

Параметры боковой устойчивости модели с сильноизогнутым профилем и с LDA-профилем.

Крыло является самой важной частью модели планера. Оно создает более 99% подъемной силы, играет большую роль в боковой устойчивости модели. Применение новых слабоизогнутых профилей (так называемые LDA-профили) внесло изменение в поведение модели на режиме планирования. Модель также стала более чувствительной к расходам руля направления и относительной перебалансировки левой и правой консолей крыла.

Приведу один из случаев своих запусков модели с LDA-профилем. Отмечу, что турбулизатор наклеен на 7% хорды от передней кромки. При более задних положениях турбулизатора моделью вообще было невозможно управлять на леере – малейший крен или разворот и модель сваливалась в спираль. Причем могла сваливаться как вправо, так и влево. С наклеенным впереди турбулизатором, поведение на леере стало вполне устойчивым. Был отлажен старт и другие регулировки. И вот после нескольких удачных стартов происходит следующее. При завершении вертикального прострела и перехода в горизонтальный полет через пару секунд происходит кренение модели на внутреннее крыло и переход в глубокую спираль. Модель резко теряет высоту. Постепенно крен выравнивается и примерно через 30 секунд на высоте метров 40 модель успокаивается и продолжает полет, как ни в чем не бывало. Но высоты уже нет... В принципе на это можно было бы не обращать внимания и списать все на случай, если бы подобное поведение периодически не повторялось. Причем нельзя сказать, что в такие моменты были какие-либо ошибки в старте или «кривой» выход модели. Пришлось взяться за расчеты и разобраться в ситуации. Предлагаю вместе со мной рассмотреть некоторые вопросы боковой устойчивости модели планера.

Геометрия крыла.

Рассмотрим крыло со следующими геометрическими параметрами (рис.1): размах – 2300 мм, длина центроплана – 700 мм, корневая хорда – 150 мм, хорда на изломе – 130 мм, концевая хорда – 100 мм. Данное крыло имеет площадь 29.95 дм² и удлинение 17.66. Угол v-образности "уха" – 16.8 градусов. Передняя кромка не имеет стреловидности.

Для упрощения расчетов и получения предварительных выводов примем, что крыло имеет

симметричную геометрическую крутку: центроплан 0° – не закручен, «ухо» имеет изменяющуюся по линейному закону крутку от 0° на изломе до -1° на законцовке.

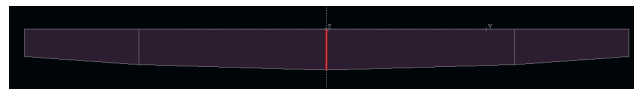


Рис. 1. Проекция крыла на горизонтальную плоскость.

Отрицательная крутка соответствует поднятой вверх задней кромке крыла относительно передней кромки. Аэродинамическая крутка отсутствует.

1. Крыло с сильноизогнутым профилем.

Для начала проведем расчеты крыла с сильноизогнутым профилем SE08 (рис. 2). Модели с таким профилем хорошо отлетаны, их поведение достаточно подробно изучено.

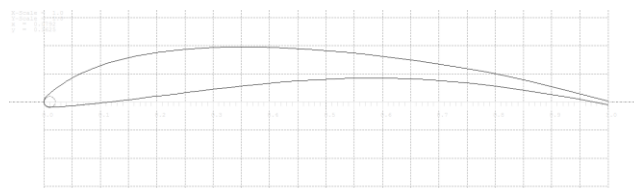


Рис. 2. Профиль SE08.

Поляры профиля SE08 рассчитаем для следующих чисел Рейнольдса: 24000, 30000, 40000, 50000 (рис. 3). Параметры потока следующие: плотность 1,185 кг/м³, динамическая вязкость 1.83e-05 Па·с, степень турбулентности набегающего потока 5%.

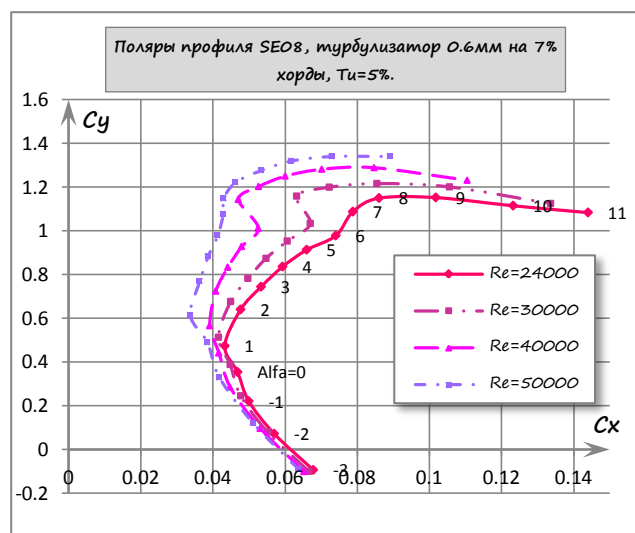


Рис. 3. Поляры профиля SE08.

Расчет циркуляции.

