

УДК 629.7.015.3:629.7.022

Самолет с аэродинамически несущим корпусом

А.В.Андреев, А.И. Кирьянов, О.А. Пашков, С.В.Старостин, Н.В.Ушаков

Аннотация

В статье представлены результаты экспериментального исследования характеристик самолета с аэродинамически несущим корпусом. На основе полученных данных и выявленных особенностей показана перспективность данного направления работ.

Ключевые слова

самолет; экспериментальная аэродинамика; несущий фюзеляж; безотрывное обтекание; вихревая структура.

Практически все существующие самолеты имеют традиционную классическую аэродинамическую компоновку, для которой характерно наличие крыла, фюзеляжа, органов аэродинамической стабилизации и управления, а также посадочного устройства, главным образом, в виде колесного шасси.

Вместе с тем, существует потребность в разработке транспортных самолетов нового типа, способных решать новые задачи, которые невозможно решить в рамках традиционной аэродинамической компоновки самолета.

Эти новые задачи транспортной авиации в России связаны, например, с экономическим освоением территорий Западной и Восточной Сибири, Крайнего Севера и Дальнего Востока.

Здесь особую актуальность приобретает проблема создания транспортных самолетов, обладающих достаточно большой грузоподъемностью, способных производить посадку и взлет с небольших по размерам грунтовых площадок и водной поверхности, достаточно надежных, безопасных и экономичных в эксплуатации, которые могли бы использовать любые новые типы топлива (напр. сжиженные газы), не оказывающие вредного влияния на экологию окружающей среды, способных надежно функционировать в экстремальных условиях.

В рамках традиционной классической аэродинамической компоновки такие самолеты создать практически невозможно.

Поэтому, при создании транспортных самолетов, способных решать перечисленные задачи, предлагается использовать одну из возможных нетрадиционных аэродинамических компоновок - **самолета с аэродинамически несущим корпусом**. При выборе геометрической формы аэродинамически несущего корпуса использована концепция, обосновывающая преимущества предлагаемой компоновочной схемы самолета.

Геометрическую форму в плане аэродинамически несущего корпуса диктуют требования аэродинамики - обеспечение максимального коэффициента подъемной аэродинамической силы и минимальное значение коэффициента аэродинамической силы лобового сопротивления.

Наибольшее распространение в экспериментальных самолетах с аэродинамически несущим корпусом получила форма в плане в виде треугольника, с углом стреловидности по передней кромке $\chi \approx 60^\circ \dots 70^\circ$ (экспериментальные самолеты X-24, X-33 и др. - США).

В соответствии с рассматриваемой концепцией аэродинамически несущий корпус самолета представляет собой удлиненное вдоль потока, хорошо обтекаемое профилированное тело, боковая поверхность которого может иметь плосковыпуклую или двояковыпуклую форму: верхняя часть выпуклая, нижняя часть - плоская или слабовыпуклая. При этом, геометрическая форма в плане такого аэродинамически несущего корпуса (фюзеляжа) представляет собой эллипс, большая ось которого расположена вдоль продольной оси самолета (по потоку). Для обеспечения необходимых аэродинамических характеристик отношение малой оси эллипса к большой его оси должно находиться в диапазоне $b/a \approx 0,6 \dots 0,8$. Такая форма корпуса напоминает сплюснутый вдоль малой оси эллипсоид,

Аэродинамические исследования свидетельствуют о том, что такая геометрическая форма в плане соответствует минимальному значению индуктивного аэродинамического сопротивления, что приводит к минимизации аэродинамического сопротивления. Кроме того, такая форма корпуса в плане обеспечивает максимально возможное значение коэффициента подъемной аэродинамической силы $(c_y)_{\max}$ на максимальных углах атаки $\alpha \geq 25^\circ \dots 35^\circ$, характерных для крыльев малого и супермалого удлинения, по сравнению со всеми другими возможными геометрическими формами корпуса в плане. Это обстоятельство

может иметь важное значение для некоторых режимов полета самолета с аэродинамически несущим корпусом.

