой скорости отрыва $V_{отп}$, достаточной для создания подъемной силы, равной силе веса ЛА. При достижении $V_{отп}$ ЛА переходит от движения по земле к полету в воздухе.

При скорости, равной скорости отрыва $V_{отп}$, подъемная сила становится равной силе веса ЛА. Для того, чтобы равенство $Y_a=G$ осуществлялось при малой скорости, необходимо, чтобы значение C_{ya} при отрыве было возможно большим. Если обозначить Y_a при отрыве через $C_{ya\ отп}$, а скорость при отрыве через $V_{отп}$, то

$$V_{отп} = \sqrt{\frac{2 \cdot G_{взл.}}{\rho \cdot S \cdot C_{ya\ отп}}} \quad (21)$$

Для ЛА с ТРД ориентировочно можно принять $V_{отп} = (1,1 \dots 1,15) V_{min\ теор.}$
 Для ЛА с винтовыми двигателями $V_{отп} = (1,05 \dots 1,1) V_{min\ теор.}$

где $V_{min\ теор.} = \sqrt{\frac{2 \cdot G_{взл.}}{\rho \cdot S \cdot C_{ya\ max}}}$ – минимальная скорость при неработающих

двигателях.

$$\text{Итак, } m\dot{V} = P - fG - \frac{\rho V_{отп}^2}{2} S(C_{xa} - fC_{ya}). \quad (22)$$

$$\text{Проведя очевидную замену } V = \frac{dV}{dt} = \frac{dV}{dL} \frac{dL}{dt} = \frac{dV}{dL} V$$

в предыдущем уравнении и проинтегрировав его, получим формулу для определения длины разбега ЛА

$$L_p = \int_0^{V_{отп}} \frac{V dV}{P_{взл.} - f_{тр.} G_{взл.} - \frac{\rho V_{отп}^2}{2} S(C_{xa} - fC_{ya})}. \quad (23)$$

Интегрирование осуществляем или графически в пределах от нуля до скорости отрыва, или методами численного интегрирования. Время разбега получаем, интегрируя уравнение (22):

$$t_p = \int_0^{V_{отр}} \frac{dV}{P_{взл.} - f_{тр.} G_{взл.} - \frac{\rho V_{отр}^2}{2} S (C_{xa} - f C_{ya})}. \quad (24)$$

Большая посадочная скорость усложняет посадку ЛА. Кроме того, увеличение посадочной скорости ведет к увеличению длины пробега, что нежелательно.

Посадочную скорость $V_{пос.}$, зная $C_{ya\ пос.}$, легко подсчитать по формуле

$$V_{пос.} = \sqrt{\frac{2 \cdot G_{пос.}}{\rho \cdot S \cdot C_{ya\ пос.}}}, \quad (25)$$

где $C_{ya\ пос.}$ – коэффициент C_{ya} в момент касания колесами поверхности ВПП.

В расчетах необходимо учитывать, что по мере расхода топлива масса самолета уменьшается.

При определении $C_{ya\ пос.}$ необходимо учитывать влияние земли и механизации крыла на величину коэффициента подъемной силы.

Зная посадочный угол атаки, можно определить $C_{ya\ нос.}$, а затем – $V_{пос.}$

Для ЛА, имеющего шасси с хвостовым колесом:

$$C_{ya\ нос.} = C_{ya\ ст} + \Delta C_{ya\ мех} + \Delta C_{ya\ земли}.$$

Для ЛА, имеющего шасси с носовым колесом:

$$C_{ya\ нос.} = C_{ya\ кас} + \Delta C_{ya\ мех} + \Delta C_{ya\ земли}.$$

Получим следующее выражение для $V_{пос.}$:

$$V_{пос.} = \sqrt{\frac{2 \cdot G_{пос.}}{\rho \cdot S (C_{ya\ тах} + \Delta C_{ya\ тах\ мех} + \Delta C_{ya\ тах\ земли})}}. \quad (26)$$

Как показывает сравнение расчетных значений $V_{пос.}$ с данными летных испытаний, ошибка при определении посадочной скорости по приведенным формулам не превышает 5%.

