

Chuck Beaty Rotor Airfoils

Чак Бити Профили лопастей ротора

авторизованный перевод: Mr.TwistAir&гугу Шумейко

Как говорил Бернулли, применяя закон сохранения энергии к потоку жидкости: "Когда несжимаемая и не имеющая вязкости жидкость течет, полное давление в струе остается неизменным". Говоря нормальным языком, при отсутствии трения энергия струи жидкости неизменна. Авиаторы воспользовались выводами Бернулли.

Конечное назначение всех аэродинамических профилей - изменение направления или, точнее, импульса движущейся воздушной массы с минимальными вредными потерями.

Импульс зависит от массы и скорости, это векторная величина, т.е. она имеет направление. Применительно к самолету поток воздуха имеет горизонтальный импульс. Чтобы получить реакцию, которую мы называем подъемной силой, часть притекающей воздушной массы должна получить нисходящий импульс. Подъемная сила - это явление, схожее с отдачей при выстреле.

Начало

Воздушные змеи и ветряные мельницы известны с самых давних времен. Вполне вероятно, что в Китае были воздушные змеи, способные нести человека. Но только в последние сто лет или около того мы постепенно овладевали количественным пониманием того, как это работает.

Сэр Исаак Ньютон, похоже, был одним из первых, кто попытался научно анализировать летательные аппараты, однако его предположения были не вполне верны. Он полагал, что нисходящий импульс получает только воздух, проходящий через лобовое сечение несущей поверхности (хорда, умноженная на синус угла атаки). Т.е. этот импульс зависит только от хорды, скорости и угла атаки. Ему не удалось понять, что на околосвуковых скоростях воздух является несжимаемой жидкостью*, которая ведет себя подобно воде. Поэтому воздух далеко кверху и далеко книзу от несущей поверхности также вовлечен в процесс. Крылья Ньютона должны были быть невозможно большими, чтобы их можно было использовать практически. *Воздух несжимаем при обтекании профиля на малых дозвуковых скоростях. Да-да, про воздушные компрессоры я слышал.

Экспериментаторы ранней поры авиации начинали с плоских пластин в качестве крыльев, но очень скоро поняли, что кривизна повышает эффективность. Наиболее вероятно, что к этому выводу их подтолкнули наблюдения за крылом птицы.

Братья Райт построили собственную аэродинамическую трубу и систематически изучали множество аэродинамических поверхностей, но заблуждались в том, что не учитывали эффект масштаба. Поведение большого крыла очень сильно отличается от поведения меньшего крыла на той же скорости. Чтобы учесть влияние масштаба мы используем коэффициент, называемый числом Рейнольдса¹. Для стандартной атмосферы на уровне моря этот коэффициент равен хорде (в футах), умноженной на скорость потока (в футах в секунду) и умноженной на число 6378. Наружные части лопасти ротора работают при числе Рейнольдса в диапазоне 1-2 миллиона.

Братья Райт проводили свои исследования на очень низких числах Рейнольдса, когда поток всегда ламинарный и тонкие профили работают лучше толстых. Бумажные самолетика не летали бы так хорошо, если бы имели толстые крылья.

Дальнейшие разработки

Когда правительства и университеты начали проявлять интерес к аэронавтике и аэродинамические трубы наконец стали работать с более реалистичными числами Рейнольдса, было установлено, что чем толще профиль - тем лучше. По крайней мере, до толщины около 12% хорды. Высота профиля, равная 12%, дает наилучшее соотношение максимальной подъемной силы и минимального сопротивления. Многие самолеты имеют высоту профиля больше, чем 12%, но это обычно вызвано необходимостью обеспечить конструкционную прочность крыла, нежели аэродинамическими причинами.