В основу данной работы легли исследования тел эллипсоидной формы в плане, проведенные в ВВИА им. Жуковского профессором Г.Ф. Бурого [1].

Имея в виду, что для аэродинамически несущего корпуса может быть использована расчетная модель (схема) крыла малого удлинения, можно ожидать, что полученные для него закономерности будут иметь место и для аэродинамически несущего корпуса самолета.

В ходе этих исследований было показано, что при удлинении $\lambda = 0.75 \dots 0.8$ при дозвуковом обтекании воздушным потоком такое тело обладает максимальным значением коэффициента подъемной силы $c_{y \max}$ по сравнению с телами малого удлинения любых других геометрических форм в плане. Кроме того, из теории крыла конечного размаха известно, что крыло эллиптической формы в плане обладает минимально возможным индуктивным аэродинамическим сопротивлением, что позволяет уменьшить силу лобового сопротивления.

Здесь следует учитывать, что на малых углах атаки крылья малого удлинения, а , следовательно, и аэродинамически несущий корпус, будут обладать коэффициентом подъемной аэродинамической силы (c_y) существенно меньшим по сравнению с крыльями нормального удлинения при одном и том же угле атаки.

Поэтому без применения специальных мероприятий по увеличению коэффициента подъемной аэродинамической силы самолет с аэродинамически несущим корпусом, будет обладать неудовлетворительными аэродинамическими характеристиками, особенно на взлетно-посадочных режимах полета.

Для самолетов с классической аэродинамической компоновкой известно много способов увеличения коэффициента подъемной аэродинамической силы крыла за счет применения различных приспособлений и устройств (механизации крыла).

Одним из таких способов, который может оказаться наиболее приемлемым и эффективным для аэродинамически несущего корпуса, является способ управления пограничным слоем (УПС).

Применение аэродинамически несущего корпуса, имеющего предложенную форму , позволяет существенно увеличить полезный внутренний объем самолета, в разы по сравнению с аналогичными самолетами традиционной классической аэродинамической схемы.

Рис.1

Для более четкого представления о предложенной концепции применительно к дозвуковым пассажирским самолетам с аэродинамически несущим корпусом, студентами СРКБ-603 МАИ была спроектирована и построена модель, демонстрирующая упрощенную принципиальную схему, характеризующую состав и соотношение геометрических параметров такой конструкции (рис.2).

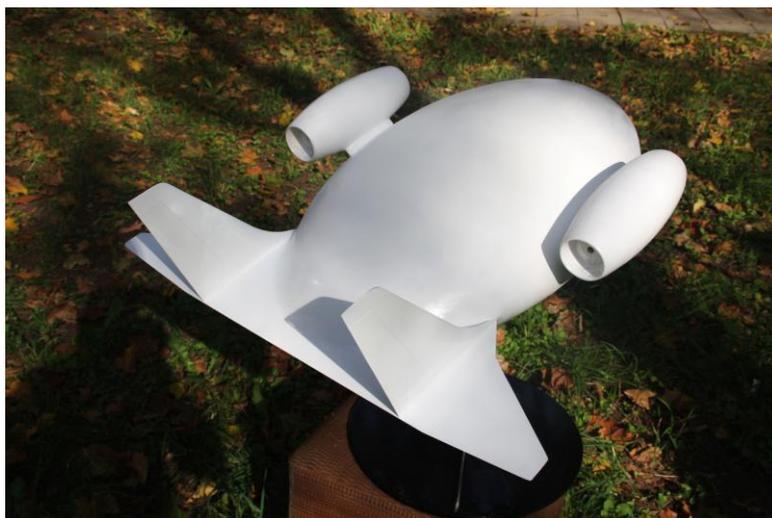


Рис. 2

В рамках данной работы были проведены испытания в аэродинамической трубе модели изолированного несущего фюзеляжа, который представляет собой удлиненное вдоль направления набегающего потока хорошо обтекаемое профилированное тело, верхняя часть которого выпуклая, а нижняя – плоская. Геометрическая форма в плане такого корпуса представляла собою эллипс, большая ось которого $2a$ располагалась по потоку, а малая ось $2b$ – перпендикулярно направлению набегающего потока. Геометрические параметры такого корпуса, определяющие его аэродинамические характеристики, определяются следующим образом:

$$S = \pi ab;$$
$$\lambda = \frac{(2b)^2}{S} = \frac{(2b)^2}{\pi ab} = \frac{4b}{\pi a}$$