Вследствие сильного уменьшения $\alpha_{кр}$ в результате влияния земли лишь для очень тяжелых ЛА могут встретиться трудности при конструировании такого шасси, которое обеспечивало бы полное использование подъемной силы крыла при посадке, что связано с необходимой высотой передних стоек шасси.

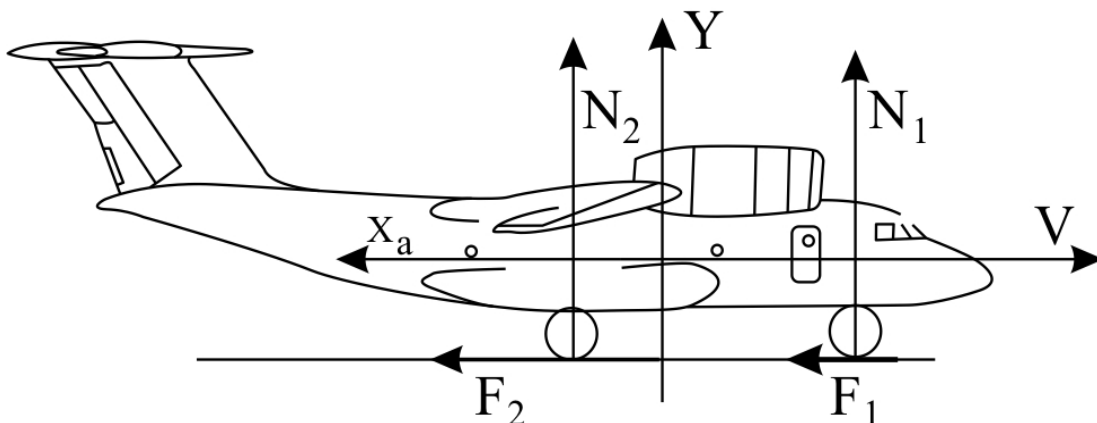


Рис. 3. Силы, действующие на ЛА при пробеге

При пробеге ЛА по ВПП на него действуют следующие внешние силы (рис 10.8): Y_a – подъемная сила ; X_a – сила лобового сопротивления; G - сила тяжести ; N_1 и N_2 – силы реакции колес; F_1 и F_2 – силы трения о поверхность ВПП.

При расчете пробега независимо от типа шасси угол атаки считается постоянным.

Уравнения движения ЛА при пробеге имеют вид

$$m \dot{V} = -X_a - F_1 - F_2, \quad (27)$$

Для ЛА, шасси которых имеют носовое колесо, в уравнениях движения будут присутствовать сила трения и сила реакции только основных колес. Для ЛА с хвостовым колесом вместо двух сил трения и двух сил реакции передних и заднего колес удобно ввести одну результирующую приведенную силу трения F и результирующую силу реакции N .

С учетом сказанного выше уравнения движения будут иметь вид

$$m \frac{dV}{dt} = -X_a - F, \quad G_{\text{нос}} - Y_a = N, \quad (28)$$

где $m = m_{\text{нос}}$.

Сила трения колес $F = f_{\text{мп}} N = f_{\text{мп}} (G_{\text{нос}} - Y_a)$,

следовательно,

$$m \frac{dV}{Dt} = -X_a - f_{\text{мп}} (G_{\text{нос}} - Y_a), \quad (29)$$

где $f_{\text{мп}}$ - коэффициент трения, зависящий от характера поверхности ВПП, давления в пневматиках колес, степени торможения колес и скорости движения ЛА и изменяющийся в широких пределах [7]:

для сухого бетона – $f_{\text{мп}} = 0,6 \dots 0,7$,

для влажного бетона – $f_{\text{мп}} = 0,36 \dots 0,4$.

В случае шасси с хвостовым колесом $f_{\text{мп}} = f_{\text{прив}}$

Время пробега определяют по формуле

$$t_{\text{проб}} = m \int_0^{V_{\text{нос}}} \frac{dV}{X_a + f_{\text{мп}} (G_{\text{нос}} - Y_a)}. \quad (30)$$

После интегрирования получим выражение для длины пробега

$$L_{\text{проб}} = m \int_0^{V_{\text{нос}}} \frac{dV}{f_{\text{мп}} G_{\text{нос}} + \frac{\rho V^2}{2} S (C_{xa} - f C_{ya})}. \quad (31)$$

Так как при пробеге ЛА обычно используют тормоза, то коэффициент трения при пробеге больше, чем при разбеге.