После того, как вычислены поляры профиля крыла бесконечного размаха можно приступить к расчету обтекания заданного крыла. Для этого необходимо

рассчитать распределение циркуляции по размаху. То есть решить два уравнения. В первом уравнении вычисляется индуцированная скорость от влияния вихревой пелены.

$$V_y = \frac{1}{4\pi} \int_{-l/2}^{l/2} \frac{d\Gamma}{\zeta - z} d\zeta \quad (1)$$

А второе уравнение называется уравнением связи – оно связывает характеристики профиля с циркуляцией.

$$\Gamma = \frac{C_y}{2} bV \quad (2)$$

Первое уравнение содержит разрывную подинтегральную функцию и без упрощения не может решиться численным методом. Чтобы можно было рассчитывать индуцированную скорость в нелинейной области зависимости C_y по углу атаки, воспользуемся подходом, описанным в статье [1]. Вкратце суть подхода в следующем. Крыло вдоль размаха разбивается на участки. Предполагается, что на каждом участке приточная циркуляция изменяется линейно, а циркуляция – по квадратичному закону. При таком допущении интеграл в формуле (1) можно решить аналитически и задача существенно упрощается. В наших расчетах для упрощения мы будем считать, что вихревая пелена направлена вдоль продольной оси модели и имеет такую же U-образную структуру, что и крыло. Также считаем, что вся подъемная сила модели создается крылом, а сопротивление всех остальных частей модели составляет 5% от сопротивления крыла. При таких условиях скорость полёта модели можно вычислить из условия равенства полной аэродинамической силы крыла (с учетом дополнительного сопротивления) и веса модели.

$$G_m = \sqrt{Y_{кр}^2 + (1,05 \cdot X_{кр})^2} \quad (3)$$

Задавая различные значения угла атаки невозмущенного потока и решая совместно уравнения (1)-(3), получим распределение аэродинамических сил по размаху крыла и различные скорости снижения.

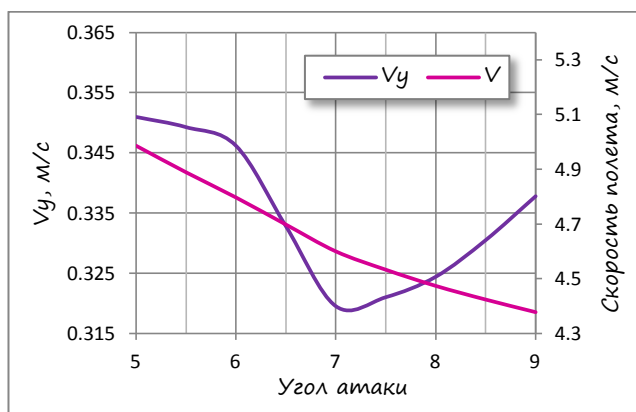


Рис. 4. Скорость снижения и полёта модели с профилем SE08.

Чтобы немного упростить задачу, предполагаем, что модель совершает прямолинейный полет. Вначале

определим наивыгоднейший угол атаки на планировании. Угол скольжения при этом 0 градусов. На рис. 4 показана зависимость вертикальной скорости снижения и скорости полёта для модели весом 410 грамм.

Из рисунка видно, что минимальная скорость снижения достигается при угле атаки невозмущенного потока 7.1°. Почему угол атаки именно невозмущенного потока? Потому что вследствие различной величины скоса потока в каждом сечении крыла будет свой угол атаки, несколько меньший, чем невозмущенного потока. На режиме наивыгоднейшего планирования скорость модели составит 4.599 м/с, вертикальная скорость 0.3195 м/с. Время планирования с высоты 50 м при этом составит 156 сек. Также из рисунка видно, что при балансировке на больших углах атаки скорость полёта будет ниже.

Система координат.

Так как в дальнейших расчетах мы будем оперировать не только силами, но и моментами этих сил относительно осей системы координат, то нам необходимо определиться с самой системой. Воспользуемся рекомендациями книги [2] и будем использовать полусвязанную систему координат, которая показана на рис. 5. Там же показаны положительные значения углов, моментов и угловых скоростей.

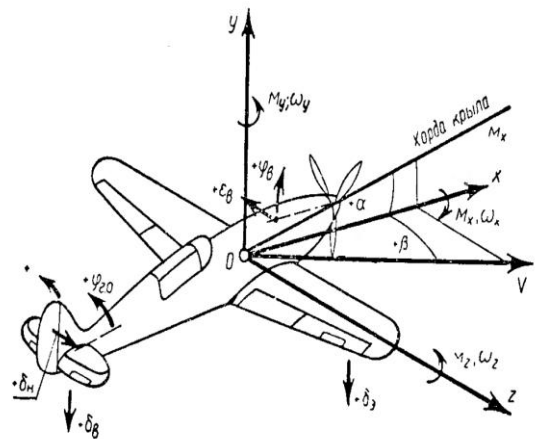


Рис. 5. Полусвязанная система координат.

Боковая устойчивость.