Экспериментальные исследования проводились в дозвуковой аэродинамической трубе открытого типа Т – 1 МАИ, диффузор – круг диаметром 2.25м, скорость потока $V_\infty =$

47 м/с. Для этого была изготовлена модель следующих геометрических параметров $2a = 0.6$ м, $2b = 0.36$ м. Внешний вид модели показан на Рис. 3. При этом площадь в плане равнялась 0.17 м^2 , а удлинение $\lambda = 0.76$. В ходе эксперимента угол атаки плавно изменялся от $\alpha = -11^\circ$ до $\alpha = 36^\circ$. Визуализация течения проводилась по методу шелковинок.

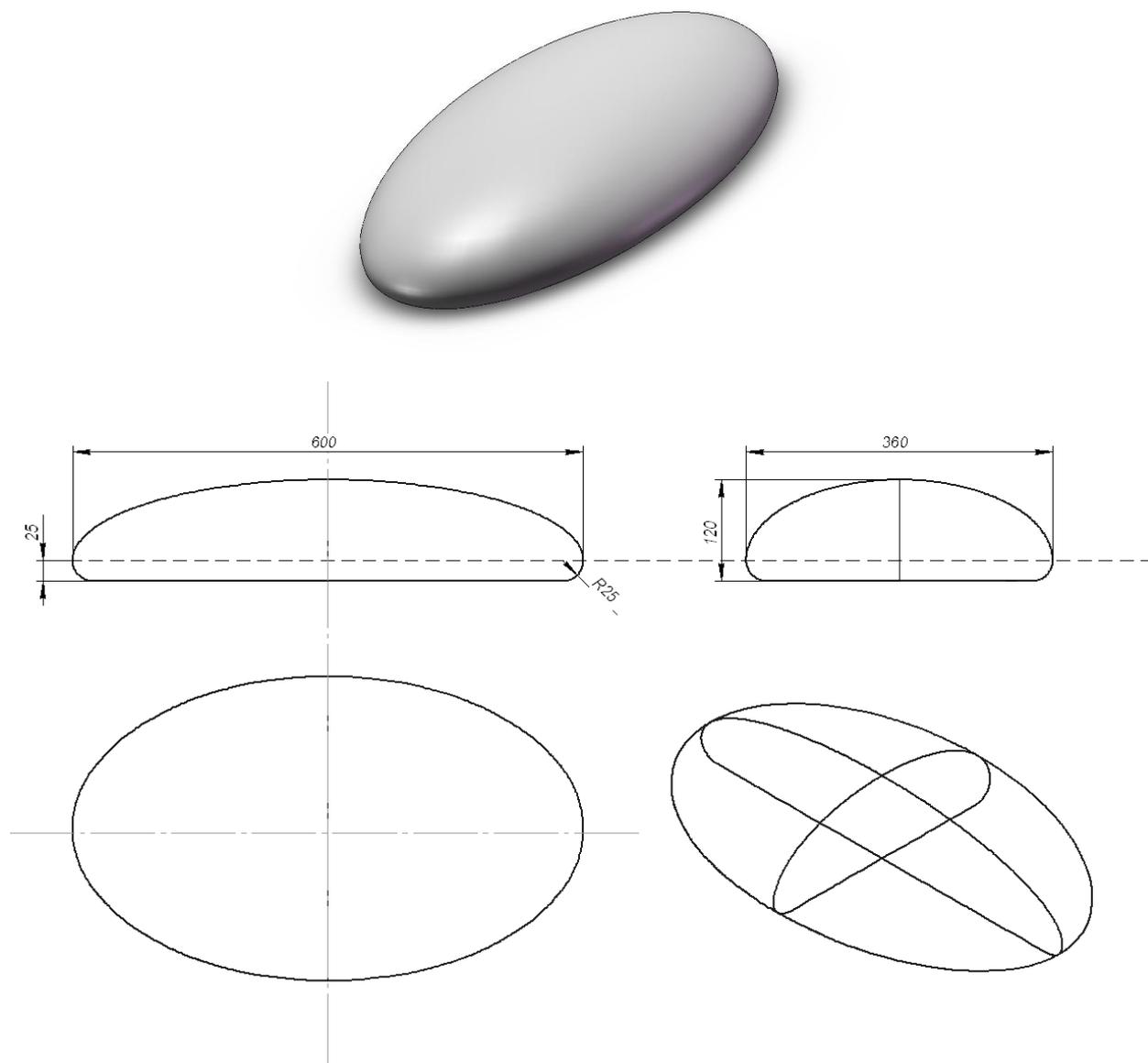


Рис. 3. Внешний вид объекта испытаний.

В ходе испытаний был выявлен ряд весьма интересных особенностей обтекания. Главной отличительной особенностью обтекания данного тела является практически полная

