

Влияние турбулизатора на аэродинамические характеристики профиля крыла.

В данной статье рассмотрим влияние турбулизатора на аэродинамические характеристики сильноизогнутого профиля и LDA-профиля на режиме планирования при обтекании на низких числах Рейнольдса. Обтекание на низких числах Рейнольдса неразрывно связано с такими терминами, как «отрыв потока» и «ламинарно-турбулентный переход». Поэтому вначале немного теории...

Отрыв потока – это одно из физических явлений, возникающих при движении газов или жидкостей над твердой поверхностью, или наоборот, при движении тела в неподвижной жидкости или газе. Оно заключается в том, что поток перестает двигаться вдоль поверхности и отходит от нее. Два фактора являются определяющими для возникновения отрыва потока – вязкость и изменение давления вдоль поверхности. Необходимым условием отрыва потока от поверхности является возрастание давления в направлении течения, т. е. положительный (неблагоприятный) градиент давления. Такие условия возникают, например, при обтекании крыла. Верхняя поверхность крыла обычно имеет выпуклую форму, что и приводит к появлению неблагоприятного градиента давления и отрыва потока в задней части крыла. Влияние вязкости приводит к тому, что вблизи поверхности поток теряет скорость из-за трения о поверхность, и возникает тонкий слой воздуха, условно говоря, «прилипший» к поверхности, называемый пограничным слоем. В пограничном слое скорость движения воздуха увеличивается с увеличением расстояния от поверхности.

Отрыв потока следует рассматривать во взаимосвязи с еще одним фундаментальным физическим явлением, возникающим в потоках жидкостей или газов – переходом течения в пограничном слое из ламинарного состояния в турбулентное. Существуют различные варианты взаимосвязи отрыва потока и ламинарно-турбулентного перехода. Например, возникновение отрыва ускоряет переход к турбулентности. С другой стороны, отрыв турбулентного пограничного слоя происходит при более высоком неблагоприятном градиенте давления, чем отрыв ламинарного пограничного слоя.

Таким образом, в некоторых случаях для улучшения аэродинамических характеристик и увеличения времени планирования модели при малых числах Рейнольдса можно использовать турбулизаторы на верхней поверхности крыла. Применение турбулизатора изменяет картину обтекания профиля, а также точку ламинарно-турбулентного перехода. Так как турбулентный пограничный слой гораздо труднее отрывается, то можно достичь значимого увеличения подъемной силы и уменьшения лобового сопротивления профиля.

Начало изучению методов воздействия на отрыв положил Л. Прандтль. Прандтль исследовал отрыв потока на модели в форме шара. Он показал, что если перевести

пограничный слой на шаре из ламинарного в турбулентное состояние, то местоположение линии отрыва изменяется. Для ламинарного пограничного слоя линия отрыва лежит приблизительно на экваторе шара. Прандтль установил на шаре в его передней части проволочное кольцо, которое вызывало искусственную турбулизацию пограничного слоя. Вследствие этого линия отрыва сдвинулась на заднюю половину шара и область отрыва стала меньше в размерах. Сила лобового сопротивления шара значительно снизилась.

Наиболее распространенный вид турбулизатора на свободнолетающих моделях это нитка, наклеенная вдоль размаха крыла на некотором расстоянии от передней кромки. Каких-либо стандартов в размере и положении турбулизатора нет. Но можно сказать, что наиболее распространенный диаметр нити 0.6 мм и ее расположение на расстоянии 7% САХ от передней кромки. Эти параметры мы и будем использовать в наших расчетах. Только для упрощения построения расчетной сетки форма турбулизатора будет не в виде окружности, а в виде полуокружности с радиусом 0.6 мм (рис.1).