Первые правительственные и университетские аэродинамические трубы работали поначалу в области низких чисел Рейнольдса, как и труба братьев Райт. Чтобы достичь чисел Рейнольдса для реального масштаба, требовалось либо продувать большие элементы профилей, либо испытывать уменьшенные элементы на очень высоких скоростях. Ни то, ни другое не было привлекательным. NASA² решил эту дилемму созданием трубы с высоким давлением, которая могла работать при давлении воздуха более 25 атмосфер. Дело в том, число Рейнольдса растет также и пропорционально росту плотности воздуха.

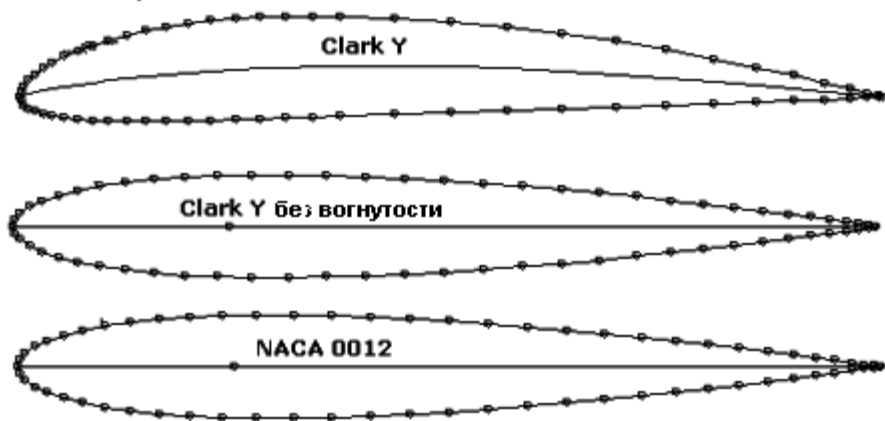


Рис.1

NASA также упорядочил тот хаос в классификации профилей, который сложился из-за того, что свои силы в изучении профилей пробовали все, кому не лень. Лаборатории Германии, Франции, Италии, Британии, США и т.д. испытывали множество профилей, которым присваивались номера и названия, не имевшие смыслового значения, а просто отражавшие порядковые номера в экспериментах.

NASA выбрал несколько лучших профилей того времени, таких, как Clark Y и Göttingen 398, и выяснилось, что если убрать выпукло-вогнутость и привести профили к одной толщине, то все они оказываются практически идентичными³. См. рис. 1.

Результатом будет профиль NACA 0012, который может быть описан математически и который легко преобразуется в профиль любой другой толщины простой заменой коэффициента в уравнении, описывающем поверхность. Таким образом, толщина профиля и его выпукло-вогнутость были разделены по их влиянию на характеристики. Появилась возможность систематизации профилей, нечто вроде библиотечной системы Дьюи⁴.

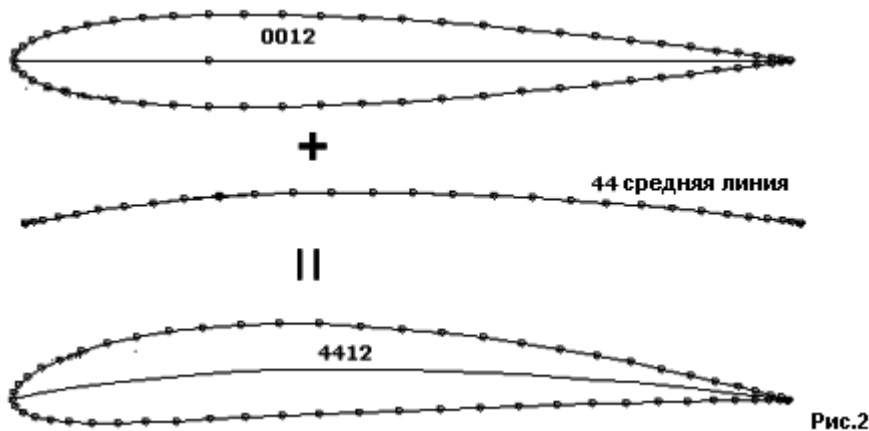
Первый разряд номера профиля указывает на выпукло-вогнутость средней линии в процентах от хорды. Вторая - расстояние точки наибольшей выпукло-вогнутости от передней кромки в десятых от хорды. Последние два разряда показывают толщину профиля в процентах от хорды. Средние линии, используемые в 4-разрядных профилях NASA также определены математически.