безотрывность. При $\alpha = 0^\circ$ зона отрыва представляет из себя небольшую область вблизи кормовой кромки тела (Рис.4).

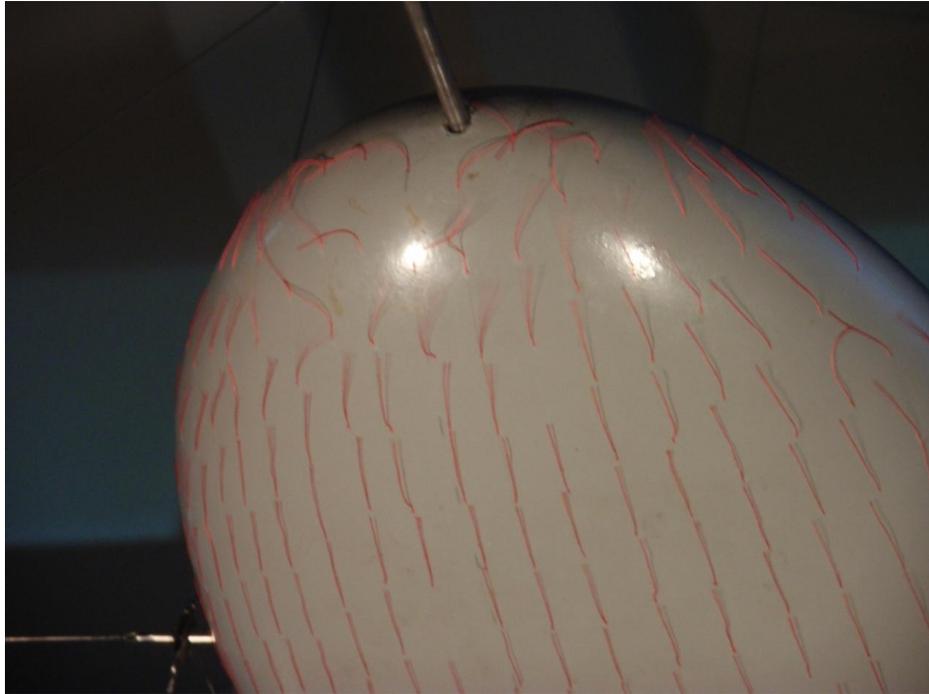


Рис. 4. Кормовая зона отрыва при $\alpha = 0^\circ$.

При увеличении угла атаки начинается интенсивное перетекание потока через боковые кромки тела, что характерно для всех крыльев малого удлинения. При этом образуются два вихря большой интенсивности. Они разгоняют поток, индуцируя дополнительную скорость, направленную вниз. В результате этого кормовая зона отрыва не только не увеличивается, но даже уменьшается (Рис.5). Это хорошо видно при сравнении Рис. 4 и 5.