Для нормального полёта необходимо, чтобы модель была устойчива как в продольном направлении, так и в боковом направлении. В продольном направлении устойчивость модели обеспечивается необходимым соотношением между площадью крыла, стабилизатора и горизонтальным плечом. Нас будет интересовать боковая устойчивость. Устойчивость вокруг осей X и Y составляет в комплексе боковую устойчивость. Рассматривать их изолированно нельзя, так как в полете всякий поворот сопровождается креном, а всякий крен приводит к повороту. На степень боковой устойчивости в основном оказывает влияние крыло и вертикальное

оперение. Надо отметить, что вопросы боковой устойчивости моделей при полетах на малых скоростях ещё мало изучены.

В наших расчетах примем, что влияние фюзеляжа на моменты рысканья и крена незначительно ввиду его небольшого размера. Тогда коэффициент момента рысканья модели:

$$m_y = m_{y_{кр}} + m_{y_{во}} \quad (4)$$

А момент крена:

$$m_x = m_{x_{кр}} \quad (5)$$

Расчет моментов по углу скольжения.

Для дальнейших расчетов нам необходимо получить зависимости коэффициентов моментов m_x и m_y от угла скольжения β . Поэтому для полета модели на скорости 4.599 м/с и угле атаки 7.1° будем задавать различные углы скольжения и вычислять аэродинамические характеристики: проекции аэродинамической силы на оси и моменты этих сил. Положительным углом скольжения соответствует набегание потока справа (см. рис. 5). На рис. 6 представлены коэффициенты момента рысканья крыла, вертикального оперения и суммарный момент. Коэффициент момента $m_{y_{во}}$ вычислялся для площади кия 0,0065 м², плечо 0,72 м, профиль NACA0006, приблизительное число $Re=19000$. Зависимость $C_{y_{во}}(\alpha)$ вычислялась в программе Xfoil и исправлялось на удлинение кия $\lambda=1,5$. Считаем, что угол атаки на вертикальном оперении равен углу скольжения β , тогда из зависимости $C_{y_{во}}(\beta)$ можно определить боковую силу на киле $Z_{во}$ и вычислить момент этой силы относительно оси Y. При положительных β крыло создает положительный момент по курсу, т.е. чистое крыло без вертикального оперения неустойчиво по курсу. При этом из рис. 6 видно, что примерно на угле скольжения 12-15 градусов на правой консоли крыла начинает появляться срыв потока, что приводит к выполаживанию кривой $m_{y_{кр}}(\beta)$.

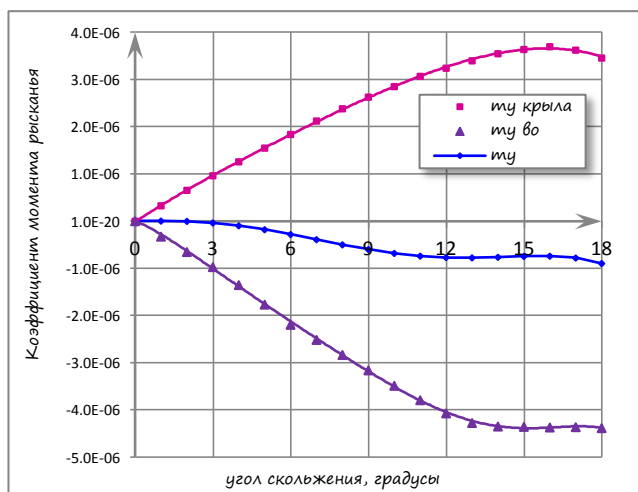


Рис. 6. Моменты рысканья модели с профилем SE08.

Рассмотрим, какие процессы при обтекании крыла приводят к такому поведению зависимости $m_{y_{кр}}(\beta)$. На рис.7 показана зависимость угла атаки при $S_{мах}$ (критического угла атаки) в каждом сечении крыла, а также нанесена кривая фактических местных углов атаки в сечении при угле скольжения 14° и 16°. Из рис.7 видно, что при положительных углах скольжения в средней части правого «уха» резко возрастает местный угол атаки. И при угле скольжения 14° местный угол атаки в сечении, расположенном в первой трети размаха «уха» от излома, достигает критического значения. То есть в этом месте начинается срыв потока. А при угле скольжения 16° практически половина «уха» находится в зоне срыва. Также из рис.7 видно, что критический угол атаки не постоянен, а уменьшается от центра к законцовкам крыла. Это связано с тем, что к законцовкам хорда и, следовательно, число Re уменьшаются. А с уменьшением числа Re срыв потока достигается при меньших углах атаки (см. поляры профиля на рис.3). Именно наличие зоны срыва на «ухе» приводит к выполаживанию кривой $m_{y_{кр}}(\beta)$.