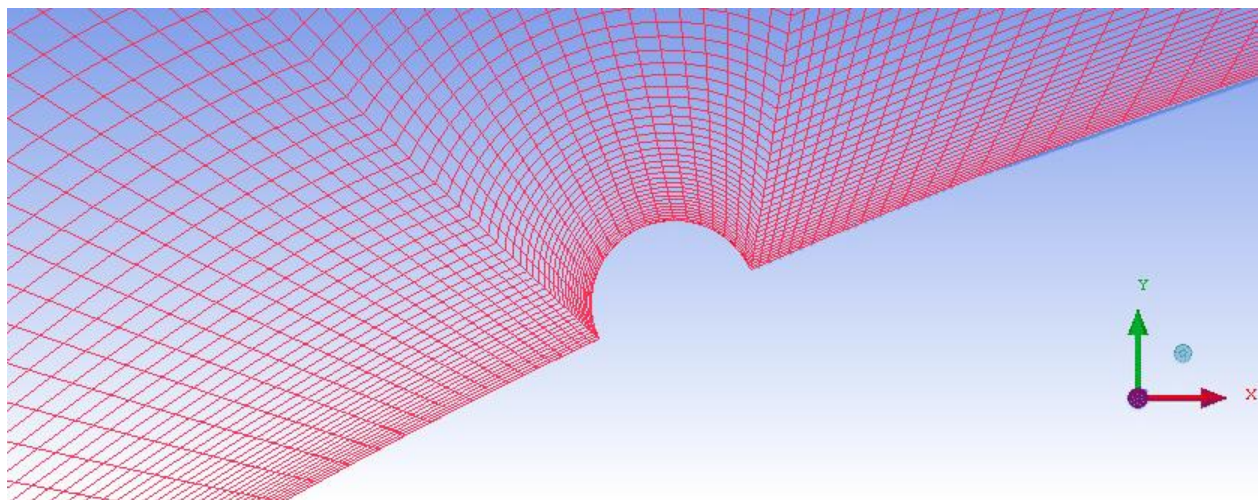


Рис.1. Форма турбулизатора с расчетной сеткой.

Условия эксперимента: скорость потока $Re=40000$, обтекание воздухом с температурой 25°C , давление 760 мм.рт.ст., турбулентность потока 5%, относительная вязкость 10%.

Вначале рассмотрим влияние турбулизатора на аэродинамические характеристики сильноизогнутого профиля SE-08. На рис.2 представлены поляры этого профиля с турбулизатором и без него.

Как видно, применение турбулизатора позволило существенно улучшить аэродинамические характеристики на режиме планирования. Так максимальный коэффициент мощности профиля без турбулизатора составляет 17.3, а применение турбулизатора увеличило этот параметр на 50% до 26. Отметим, что при малых углах атаки влияние турбулизатора на C_x и C_y практически отсутствует. Примерно с угла атаки 3 градуса начинается проявляться влияние турбулизатора – сопротивление падает и подъемная сила растет. С угла атаки 6 градусов происходит существенное изменение аэродинамических коэффициентов.