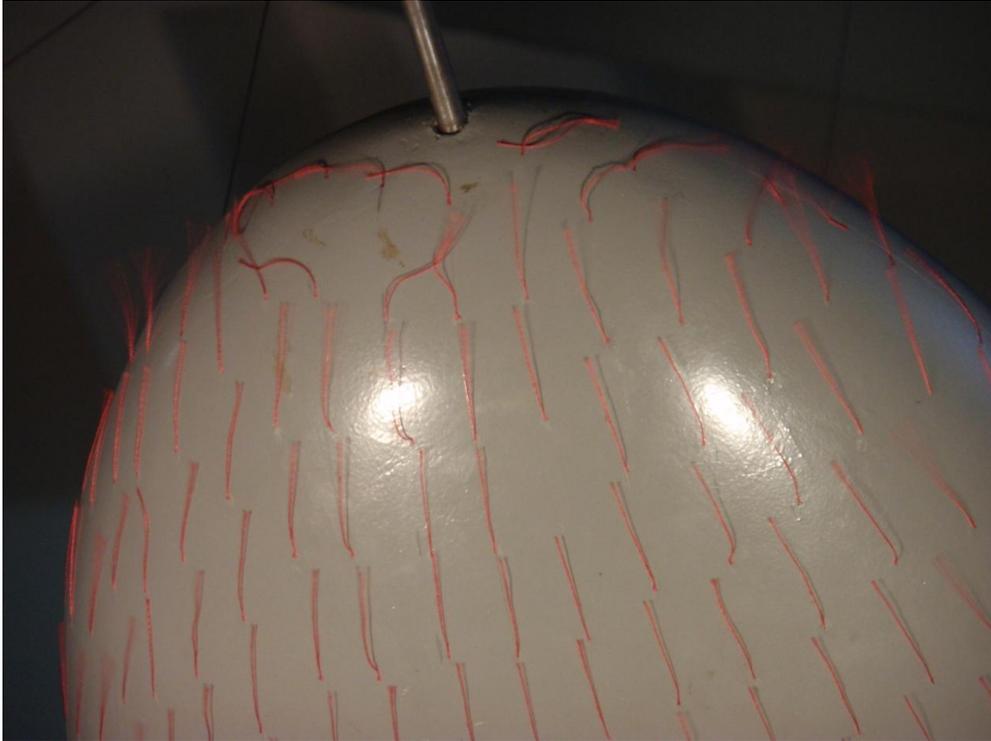


Рис. 3. Кормовая зона отрыва при $\alpha = 10^\circ$.

Кроме того, благодаря индуцированной скорости, происходит более сильное разряжение на верхней поверхности, что приводит к дополнительному приросту подъемной силы. При дальнейшем увеличении угла атаки α интенсивность вихрей возрастает, но крупных зон отрыва не наблюдается вплоть до угла атаки $\alpha = 35^\circ$.

Так как интенсивность вихрей велика, то они наблюдаются на очень большом расстоянии от задней кромки тела. На расстоянии трёх хорд от задней кромки вихри практически не теряют своей интенсивности и лишь немного увеличиваются в диаметре. На Рис. 6 хорошо видны два симметричных вихря, образующихся на боковых кромках тела в районе 0.6 хорды и небольшую локализованную зону отрыва в кормовой части.