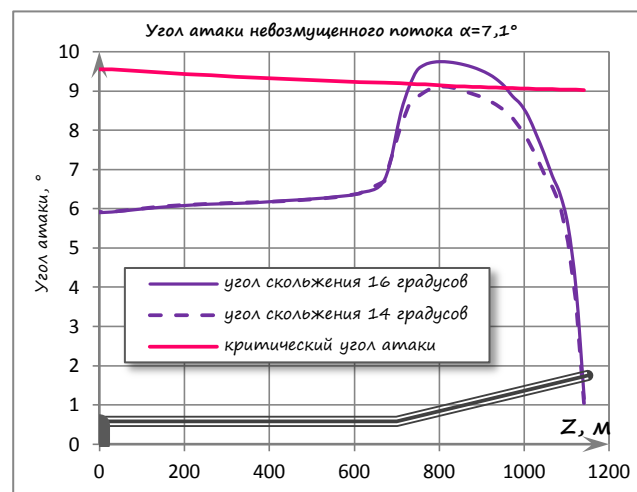


Рис.7. Местный угол атаки по сечениям правой консоли крыла (профиль SE08)

Хотелось бы еще обратить внимание на рис.6 и суммарную зависимость $m_y(\beta)$. Из рисунка видно, что от 0° до 2° угла скольжения модель имеет нейтральную устойчивость по курсу (кривая $m_y(\beta)$ не имеет наклона). Напомню, что мы рассматриваем прямолинейный полет и руль направления на вертикальном оперении не отклонен. Отклоненный на вираж, руль направления искривит профиль кия, и несколько увеличит $C_{y_{во}}^{\alpha}$ кия, а это в свою очередь увеличит наклон кривой $m_{y_{во}}(\beta)$ и, соответственно $m_y(\beta)$. То есть благотворно повлияет на курсовую устойчивость модели. С 3° до 11° угла скольжения модель устойчива по курсу – кривая $m_y(\beta)$ имеет отрицательный наклон.

Теперь перейдем к параметрам устойчивости по крену. При положительных β крыло создает отрицательный момент по крену, т.е. крыло является устойчивым по крену (рис.8).



Рис.8. Момент по крену модели с профилем SE08.

Из рис.8 видно, что наличие зоны срыва не так сильно влияет на $m_{x_{кр}}$ – наклон кривой $m_{x_{кр}}(\beta)$ меньше выполаживается при больших углах скольжения. Это может быть связано с тем, что вблизи критических углов атаки C_u профиля слабо меняется. Даже на закритических углах C_u падает незначительно. А вот коэффициент сопротивления профиля C_x вблизи $C_{u_{max}}$ и в срывной зоне начинает стремительно расти, что, возможно, и приводит к большему влиянию на $m_{y_{кр}}(\beta)$.

Из графиков на рис.6 и 8 видно, что модель с профилем SE08 имеет отрицательные значения $m_y(\beta)$ и $m_x(\beta)$ при положительных β . То есть обладает статической устойчивостью по курсу и крену. Так как модель должна обладать еще и динамической устойчивостью, то эти условия хоть и являются необходимыми, но не являются достаточными условиями. Модель также должна обладать спиральной и колебательной устойчивостью. Так как границы колебательной устойчивости лежат далеко для существующих параметров модели [2], то рассмотрим критерии спиральной устойчивости.

Условие спиральной устойчивости.

Для определения степени спиральной устойчивости, можно воспользоваться рекомендациями книги [2]. Согласно ей спиральной неустойчивости можно избежать, если будет выполняться условие.

$$m_x^\beta > \frac{-0.2 \cdot C_y}{-0.02 \cdot C_y^2 + 2 \cdot m_{y_{во}}^\beta \cdot \bar{L}_{во}} \cdot m_y^\beta \quad (6)$$

Так как наши зависимости коэффициентов моментов имеют не совсем линейный характер (см. рис.6), то перейдем от производных моментов к самим моментам:

$$m_x > \frac{-0.2 \cdot C_y}{-0.02 \cdot C_y^2 \cdot \beta + 2 \cdot m_{y_{во}} \cdot \bar{L}_{во}} \cdot m_y \quad (7)$$

Как видно из выражения (7), левая часть равна моменту крена модели, а для вычисления правой части необходимо момент рысканья модели умножить на коэффициент, который зависит от коэффициента подъемной силы крыла и параметров вертикального оперения. Вообще, физический смысл выражения (7)

состоит в том, что момент крена m_x модели должен быть в разы больше, чем момент рысканья m_y . Это связано с тем, что если модель будет иметь слишком большую поперечную устойчивость (большой M_y), то скольжение будет ликвидироваться гораздо быстрее, чем M_x сможет ликвидировать крен. Но раз нет скольжения, не будет и восстанавливающего момента вокруг оси x , и, раз накренившись, модель будет непрерывно увеличивать крен и опускать нос. То есть такая модель будет спирально неустойчива.

На рис.9 показаны зависимости левой и правой частей выражения (7) по углу скольжения β . Видно, что правая часть (синяя кривая) существенно выше левой части (красная кривая). Таким образом, условие спиральной устойчивости выполняется.