Так, NASA 4412, великолепный профиль для самолетного крыла, имеющий весьма высокий коэффициент подъемной силы и благоприятную картину срыва, имеет наибольшую выпукло-вогнутость, равную 4% хорды, расположенную на 40% хорды от передней кромки. Толщина профиля, соответственно, равна 12% хорды. См. рис. 2.

Вращающиеся крылья

Лопастей ротора - тонкие и длинные, в отличие от крыльев самолета, и, в силу этого, являются гибкими на кручение. Профили с сильно выраженной выпукло-вогнутостью, которые хорошо работают в воздушных винтах, были бы источником катастроф при использовании в несущем винте.

Средняя линия профиля 44-й серии (рис. 2) своей формой напоминает пластину венецианских жалюзи. При движении сквозь воздух на большой скорости, такой профиль будет, имея высокий отрицательный осевой момент, около -0.1 (по американской системе - МТ), стремиться довернуться на пикирование.



Исходя из опубликованных коэффициентов профиля, можно рассчитать усилие от осевого момента:

Осевой момент = $(\rho * V^2 / 2) * \text{площадь} * \text{хорда} * \text{коэффициент осевого момента}$, где

ρ = плотность воздуха, 0.0023 на уровне моря

V = скорость, фут в секунду

Результатом расчета будет осевой момент в футах на фунт.

Лопасть с профилем NASA 4412 и хордой 7 дюймов будет иметь отрицательный осевой момент, равный почти 33 фута на фунт при скорости законцовки 400 футов в секунду для ротора диаметром 23 фута. На высоких скоростях такой аппарат скорее всего будет затягиваться в пикирование, из

которого, в зависимости от жесткости лопастей на кручение, может и не выйти.



NACA 4412 с отогнутой задней кромкой для создания нулевого осевого момента

Рис.3

Профиль NACA 4412 мог быть использован для лопастей несущего винта при наличии отогнутой задней кромки, она выполняла бы такую же роль, как руль высоты у самолета. Умеренный отгиб задней кромки необходим, хотя он и уменьшает подъемную силу и, таким образом, снижает преимущества, получаемые за счет выпукло-вогнутости профиля. Рис.3 показывает профиль 4412 с задней кромкой, отогнутой вверх для создания нулевого осевого момента. Такой нулевой момент необходим также для аппаратов типа "летающее крыло".

Форма средней линии определяет моментные характеристики профиля и угол нулевой подъемной силы, а также оказывает значительное влияние на характер срыва.

Аэродинамический фокус

Центр давления (ЦД) профиля - это точка, к которой приложена суммарная аэродинамическая сила. Для большинства профилей она находится в районе 25% хорды от передней кромки. В случае лопасти несущего винта, которая подвержена быстрым циклическим изменениям аэродинамической силы, эту точку правильнее рассматривать как несколько растянутое по хорде пятно, средняя точка которого находится в районе 25% хорды. См. рис.4.

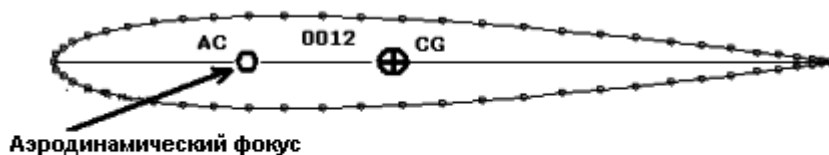


Рис.4

Если лопасть имеет заднюю центровку, т.е. центр тяжести лопасти находится позади отметки 25% хорды, лопасть в потоке стремится поднять нос, что еще более увеличивает усилие, поднимающее нос лопасти. Т.е., если центровка чересчур задняя, лопасть будет подвержена флаттеру. Если флаттер не возникает, то ротор будет просто неустойчив по углу атаки. Восходящий поток будет вызывать увеличение угла атаки ротора. Пилоты описывают такое поведение как "вспухание".