Величины $t_{\text{проб}}$ и $L_{\text{проб}}$ можно рассчитать или численными методами интегрирования, или же графическим методом интегрирования.

Длина посадочной дистанции современных ЛА с большой нагрузкой на крыло получается весьма значительной. Целесообразно потому принимать все возможные меры для ее уменьшения. С этой целью посадку производят обычно при выпущенной в посадочное положение механизации (щитки, щитки-закрылки и т.д.). При этом, как видим, увеличивается не только коэффициент подъемной силы, что ведет к уменьшению $V_{\text{нос}}$, но и коэффициент лобового сопротивления C_{xa} , способствуя сокращению посадочной дистанции, в частности длины пробега.

По сравнению с существующими методиками, предложены некоторые корректирующие формулы для рассчитываемых аэродинамических характеристик. Надежность метода подтверждалась расчетом аэродинамических характеристик самолета Ан-72 и сравнением полученных данных с известными характеристиками самолета.

Результаты расчетов показаны на рис. 4.

Для проведения модификации, обеспечивающей заданные летные характеристики, можно дать следующие рекомендации.

Для увеличения максимального качества необходимо уменьшить произведение $C_{x0} \cdot A$, где A – коэффициент отвала поляры. Коэффициент C_{x0} можно уменьшить: выбирая угол установки крыла таким, чтобы угол атаки фюзеляжа на крейсерском режиме полета был равен нулю; устанавливая зализы в месте сочленения крыла и фюзеляжа; улучшая чистоту обработки обтекаемых поверхностей и др. Чтобы уменьшить коэффициент отвала поляры A , необходимо увеличивать удлинение крыла, уменьшать стреловидность крыла, применять оптимизирующую крутку крыла, использовать законцовки крыла и др.

Понижение скорости сваливания V_s можно обеспечить повышением коэффициента $C_{ya\max}$, снижение взлётной скорости также достигается увеличением $C_{ya\max}$. Увеличение коэффициента максимальной подъемной силы достигается увеличением вогнутости профиля крыла, применением различных видов механизации, использованием эффекта Коанда и др. При этом нельзя использовать средства механизации, значительно снижающие качество.

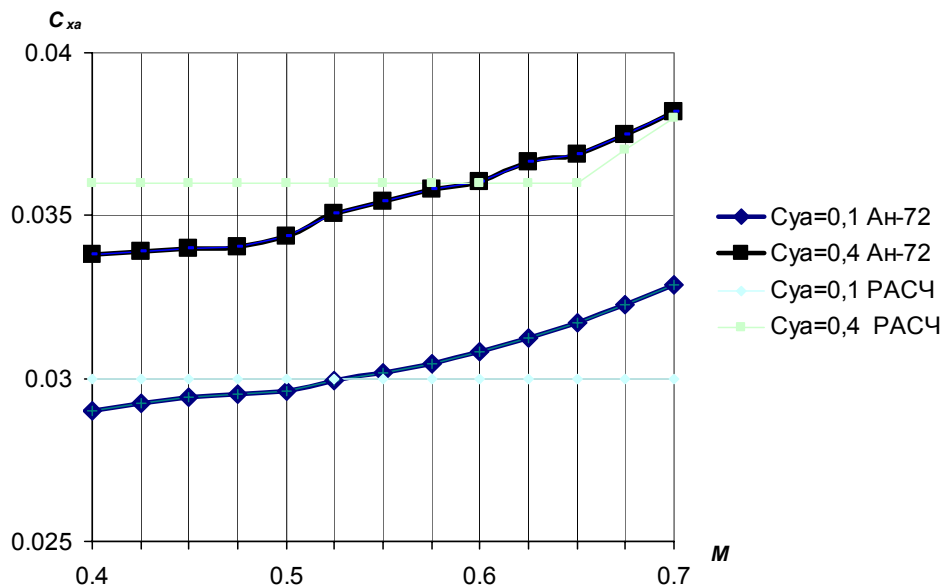


Рис. 4. Сравнение полученных аэродинамических характеристик самолета с известными характеристиками самолета Ан-72

Возрастание наивыгоднейшей скорости достигается повышением удельной нагрузки G/S на крыло. Увеличение максимальной теоретической скорости достигается при больших значениях качества. Сокращение длины разбега достигается увеличением тяги, повышением качества, уменьшением коэффициента трения шасси, уменьшением взлётной скорости. Взлётная скорость уменьшается с уменьшением удельной нагрузки на крыло и с увеличением $C_{ya\max}$.