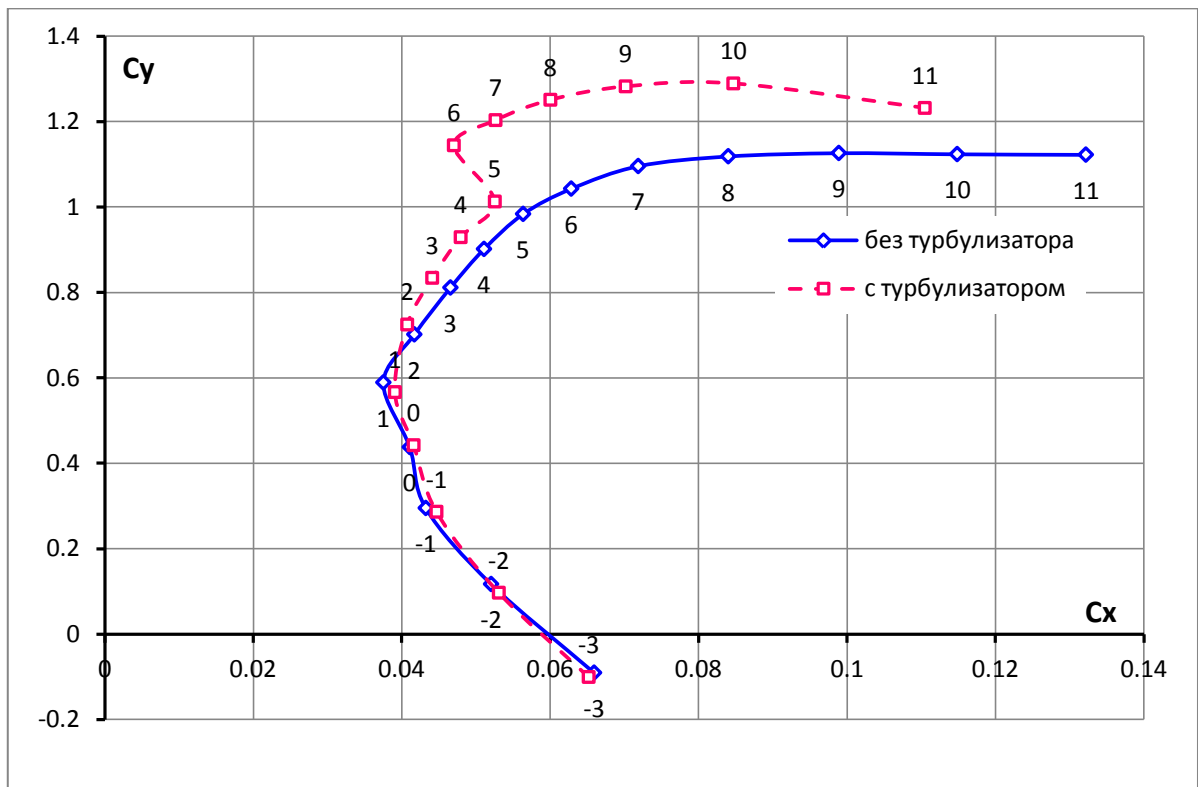


Рис. 2. Поляры профиля SE-08 с турбулизатором и без него.

Теперь рассмотрим влияние турбулизатора на LDA-профиль, на примере профиля AS-08. На рис.3 представлены поляры этого профиля с турбулизатором и без него.