Напротив, излишняя перебалансировка лопасти, при которой ЦТ находится впереди отметки 25% хорды, может усиливать устойчивость ротора. Излишняя перебалансировка мягкой на кручение лопасти может приводить к тому, что ротор станет настолько устойчивым, что он перестанет реагировать на что-либо, включая движения ручкой управления. Однако перебалансировать ротор до такой степени с помощью внутренних грузов практически невозможно, для этого понадобились бы внешние грузы.

Лопастей ротора Сиервы

Самая ранняя стадия развития автожиров наравне соединяла в себе науку и импровизацию. Сиерве приходилось "играть на слух", параллельно развивая научную составляющую. В первом автожире использовался профиль Eiffel 106, который был явно симметричным. Поверхностным поиском в Интернете мне не удалось обнаружить его координаты.

Следующим был Göttingen 430, профиль с резко выраженной выпуклостью-вогнутостью и сильным отрицательным осевым моментом, который, как считается, стал причиной обрыва лопасти на одной из машин вследствие циклического изгиба силового набора лопасти. После этого Сиерва в течение нескольких лет неизменно использовал профиль Gö 429. Этот почти симметричный профиль имеет характеристики, практически аналогичные профилю NACA 0012. Профили Gö 429 и 430 показаны на рис. 5.

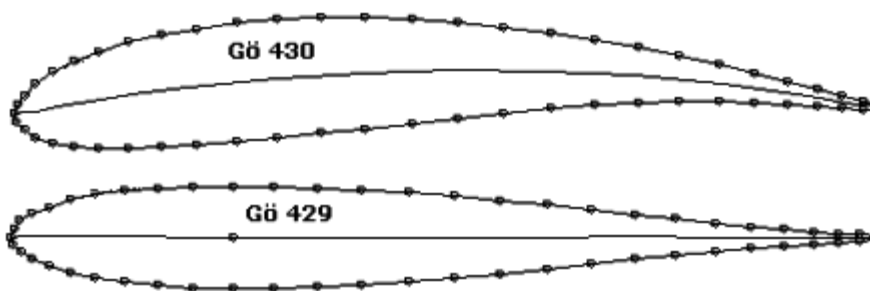


Рис.5

После этого, около 1930 года был опробован профиль RAF 34. Это умеренно выпукло-вогнутый профиль с отогнутой задней кромкой, который был разработан специально для винтокрылых. Он показывает довольно приличные параметры при компьютерном анализе, но Сиерву он очевидно не

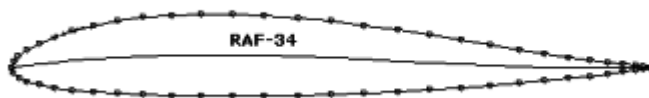


Рис.6

устроил (рис.6).

С внедрением непосредственного управления на автожире С-30, Сиерва переключился на профиль Gö-606, так же, как это сделали Питкертн и Келлетт в США. Мне не удалось найти эскиз этого профиля, но я видел его на нескольких экземплярах автожира С-30. Это умеренно выпукло-вогнутый профиль, напоминающий RAF-34, но без отогнутой задней кромки. Он имел некоторый отрицательный осевой момент, и по меньшей мере один автожир С-30 был потерян при снижении на высокой скорости, когда, возможно, ручка управления встала на задний упор по тангажу. Циклический изгиб профиля с отрицательным осевым моментом создает своего рода встроенную "тарелку автомата-перекоса", которая заваливает диск ротора на пикирование.