Скороподъёмность увеличивается с повышением качества. Для уменьшения радиуса виража необходимо увеличивать угол крена и уменьшать скорость, для уменьшения времени виража необходимо уменьшать его радиус. На дальность полёта влияет качество: при увеличении качества дальность возрастает. Для увеличения модуля вращательных производных необходимо проводить следующие модификации геометрических параметров самолета: увеличивать расстояние от стабилизатора, руля высоты и горизонтального оперения до центра тяжести самолёта; увеличивать удлинение крыла и удлинение вертикального оперения.

Целью статьи является разработка метода определения рациональных геометрических параметров дозвукового транспортного самолета, обладающего заданными летными характеристиками. На стадии эскизного проектирования самолета необходимо использовать расчётные методики, позволяющие проводить расчёты относительно быстро и без больших затрат. В настоящей работе в качестве аэродинамического блока используют расчетный метод определения аэродинамических характеристик дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов, предложенный в работе [10]. Метод разработан применительно к самолетам, имеющим крылья большого удлинения и небольшую стреловидность.

В результате проведенного анализа получены эмпирические формулы зависимости аэродинамических коэффициентов от геометрических параметров самолета и критериев подобия, характеризующих поток [2, 4, 5, 6] и др.

Исходными параметрами для решения поставленной задачи являются заданные заказчиком летные характеристики самолета, такие как: максимальное качество, максимальная скорость горизонтального установившегося полета, тяга, соответствующая максимальной скорости, крейсерская скорость горизонтального установившегося полета, минимальная теоретическая скорость полета, минимальная практическая скорость полета, скорость отрыва, посадочная скорость, длина разбега, длина пробега, наивыгоднейшая скорость горизонтального установившегося полета, дальность полета, производная $m_z^{C_{ya}}$ и др.

Метод включает в себя:

1. Анализ летных характеристик самолета, заданных заказчиком.
2. Предварительный выбор геометрических параметров самолета, удовлетворяющего ТТТ, условию минимума массы и минимального расхода топлива [13].
3. Расчет аэродинамических характеристик самолета с использованием разработанного аэродинамического блока [10].
4. Расчет летных характеристик самолета с использованием созданного в представленной работе программного блока.
5. Сравнение полученных летных характеристик с заданными и определение характеристик, требующих изменения.
6. Выбор геометрических параметров самолета, влияющих на летные характеристики, требующие изменения. Установление направления изменения выбранных геометрических параметров.
7. Установление значений выбранных параметров и определение геометрических параметров самолета для следующего приближения.

Пункты 3 – 7 выполняют до приемлемого совпадения полученных летных характеристик самолета с заданными.

Метод был воплощен в компьютерную программу, позволяющую рассчитать геометрические параметры самолета, обеспечивающие заданные летные характеристики. В процессе расчетов имеется возможность изменять стреловидность,

удлинение и сужение крыла и оперения, толщину и кривизну профилей, точку положения максимальной толщины и кривизны профилей, схему расположения крыла на фюзеляже, взаимное расположение крыла и оперения, различные средства механизации, использовать оптимизирующую крутку крыла и др.

Схема решения задачи показана на блок-схеме рис. 5.