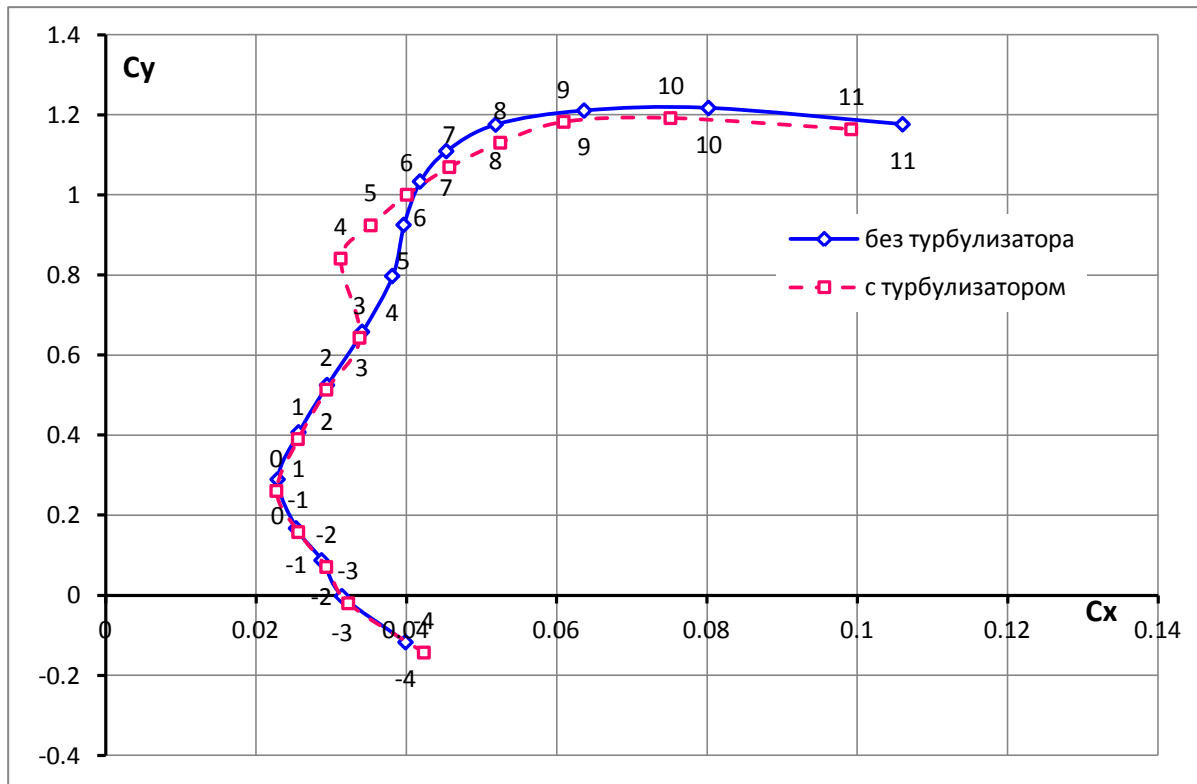


Рис. 3. Поляры профиля AS-08 с турбулизатором и без него.

Как видно, применение турбулизатора не только не улучшило характеристики планирования, но и даже немножко их понизило. Так максимальный коэффициент

мощности гладкого профиля составляет 25,7, а с турбулизатором – 25,1. Также из анализа поляры видно, что область положительного влияния турбулизатора достаточно узкая и охватывает диапазон углов атаки от 4 до 6 градусов. Для углов атаки больше 7 градусов влияние турбулизатора отрицательное.

Давайте попробуем разобраться, почему в одном случае применение турбулизатора дало большой положительный эффект, а в другом случае эффект от турбулизатора оказался нулевым. Из анализа поляры видно, что эффект от турбулизатора для сильноизогнутого профиля начинает проявляться на углах атаки больше 6 градусов, а для LDA-профиля – с 4 градусов. Поэтому рассмотрим картину обтекания этих двух профилей без турбулизатора на углах атаки от 4 до 8 градусов. В этом же диапазоне лежит угол атаки, соответствующий минимальной скорости снижения. На рис.4 представлены линии тока вблизи профиля. В левой части рисунка представлен профиль SE-08, в правой – AS-08.