Профили с отрицательным осевым моментом также могут вызывать неустойчивость относительного положения ручки по тангажу в зависимости от скорости. У правильно разработанных профилей ручка должна уходить вперед с ростом скорости. Проблему отрицательного осевого момента пытались решать установкой отогнутых вверх триммерных пластин на задней кромке. На автожирах Kellett

КД-1 и поздних моделях автожира С-30 эти пластины занимали наружную треть задней кромки лопасти. Более поздние автожиры, выпущенные перед тем, как Вторая Мировая война остановила их выпуск, использовали профиль NACA 23012 (рис. 7).



Рис.7

Профиль 23012 использует распределение толщины по хорде, соответствующее профилю 0012 в сочетании со средней линией, сильно отличающейся от линий, характерных для 4-разрядных профилей. Опыты, проведенные NACA с 4-разрядными сериями профилей, показали, что коэффициент подъемной силы увеличивается при смещении точки наибольшей выпукло-вогнутости вперед или назад от средней точки хорды (видимо, имеется в виду точка 25% - МТ). Смещение назад не представляет интереса, т.к. при этом существенно увеличивается осевой момент. Смещение в сторону носка дает наибольшее увеличение подъемной силы при минимальном изменении осевого момента.

Для удобства работы с преимуществами сдвинутой вперед выпукло-вогнутости NACA внедрил 5-разрядную систему обозначений профилей в дополнение к существующей 4-разрядной. Распределение толщины профиля по хорде в ней такое же, но для средних линий хорды были разработаны новые серии, обозначаемые 210, 220, 230, 240 и так далее.

Первый разряд здесь обозначает расчетный коэффициент подъемной силы как $3/2$ от расчетного коэффициента подъемной силы, выраженного в десятых долях. Умно, не правда ли? Следующие два разряда обозначают расположение точки наибольшей выпукло-вогнутости от передней кромки, выраженное в процентах, умноженных на 2. К примеру, 210 обозначает, что точка наибольшей выпукло-вогнутости находится на расстоянии 5% хорды от передней кромки ($2 \times 5\% = 10$), 230 - на расстоянии 15% и т.д. Средняя линия таких профилей является прямой от точки наибольшей выпукло-вогнутости до задней кромки.

Профиль 23012 превосходно подходит для автожиров, он обладает высоким коэффициентом подъемной силы и низким сопротивлением. Его осевой момент равен -0.014 , это настолько мало, что в большинстве случаев может не учитываться. Однако запуск такого ротора от руки затруднителен из-за резкой картины срыва.

Эра Бенсена

Бенсен начал с лопастей, изготовленных из фанеры с профилем NACA 0012, но запуск такого ротора от руки был трудным. К тому же Бенсен хотел, чтобы профиль имел плоские поверхности для упрощения постройки ротора самодельщиками. Для решения обеих этих проблем он разработал то, что называл профилем Vensen G-2.

Лопастей с профилем Bensen G-2 имели среднюю линию, характерную для профилей серий НАСА 240 или 250. Задние 3/4 их обшивок были плоскими фанерными. Задняя кромка была отогнута вверх за счет выступа нижней обшивки. Этот отгиб превышал необходимый для создания нулевого осевого момента, однако вполне прилично выполнял свою задачу.

Избыточный отгиб задней кромки фанерных лопастей делает запуск ротора от руки очень легким. Лопастей устанавливались на коромысло с очень небольшим углом установки, и по мере разгона ротора носок лопасти автоматически закручивался вверх, создавая оптимальный полетный угол установки. Этот отгиб также приводит к ограничению максимальной скорости. Угол взмаха увеличивается с ростом скорости так, что ручка управления достигнет переднего упора на скорости чуть больше 100 кмч.