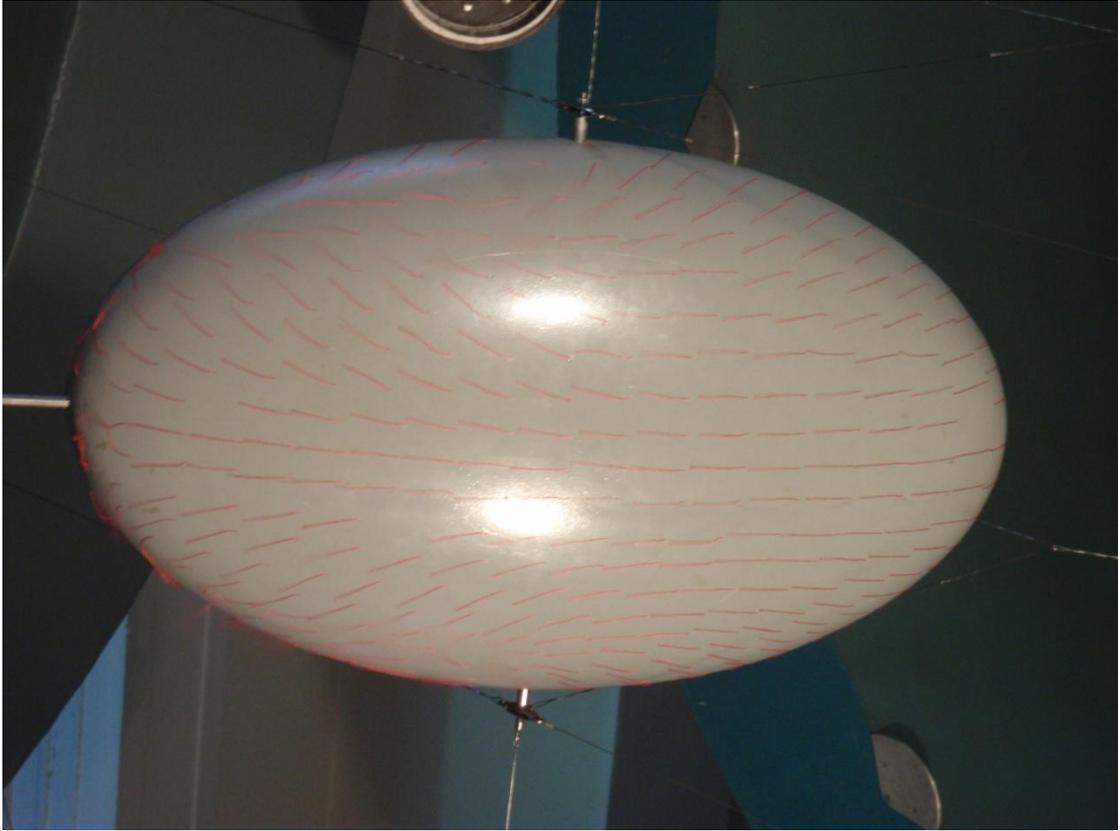


Рис. 6. Картина обтекания верхней поверхности тела при $\alpha = 35^\circ$.

По причине безотрывного обтекания тела коэффициент подъемной силы c_{ya} увеличивается вплоть до угла атаки $\alpha = 35^\circ$ (Рис. 7), причём с возрастающей производной. Предполагается, что критический угол атаки для данного тела расположен в районе 45° . Эта особенность значительно увеличивает безопасность полёта, по сравнению с летательными аппаратами традиционной аэродинамической схемы, так как 80% аварий происходят по причине сваливания самолёта в штопор.