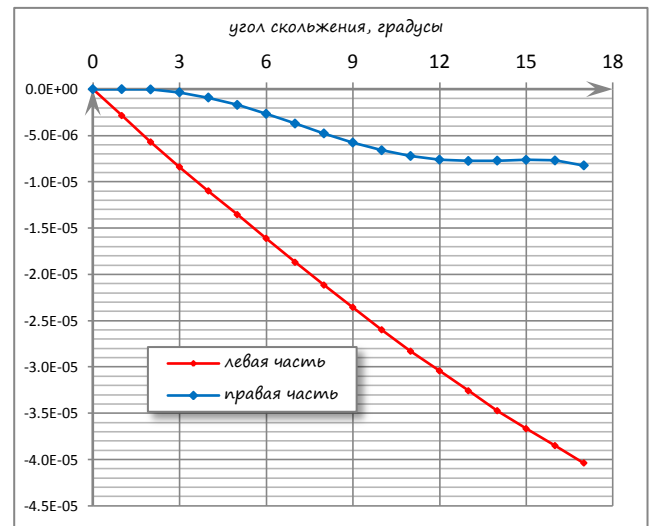


Рис.9. Критерии спиральной устойчивости модели с профилем SE08.

Вот мы и рассмотрели параметры боковой устойчивости модели с крылом, имеющим сильноизогнутый профиль. Теперь самое время перейти к рассмотрению крыла со слабоизогнутым LDA-профилем.

2. Крыло с LDA-профилем.

В качестве профиля выберем LDA-профиль AS08 (рис.10). В качестве турбулизатора будем использовать нить диаметром 0.6 мм, расположенную на 60% хорды от передней кромки.

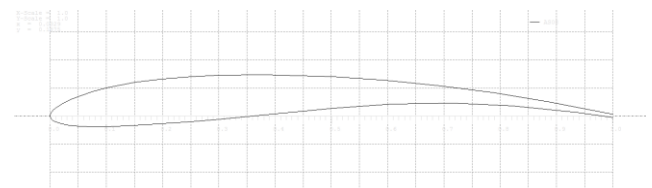


Рис.10. Профиль AS08.

Поляры профиля.

Далее необходимо рассчитать поляры для профиля. Так как число Рейнольдса в каждом сечении крыла зависит от хорды, то будем вычислять поляры для следующих чисел Re : 24000, 30000, 40000, 50000, 60000.

Зададим следующие параметры потока: плотность $1,185 \text{ кг/м}^3$, динамическая вязкость $1.83 \times 10^{-5} \text{ Па}\cdot\text{с}$, степень турбулентности 1%.

Небольшое отступление для объяснения выбора степени турбулентности. Так как планирование модели планера происходит в переходной области, то аэродинамические характеристики существенно зависят не только от числа Re , но и от степени турбулентности потока. Время планирования своей модели в вечернее время моделисту известно. И оно (время) практически не зависит от места полетов, температуры и давления воздуха. Изменение может составлять примерно ± 15 секунд от среднего значения. Однако, я думаю, каждый моделист попадал в такую ситуацию, когда модель в спокойную, нетермичную погоду летит явно хуже своих возможностей. Причем по времени полёта это ухудшение составляет около 30%. В чем может быть причина? Для расчета обтекания профиля мы используем модель турбулентности Лантри-Ментера с Гамма-Тетта переходом. Эти два уравнения содержат эмпирические коэффициенты, которые подбирались путем сравнения с экспериментом. Помимо таких параметров потока, как плотность, вязкость, в качестве входных параметров в уравнения входят степень турбулентности и относительная вязкость. Из этих параметров только степень турбулентности может оказывать влияние на изменение аэродинамических характеристик в 30%. Расчёты показывают, что при степени турбулентности 5% характеристики больше совпадают с обычной вечерней погодой, а при 1% - ухудшаются на 30%. В разной литературе приводятся различные значения степени турбулентности воздуха в нижних слоях атмосферы: от 2-7% до десятых процента. Если использовать вариант с высокими значениями, то результаты расчётов достаточно хорошо совпадают с временем полёта модели. Если брать диапазон с низкими значениями, то характеристики будут сильно занижены. Тогда нужно делать предположение о том, что эмпирические коэффициенты в уравнениях ламинарно-турбулентного перехода не совсем точно работают при низких числах Рейнольдса. Исходя из вышеизложенного, было принято решение задаться степенью турбулентности 1%, чтобы рассмотреть наименее благоприятный режим и оценить минимальное время планирования модели. Отметим также, что характеристики профиля вычислялись и при степени турбулентности 5%. И было обнаружено, что для такого слабоизогнутого профиля отличие

максимальных коэффициентов мощности при различных значениях степени турбулентности составляет порядка 10%, а не 30% как для профиля SE08. Таким образом, можно сделать вывод, что профиль AS08 будет более устойчив к погодным условиям и будет показывать более стабильные результаты.