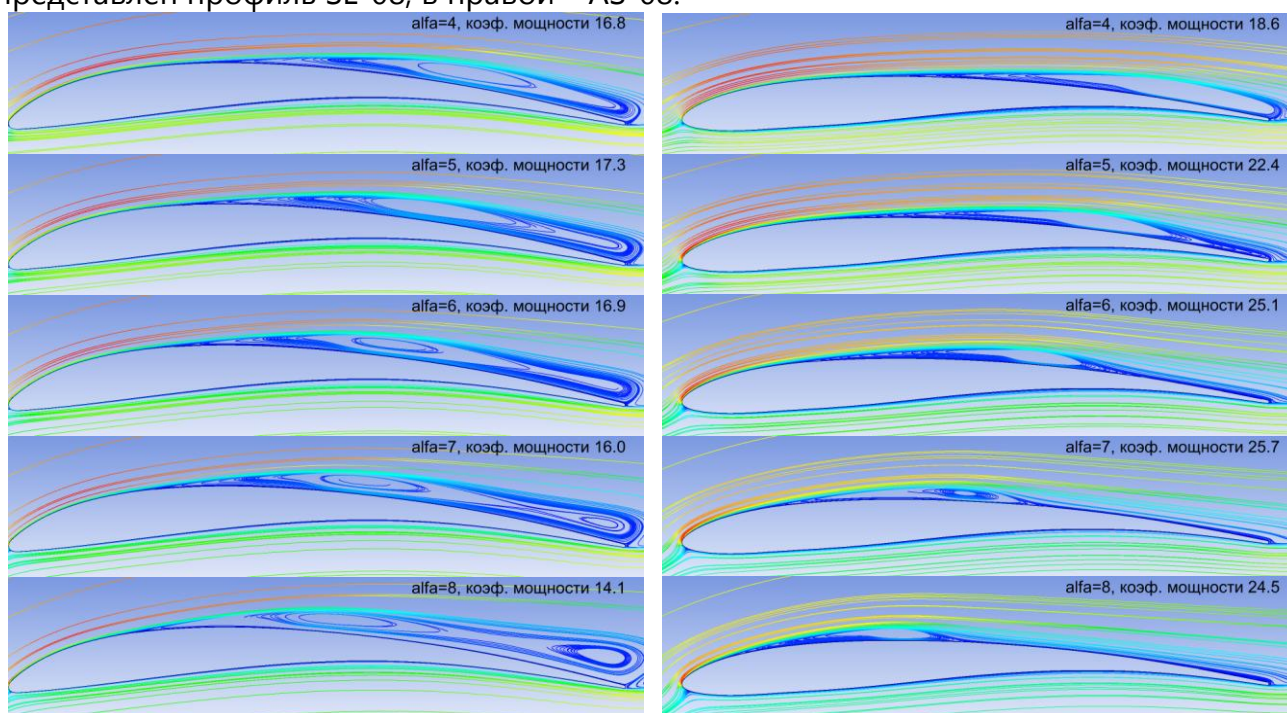


Рис.4. Линии тока вблизи профилей SE-08 и AS-08 без турбулизатора.

При малом значении угла атаки ламинарный пограничный слой отрывается от верхней поверхности в области неблагоприятного градиента в средней части профиля крыла. В оторвавшемся течении происходит ламинарно-турбулентный переход, и турбулентный поток присоединяется обратно к поверхности профиля. При этом возникает местная зона отрыва, которая называется «ламинарный отрывной пузырь». Отметим, что в зоне «ламинарного пузыря» скорость движения воздуха практически нулевая (линии тока имеют темно-синий цвет). При увеличении угла атаки отрывной пузырь сдвигается к передней кромке профиля. И тут как раз и происходит отличие в обтекании сильноизогнутого профиля и LDA-профиля. За счет большой вогнутости профиля SE-08 линии тока не могут после отрыва примкнуть к поверхности профиля, и образуется обширная зона отрыва, которая увеличивает сопротивление. У профиля AS-08 вогнутость меньше, и после турбулизации потока в зоне «ламинарного пузыря», линии тока опять примыкают к поверхности профиля. Зона отрыва получается

существенно меньше, чем у профиля SE-08 и сопротивление гораздо меньше. Поэтому профиль AS-08 без турбулизатора имеет более высокие характеристики, чем профиль SE-08 также без турбулизатора.

Рассмотрим теперь, как происходит обтекание этих профилей с турбулизаторами. На рис.5 представлены линии тока вблизи профиля. Слева – профиль SE-08, справа – AS-08.