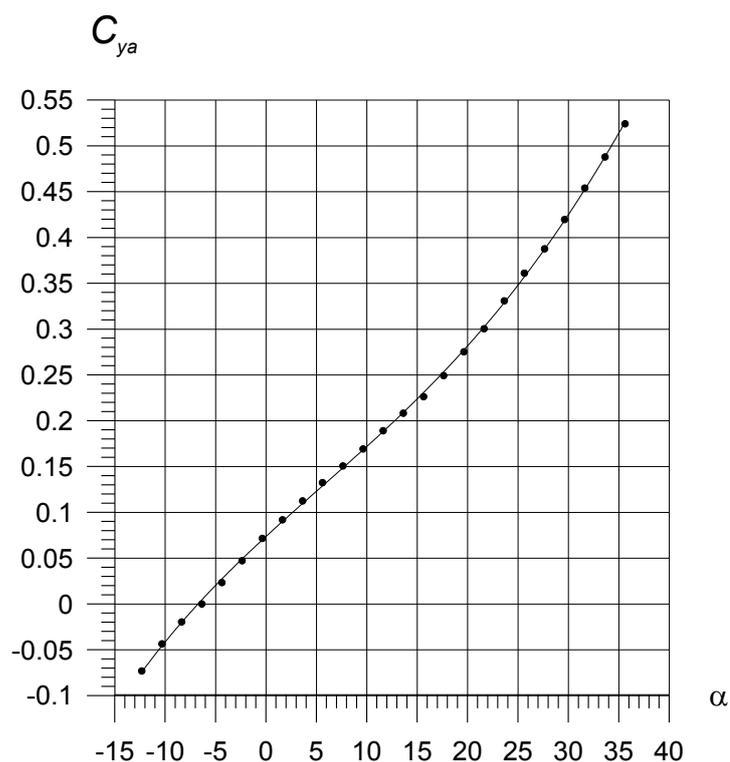


Рис. 7. График зависимости

коэффициента подъемной силы C_{ya} от угла атаки α .

Следует отметить, что на образование двух концевых вихрей большой интенсивности затрачивается значительная энергия. Поэтому с увеличением угла атаки лобовое сопротивление также возрастает (Рис. 8).

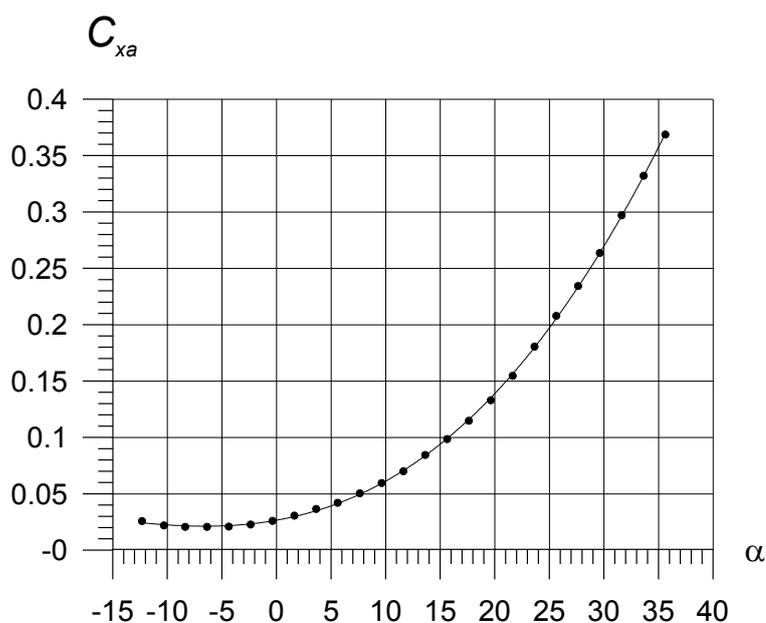


Рис. 8. График зависимости

коэффициента лобового сопротивления c_{xa} от угла атаки α .

Углом максимального качества является угол атаки $\alpha = 4^{\circ}$, так как энергетические затраты на вихреобразование на этом угле минимальны. Естественно, что на крейсерском режиме полёта следует придерживаться этого угла. Низкое качество на больших углах атаки не является принципиальным, так как полёт на этих углах атаки будет происходить только на режимах взлёта и посадки, то есть будет относительно кратковременным. Поляра первого рода показана на Рис. 9.