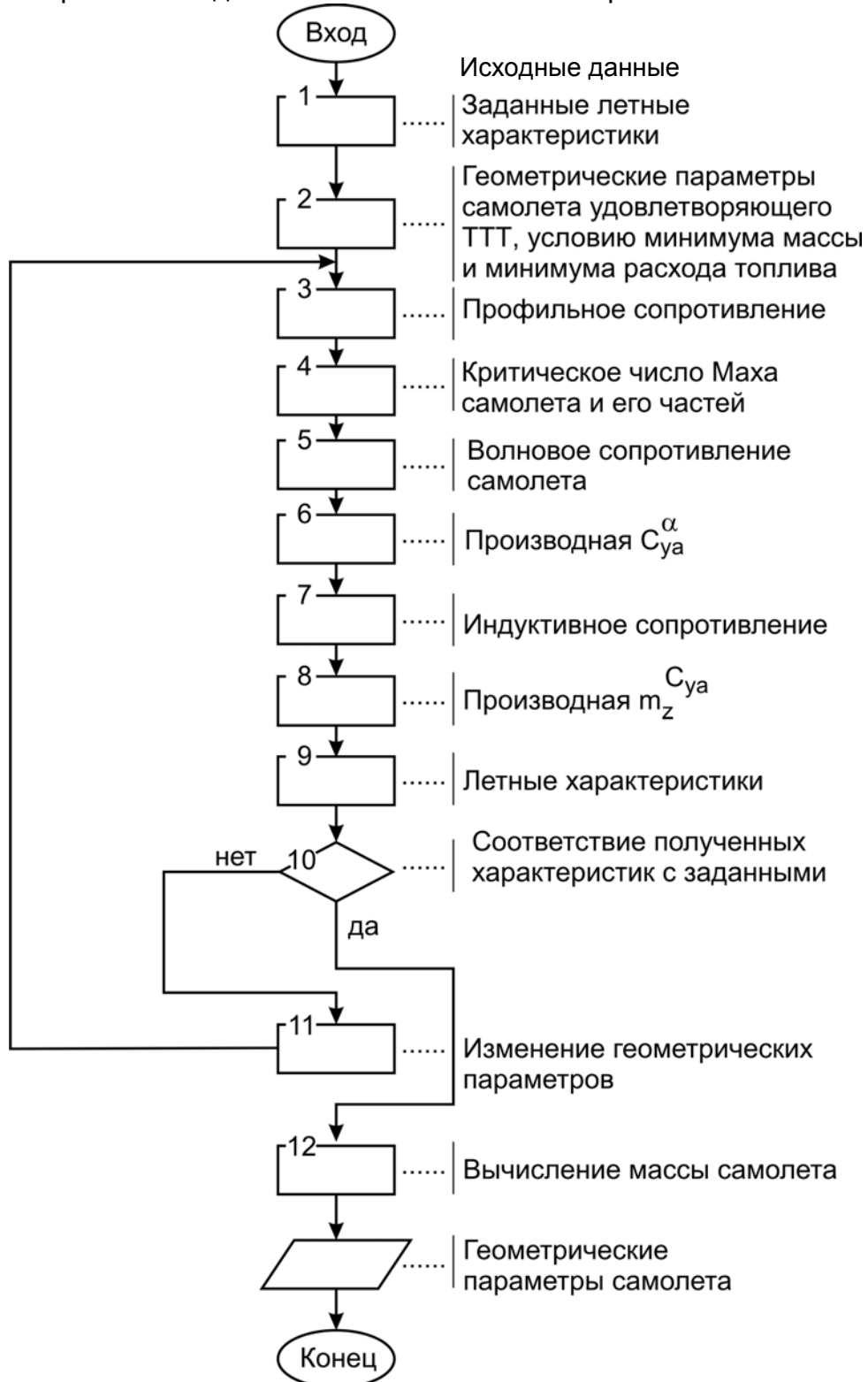


Рис. 5. Блок-схема к программе выбора геометрических параметров самолета

В работе решалась задача определения геометрических параметров дозвукового транспортного самолета, обеспечивающих требуемые летные характеристики, перечисленные в таблице, где представлены результаты расчетов.

Расчеты показали, что на заданные летные характеристики оказывают влияние качество обтекаемых поверхностей, удлинения крыла и эффективные средства механизации.

В процессе расчетов проводили следующие изменения параметров: улучшение качества обтекаемых поверхностей, предложенное в монографии [12]; увеличение удлинения крыла с 9 до 12; применение скользящего щелевого закрылка и автоматического предкрылка; комплексные изменения, включающие в себя все перечисленные изменения. Этого оказалось достаточно для получения нужных результатов.