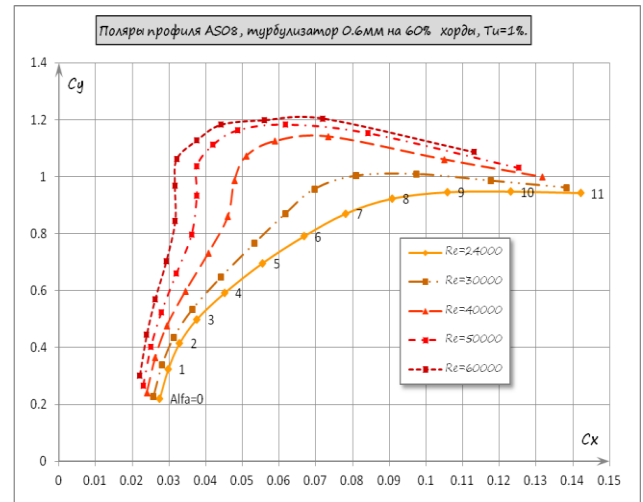


Рис.11. Поляры профиля AS08.

На рис.11 представлены поляры профиля AS08 для различных чисел Re .

Планирование.

При прямолинейном планировании наивыгоднейший угол планирования составит 7.1 градуса (рис.12). При этом скорость полета 4.895 м/с , вертикальная скорость снижения $0,334 \text{ м/с}$. Это соответствует времени полета с высоты 50 м 150 секунд. То есть время планирования примерно такое же, как у модели с профилем SE08.

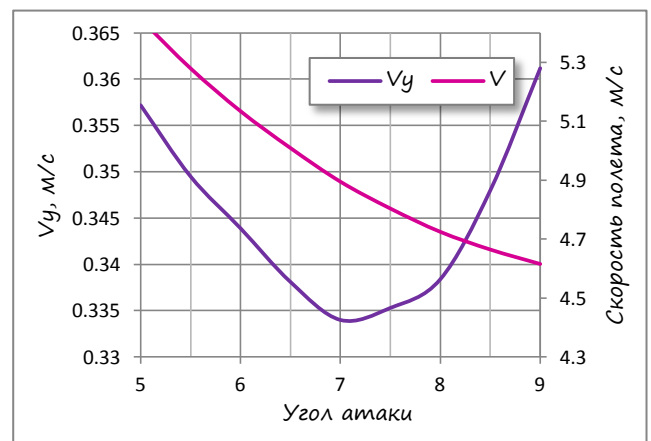


Рис.12. Скорость снижения и полёта модели с профилем AS08.

Из графика на рис.12 видно, что скорость полета модели с профилем AS08 больше, чем с профилем SE08. Также можно отметить, что для углов атаки больше 8° вертикальная скорость снижения растет существенно быстрее, чем для крыла с сильноизогнутым профилем. Как увидим ниже, это связано с тем, что срыв потока начинается на меньших углах атаки.

Расчет моментов.

После того как мы определили на какой скорости и на каком угле атаки будет проходить планирование, рассчитаем зависимости коэффициентов момента рыскания крыла, вертикального оперения и суммарного момента от угла скольжения β (рис.13). Из рис.13 сразу видно, что наклон зависимости момента рыскания крыла с профилем AS08 существенно меньше, чем у крыла с профилем SE08. А также пик этой зависимости находится на меньшем угле скольжения. Если для крыла с профилем SE08 максимальное значение m_y достигается при угле скольжения 16° , то с профилем AS08 – при угле скольжения 13° . Меньший наклон зависимости $m_{y_{кр}}(\beta)$ приводит к тому, что для создания разворачивающего момента при полете с виражом, модели с профилем AS08 требуется меньший угол отклонения руля направления, либо меньшая площадь самого руля. Это, в частности, также подтверждается полетами и регулировками такой модели.

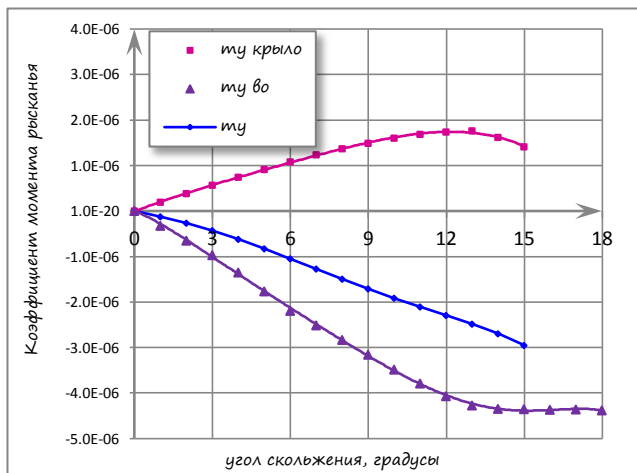


Рис. 13. Моменты рыскания модели с профилем AS08.

На рис.14 представлена зависимость критического угла атаки по полуразмаху крыла, а также показана зависимость местного угла атаки в каждом сечении при планировании с углом скольжения 12° . Видно, что критический угол атаки у профиля AS08 несколько меньше, чем у профиля SE08. В следствии этого срывное обтекание правой консоли начинается при меньших углах скольжения.