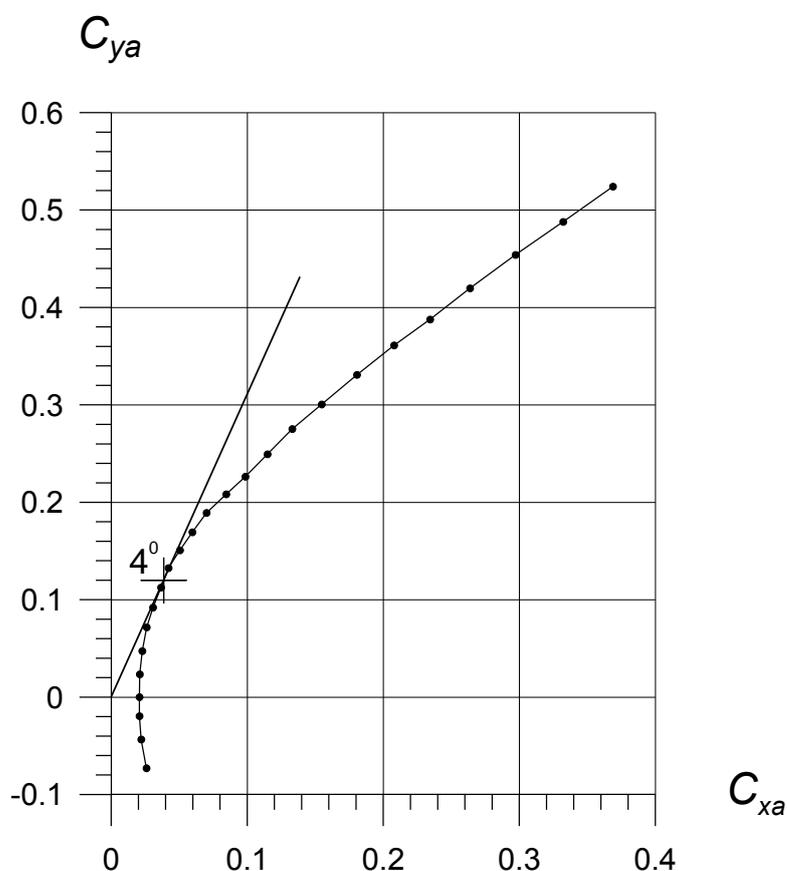


Рис. 9. Поляра первого рода.

Как уже было сказано, максимальное аэродинамическое качество наблюдается при угле атаки $\alpha = 4^{\circ}$ и равно 3.68. Это значительно меньше, чем у дозвуковых современных самолётов, но достаточно много для изолированного фюзеляжа. Качество аэродинамической схемы, основанной на несущем фюзеляже, рассматриваемой формы, можно значительно увеличить путём установки хвостового оперения и мотогондол на пилонах. К тому же,

установка хвостового оперения сделает тело статически устойчивым, сместив аэродинамический фокус ближе к задней кромки .

Ещё одним перспективным методом увеличения качества данной схемы можно считать использование выдува струй с верхней поверхности тела по касательной к образующей тела. Так как верхняя поверхность имеет достаточно большой радиус закругления, то при малой толщине струй можно легко добиться проявления эффекта Коанда – прилипания струй к поверхности. В этом случае произойдёт увеличение скорости потока на обширной части верхней поверхности исследуемого тела (вплоть до задней кромки, где радиус скругления значительно уменьшается). Это приведёт к увеличению интенсивности разряжения на верхней поверхности и, следовательно, к приросту подъемной силы.

Библиографический список

1. Матвеев А.М., Волчков О.Д., Зотов А.А. Транспортные самолеты с аэродинамически несущим корпусом. Полет. 2008. №8, стр. 85-89.
2. Пашковский И. М. «Особенности устойчивости и управляемости скоростного самолета» . Воениздат 1961г.
3. Горшенин Д. С. , Мартынов А. К. «Методы и задачи практической аэродинамики» Машиностроение 1977г.

Сведения об авторах

Андреев Алексей Владимирович - студент Московского авиационного института (государственного технического университета), МАИ, Волоколамское ш., Москва, А-80, ГСП-3, 125993; e-mail: anv.a.b.mai@gmail.com

Кириянов Антон Иванович - аспирант Московского авиационного института (государственного технического университета), МАИ, Волоколамское ш., Москва, А-80, ГСП-3, 125993; email: anton.kiryanov@gmail.com

Пашков Олег Анатольевич - студент Московского авиационного института (государственного технического университета), МАИ, Волоколамское ш., Москва, А-80, ГСП-3, 125993; e-mail: gfon@narod.ru

Старостин Сергей Владимирович - студент Московского авиационного института (государственного технического университета), МАИ, Волоколамское ш., Москва, А-80, ГСП-3, 125993; e-mail: starostin-mai@rambler.ru

Ушаков Никита Владимирович - студент Московского авиационного института
(государственного технического университета), МАИ, Волоколамское ш., Москва, А-80, ГСП-3,
125993;
email: nikita.uschakov@yandex.ru