№	Название параметров	Требуемые параметры	Условие минимума массы	Качество поверхности	Увеличение удлинения крыла	Эффективная механизация	Комплексная модификация
1	Максимальное качество	15	13.9	14.2	14.8	–	15.2
2	Максимальная скорость гор-го установившегося полета, м/с	115	115	115	115	–	115
3	Тяга, соотв. тах скорости, Н	29000	30400	29200	29900	–	28700
4	Крейсерская скорость горизонтального установившегося полета, м/с	109	109	109	109	–	109
5	Минимальная теор. скорость полета, м/с	50	57.4	57.4	57.4	49.7	49.7
6	Минимальная практическая скорость полета, м/с	52	58.9	58.9	58.9	51.0	51.0
7	Скорость отрыва, м/с	57	64.9	64.9	64.9	56.2	56.2
8	Длина разбега, м	200	246	246	247	188	189
9	Длина пробега, м	125	155	155	154	117	117
10	Наивыгоднейшая скорость горизонтального установившегося полета, м/с	160	160	160	160	–	160

Анализ полученных результатов показывает, что по сравнению с самолетом, рассчитанным из условия минимума массы, у модифицированного самолета качество увеличилось на 7%, потребная тяга на максимальной скорости уменьшилась на 6%, минимальные значения теоретической и практической скоростей полета уменьшились на 15%, скорость отрыва уменьшилась на 15%, длины разбега и пробега уменьшились на 30%.

Программа обеспечивает возможность выбора рациональных геометрических параметров и определения наивыгоднейшего сочетания основных геометрических характеристик, обеспечивающих требуемые летные качества проектируемого самолета.

Выводы

1. Разработан метод определения геометрических параметров и аэродинамической компоновки самолета, обеспечивающих его заданные летные характеристики.
2. Разработаны рекомендации по достижению заданных летных характеристик самолета путем изменения его геометрических параметров.
3. Метод рекомендуется к применению на этапах предварительного проектирования пассажирских и транспортных самолетов.
4. Приведенные результаты будут полезными студентам, выполняющим курсовое и дипломное проектирование, а также специалистам при разработке технического предложения и эскизного проекта.

Список литературы

1. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов. – М. – Пекин: Изд. отдел ЦАГИ. АВИА-Издательство, 1995. – 750 с.
2. Баринов В.А. Расчет коэффициентов сопротивления и аэродинамического качества дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов // Труды ЦАГИ. АВИА. – 1983. – Вып. 2205.– 28 с.
3. Краснов Н.Ф. Основы аэродинамического расчета. – М.: Высш. шк., 1981. – 496 с.
4. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
5. Тюрев В.В. Методы расчета аэродинамических характеристик крыла. – Х.: ХАИ, 1988. – 49 с.
6. Холякко В.И. Расчет аэродинамических характеристик самолета. – Х.: ХАИ, 1991. – 71 с.
7. Семенчин В.А., Захаренко В.А., Чмовж В.В. Аэродинамика и динамика полета. – Х.: Харьк.аэрокосм. ун-т, 2003. – 381 с.
8. Андренко Г.И., Калитиевский Л.Ф. Устойчивость и управляемость самолета в продольном боковом движении. – Х.: ХАИ, 1976. – 85 с.
9. Андренко Г.И. Расчет летных характеристик самолета. –Х.: ХАИ, 1988. -66 с.
10. Определение аэродинамических характеристик транспортного самолета на стадии эскизного проектирования / Н.С. Быцко, Т.А. Гамануха, А.Г. Гребеников и др.// Открытые информационные и компьютерные технологии. – 2006. – Вып. 33. – С. 40 – 52.
11. Василевский Е.Т., Гребеников В.А., Николаенко В.Н. Основные положения воздушного кодекса Украины и норм летной годности самолетов транспортной категории. – Х.: Харьк. аэрокосм. ун-т, 2006. – 332с.
12. Гребеников А.Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций. – Х.: Харьк. аэрокосм. ун-т, 2006. - 532 с.
13. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями / Балабуев П.В., Бычков С.А., Гребеников А.Г., Желдоченко и др. – Х.: Харьк. аэрокосм. ун-т, 2003. Ч. 2 – 390 с.