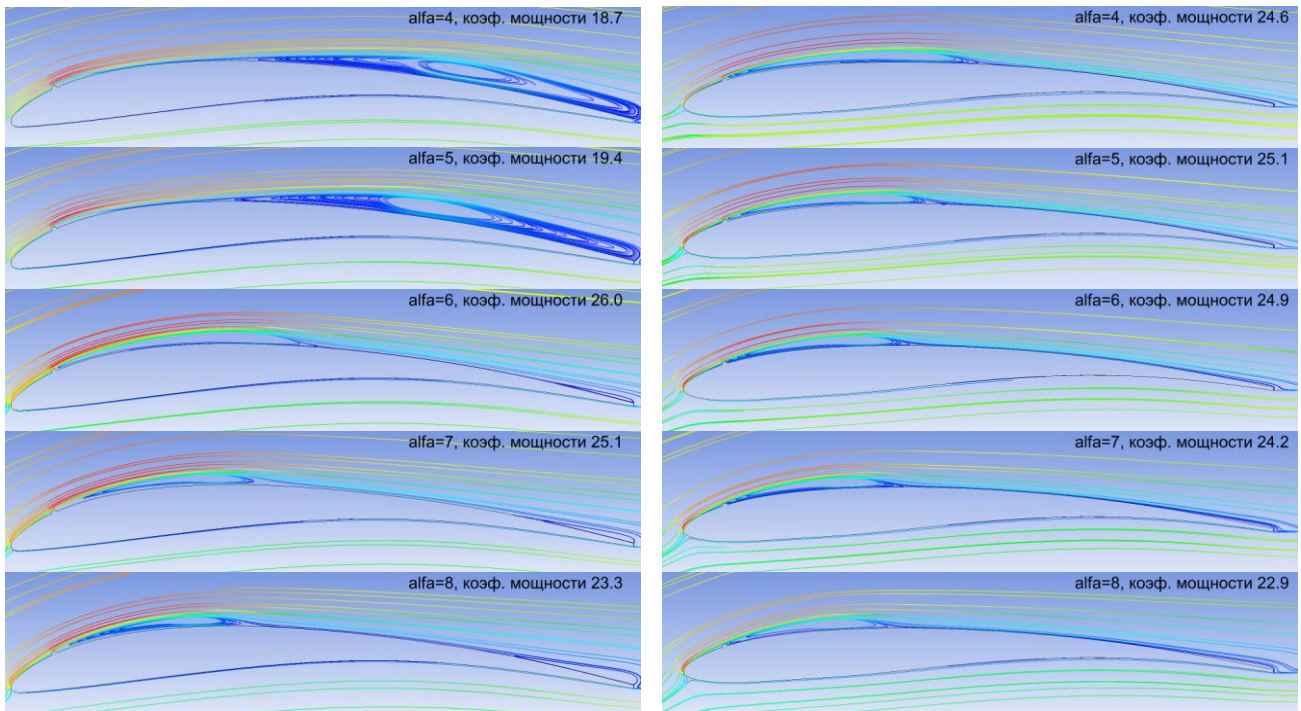


Рис. 5. Линии тока вблизи профилей SE-08 и AS-08 с турбулизатором.

Как видим, турбулизатор является источником отрыва пограничного слоя и образования «ламинарного пузыря». Причем турбулизация потока происходит не сразу в месте расположения турбулизатора, а чуть дальше по потоку в зоне отрыва. Для профиля SE-08 при углах атаки 5 градусов и менее турбулизатору не удастся сформировать достаточную зону отрыва. На рис. 6 показано распределение коэффициента перемежаемости вблизи профиля на угле атаки 5 градусов. Видно, что турбулизация потока происходит не сразу после турбулизатора, а в общей зоне срыва на 60% САХ от передней кромки.

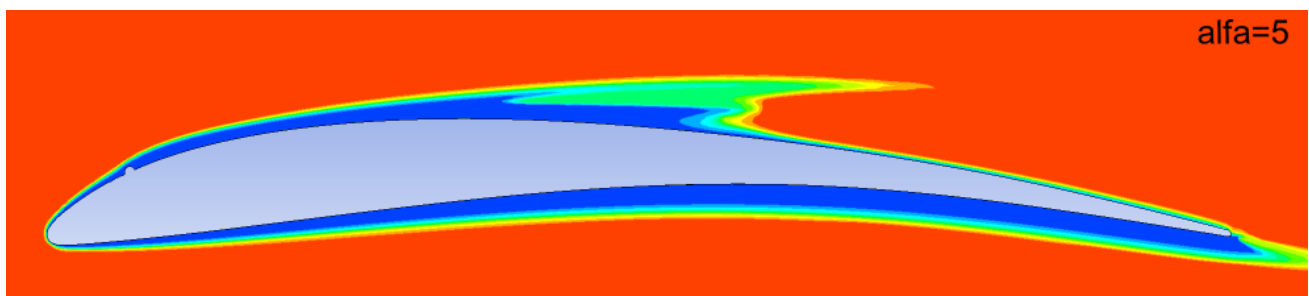


Рис. 6. Коэффициент перемежаемости вблизи профиля SE-08 с турбулизатором ($\alpha=5$).