Два автожира, получившие сертификат типа в эпоху Бенсена, Air&Space 18-A и McCulloch J-2, использовали симметричный профиль на лопастях ротора. Для 18-A это был профиль НАСА 0012 и для J-2 - профиль НАСА 0015. Возможно, главной причиной использования симметричных лопастей была их доступность, хотя в случае 18-A, по крайней мере, 0012 был вполне приличным профилем. Профиль 0015 имеет довольно высокое сопротивление, хотя я и многие другие во Флориде налетали на снятых с вооружения лопастях вертолетов Hughes-269 (TH-55) и Hughes OH-6 с профилем НАСА-0015 сотни, а может быть, даже тысячи часов. Это были лопасти, сравнимые по характеристикам с нынешними металлическими, только запуск их от руки был невозможен.

Бенсен в конце концов перешел на металлические лопасти, используя профиль, в основе которого лежал НАСА 8Н12. Буква Н (helicopter) указывает на вертолетное назначение, 12 – относительная толщина профиля (рис. 8).

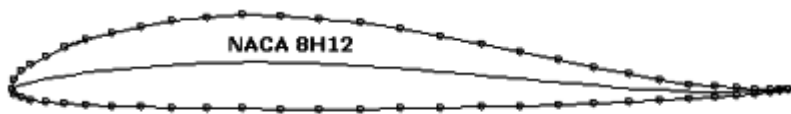


Рис.8

НАСА начал исследования ламинарных профилей примерно около 1940 года, возможно, только после того, как были разработаны аэродинамические трубы с очень низкими уровнями турбулентности. Имеются в виду не только проблемы ламинарного потока вокруг профиля, но и проблемы турбулентности самого воздушного потока в трубе. Ламинарные профили имеют более острый носок, чем стандартные профили, и максимальная высота профиля больше смещена к задней кромке.

Профиль 8Н12 был разработан для улучшения характеристик ранних вертолетов, но не помог в этом. Профиль НАСА 0012 имеет перед срывом более высокий коэффициент подъемной силы, его сопротивление не выше, чем у других. И его легче изготавливать.

Однако профиль 8Н12 является вполне адекватным для автожиров, особенно, если ручной запуск является обязательным условием. Срыв у него вполне благоприятный, скорее мягкий, чем резкий. Характер срыва на лопастях ротора определяет только возможность запуска ротора от руки и не влияет на безопасность полетов. Корневая часть отступающей лопасти всегда находится в срыве, зона которого расширяется с ростом скорости полета. НАСА проводил фотографирование срывных

явлений на отступающей лопасти автожира Kellett KD-1 до скоростей, при которых в срыве находилось до 60% размаха лопасти.

Бенсен модифицировал профиль 8Н12, сделав его нижнюю поверхность плоской. Нижняя обшивка лопастей Бенсена имела толщину 1.27 мм и частично воспринимала нагрузку.

Что серьезно ухудшало характеристики металлических лопастей Бенсена, так это сегментированная верхняя обшивка. Гибкость лопасти по размаху желательна, поскольку уменьшает нагрузки и делает полет "мягче". Но щели между сегментами обшивки должны быть закрыты. В противном случае лопасть превращается в центробежный насос, съедающий несколько лошадиных сил на бесполезное перекачивание воздуха от центра к законцовкам.

¹⁾Осборн Рейнольдс (Osborne Reynolds), 1842-1912. Британский физик и математик. Пионер в области механики жидкостей.

²⁾National Advisory Committee for Aeronautics - Национальный наблюдательный комитет по авиации. Учрежден Конгрессом США в 1915. В 1958 преобразован в NASA (National Air&Space Agency - Национальное Аэрокосмическое Агентство) .

³⁾Большое количество данных по аэродинамическим профилям можно найти на сайте Университета штата Иллинойс: http://www.aae.uiuc.edu/m-selig/ads/coord_database.html

4)Классификация Дьюи (Dewey Decimal Classification, DDC, также называется Dewey Decimal System) - патентованная система библиотечной классификации, разработанная М.Дьюи (Melvil Dewey) в 1876 году. С тех пор неоднократно модифицировалась, претерпев 24 больших ревизии, последняя - 2004 год.