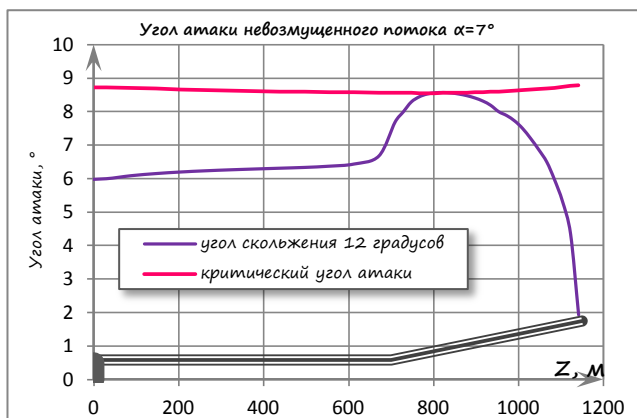


Рис.14. Местный угол атаки по сечениям правой консоли крыла (профиль AS08)

Так как вертикальное оперение в нашем случае не меняется, а крыло с профилем AS08 имеет меньший наклон $m_y(\beta)$, то и наклон суммарного момента рыскания m_y будет существенно больше. То есть в данном случае модель будет иметь большую степень устойчивости по курсу, чем модель с профилем SE08.

Расчет критериев спиральной устойчивости.

Теперь необходимо рассчитать критерии спиральной устойчивости. Проведем расчеты по выражению (7) и построим зависимости правой и левой частей по углу скольжения (рис. 15). Из выражения (7) следует, что левая часть равна коэффициенту момента крена крыла. Таким образом, на рис.15 красная линия соответствует зависимости $m_{хкр}$ по углу скольжения β . При сравнении ее с кривой на рис.8 видно, что у модели с профилем AS08 степень устойчивости по крену выше, чем у модели с профилем SE08.

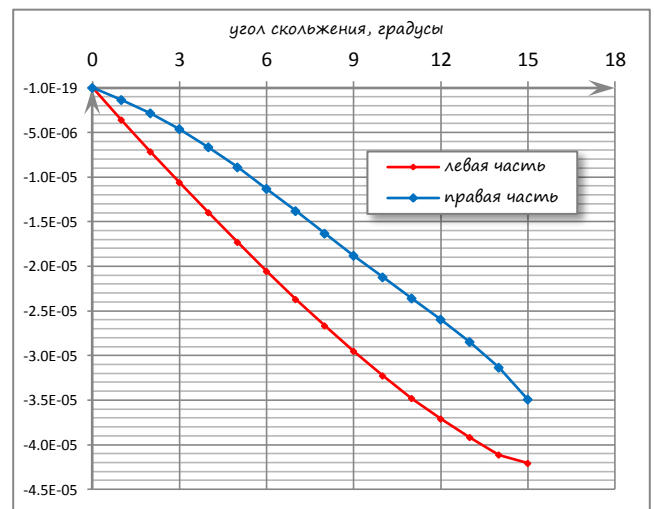


Рис.15. Критерии спиральной устойчивости модели с профилем AS08.

Тем не менее, из рис.15 видно, что синяя кривая лежит существенно ближе к красной кривой, чем на рис.9. Следовательно, модель с профилем AS08 имеет меньший запас по спиральной устойчивости, чем с профилем SE08.

Здесь также хотелось бы отметить одно важное замечание. В данной статье мы в качестве критерия спиральной устойчивости используем формулу (6). Эта формула выводилась эмпирическим путем. На данный момент этой формуле более 50 лет. В те времена были совершенно другие профили и другие геометрические стандарты моделей. В частности, например, размахи крыльев были меньше современных. И, возможно, для современных моделей эта формула может принять несколько иной вид. То есть, я хочу сказать, что с учетом наших приближенных расчетов (мы совсем не учитываем влияние фюзеляжа), и возможной погрешности в формуле (6), модель с профилем AS08 может оказаться спирально неустойчивой. Либо той степени устойчивости, которую мы получили, явно недостаточно для обеспечения спиральной устойчивости на всех режимах полета. Например, при полете на больших углах атаки. Такой режим в

частности может соответствовать полету по кругу на леере, т.к. в большинстве случаев угол деградации стабилизатора в данном случае увеличивается. Также не будем забывать, что модель планера летит не по прямой, а с некоторым виражом, крыло модели имеет несимметричную крутку, правая консоль крыла имеет другой угол установки, чем левая консоль. Вся эта несимметрия может оказывать достаточно серьезное влияние на спиральную устойчивость. И на каких то режимах синяя кривая может оказаться ниже красной. Также не будем забывать, что крылья современного планера F-1-A существенно тяжелее своих предшественников из 60-х годов прошлого столетия. А это значит, что и момент инерции у них больше, т.е. скорость, с какой модель будет реагировать на восстанавливающие моменты M_x и M_y , будет ниже. И, вероятнее всего, коэффициент в правой части выражения (7) должен быть выше.