А вот на углах атаки больше 6 градусов, турбулизатор формирует достаточно большую зону отрыва за собой, в которой и происходит турбулизация потока. На рис.7

показано распределение коэффициента перемежаемости вблизи профиля SE-08 при угле атаки 6 градусов. Турбулизация потока происходит на 44% САХ.

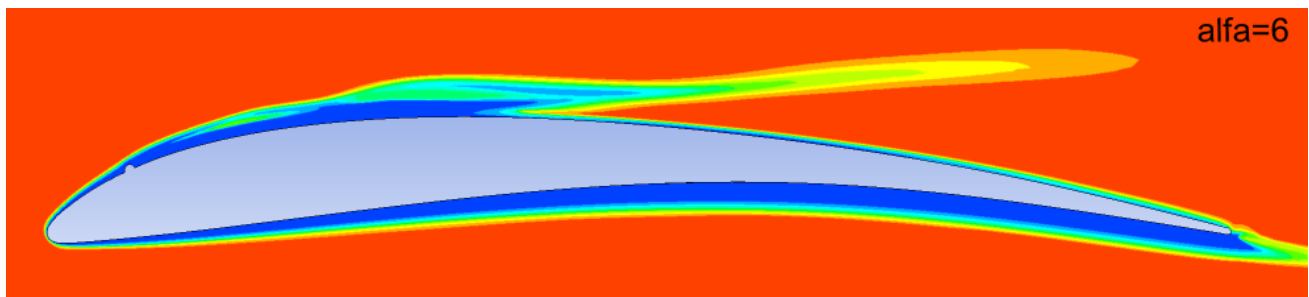


Рис. 7. Коэффициент перемежаемости вблизи профиля SE-08 с турбулизатором ($\alpha=6$).

Для профиля SE-08 при углах атаки больше 6 градусов перемещение зоны отрыва ближе к передней кромке с помощью турбулизатора позволяет примкнуть линиям тока за «ламинарным пузырем» к поверхности профиля и существенно сократить зону отрыва. При этом возрастает C_y и падает C_x . У профиля AS-08 без турбулизатора и так происходит «прилипание» линий тока, поэтому в данном случае турбулизатор только переносит «зону отрыва» ближе к передней кромке.

Проанализировав результаты расчетов можно сделать несколько важных выводов о применении турбулизатора.

Во-первых, не на всех профилях применение ниточного турбулизатора приводит к улучшению аэродинамических характеристик. Наибольший эффект от турбулизатора достигается там, где у гладкого профиля имеется достаточно обширная зона отрыва в задней части профиля. Применение турбулизатора позволяет сократить эту зону и повысить характеристики. Для профиля SE-08 эта обширная зона отрыва находится в области наивыгоднейших углов атаки, поэтому эффект от турбулизатора получается максимальным. У профиля AS-08 обширная зона отрыва находится в области углов атаки меньших, чем наивыгоднейшие углы атаки гладкого профиля. Поэтому эффект от турбулизатора незначителен. Применение турбулизатора на профиле AS-08 приводит к тому, что наивыгоднейшие углы атаки полета уменьшаются и смещаются в область более низких коэффициентов подъемной силы. Таким образом, полет модели будет проходить на более высоких скоростях, чем модели с сильноизогнутым профилем.

Во-вторых, при проектировании аэродинамических профилей и применении турбулизаторов надо стараться уменьшить зону отрыва, так как это существенно улучшает аэродинамические характеристики. Возможно для LDA-профилей стоит поэкспериментировать с диаметром нити и ее расположением по хорде профиля. Либо попробовать применить другие виды турбулизаторов, например, в виде точечных выступов на поверхности крыла.

Кирилл Ареньев