Кстати. Для более точного понимания поведения модели со слабоизогнутым профилем проводились запуски с рук в спокойную вечернюю погоду. Модель была настроена на полет по кругу с периодом примерно 1 круг – 1 минута. Так вот. Было обнаружено, что если модель бросать с небольшим креном в сторону виража, то модель его выпрямляла. А если первоначальный угол крена увеличить, то модель уже не могла его исправить и так и планировала с этим креном. Хотя модель с сильноизогнутым профилем справлялась с таким креном без проблем. В частности, эти эксперименты могут подтверждать наши расчеты и выводы о том, что при существующей геометрии крыла модель со слабоизогнутым профилем имеет меньшую степень спиральной устойчивости или даже может быть нейтральна в этом отношении.

Выводы.

Модель с профилем AS08 имеет меньший запас по обеспечению спиральной устойчивости, чем модель с профилем SE08. Так как геометрические параметры модели были одинаковые и единственное отличие заключалось только в различных профилях на крыле, то и причины такого результата нужно искать именно в отличиях в полярах этих профилей. Вероятнее всего причина в том, что при низких числах Рейнольдса профиль AS08 имеет меньшее значение S_{max} и большее сопротивление при углах атаки больше наивыгоднейшего, чем профиль SE08. При полете со скольжением, при положительных углах β , на правом «ухе» местный угол атаки возрастает, а на левом «ухе» - падает. Так как при больших углах атаки у профиля AS08 сопротивление больше, то правая консоль крыла будет тормозиться быстрее, чем крыло с профилем SE08. В следствие этого, крыло с профилем AS08 будет меньше сопротивляться увеличению угла скольжения β . И суммарный восстанавливающий момент по курсу M_y модели будет выше. При этом восстанавливающий

момент по крену M_x у моделей с различными профилями практически одинаковый. Таким образом, соотношение между моментами M_x и M_y резко сократилось (синяя линия приблизилась к красной на рис.15), и запас по спиральной устойчивости уменьшился.

Для того, чтобы увеличить запас по спиральной устойчивости необходимо либо уменьшить M_y , либо увеличить M_x . Уменьшить M_y модели можно уменьшив площадь вертикального оперения, либо применять на «ушах» крыла более несущие профили с меньшим сопротивлением на больших углах атаки. Также можно порекомендовать использовать на «ушах» турбулизатор, расположенный недалеко от передней кромки крыла, вместо положения в средней части. Расчет поляра профиля AS08 показывает, что такое положение турбулизатора уменьшает сопротивление и увеличивает S_u при больших углах атаки при малых числах Re .

Увеличить M_x модели можно увеличив угол V-образности крыла. Но тут есть одно ограничение. Если мы увеличим угол V-образности «уха», то при одинаковом угле скольжения местный угол атаки на «ухе» с большим V, будет выше и, соответственно, наклон $\mu_{\text{кр}}$ и $\mu_{\text{хкр}}$ будет больше (что, в принципе, нам и нужно). Но надо помнить, что запас по углу атаки у профиля AS08 до критического значения небольшой. И срыв потока на крыле будет начинаться при меньших углах скольжения. То есть линейная область зависимости $\mu(\beta)$ у профиля AS08 и так небольшая, а станет еще меньше. Что само по себе не очень хорошо. По этой же причине не стоит слишком увеличивать положительную крутку на центроплане в области излома с «ухом». Так как срыв потока начинается в области «уха», расположенной ближе к центроплану, то положительная крутка центроплана, оказывает большее влияние на увеличение местного угла атаки в зоне срыва, чем отрицательная крутка на законцовке крыла. Все это приводит к более раннему по углу β срыву потока. Так же будет влиять и использование больших положительных углов установки правой консоли крыла относительно левой.

В большинстве своем все эти меры в той или иной степени используются моделистами на своих моделях. И в данном случае, расчеты только подтверждают эксперимент.

Заключение.

После проведенных расчетов и анализа можно сделать следующее объяснение поведения модели после старта, описанное в начале статьи. После выхода в горизонтальный полет модель имеет отклоненный на вираж руль направления. Разворот в вираж происходит следующим образом. При отклоненном руле направления на киле создается момент, который разворачивает модель вправо. В итоге появляется угол скольжения слева (отрицательный). Вследствие этого на левой консоли крыла подъемная сила возрастает, а на правой падает. Модель наклоняется вправо и появляется боковая составляющая подъемной силы, которая заставляет скользить модель на правое крыло.

В итоге появляется угол скольжения справа (положительный). Если предположить, что угол скольжения быстро оказывается больше 10 градусов, то на внутреннем крыле происходит срыв потока и модель сваливается в спираль. В дальнейшем при росте скорости полета происходит увеличение числа Рейнольдса и восстановление нормального обтекания на внутреннем «ухе». Вследствие этого модель восстанавливает свое нормальное планирование.

Кирилл Ареньев

Используемая литература.

- [1] Артамонов Б.Л. – «Вихревая модель крыла с непрерывно распределенной циркуляцией вихревого слоя», Научный вестник МГТУ ГА №200, 2014 г.
- [2] Болонкин А. – «Теория полета летающих моделей», Издательство ДОСААФ, Москва, 1962 г.