

## Влияние турбулентности набегающего потока на аэродинамические характеристики профиля.

Аэродинамика свободнолетающих моделей находится в еще мало изученной области ламинарно-турбулентного перехода при низких числах Рейнольдса. На планировании обтекание крыла модели происходит на числах Рейнольдса от 20000 до 60000. Обтекание на таких скоростях характеризуется существенным улучшением аэродинамических характеристик с ростом скорости и называется критическим. При дальнейшем увеличении скорости потока (число  $Re > 300000$ ) характеристики практически не изменяются и обтекание становится закритическим. Анализируя поляры продувок профилей в разных аэродинамических трубах, можно обнаружить следующий факт. При обтекании на числе  $Re = 50000$  одинакового профиля при одинаковых атмосферных условиях, но в различных аэродинамических трубах поляры этих экспериментов могут существенно отличаться. При числах Рейнольдса более 100000 заметного отличия не наблюдается. Возможной причиной в различии поляр может оказаться показатель «чистоты» аэродинамической трубы или, другим словами, различная степень турбулентности набегающего потока. В данной статье рассмотрим влияние степени турбулентности набегающего потока на аэродинамические характеристики профиля.

*Степень турбулентности определяется как отношение корня среднеквадратичных турбулентных флуктуаций скорости к средней скорости потока:*

$$Tu = \frac{u'}{\bar{U}} \cdot 100\%$$

*Если известна турбулентная энергия потока  $k$ , то корень среднеквадратичных турбулентных флуктуаций скорости можно вычислить по формуле:*

$$u' = \sqrt{\frac{1}{3}(u_x'^2 + u_y'^2 + u_z'^2)} = \sqrt{\frac{2}{3}k}$$

*Среднюю скорость потока  $U$  можно вычислить через три средние компоненты скорости:*

$$U = \sqrt{U_x^2 + U_y^2 + U_z^2}$$

*Вот несколько примеров оценок степени турбулентности.*

**Высокая турбулентность:** высокоскоростной поток внутри сложной геометрии, например, такой как теплообменник или турбины. Обычно степень турбулентности составляет от 5% до 20%.

**Средняя турбулентность:** течение в больших трубах или движение потока при низкой скорости. Обычно степень турбулентности составляет от 1% до 5%.

**Низкая турбулентность:** течение в аэродинамических трубах высокого качества. Степень турбулентности менее 1%.

Для исследования возьмем типичный LDA профиль AS-08 (рис.1). Это немного модифицированный профиль MID-103. LDA (low drag airfoil) – профиль низкого сопротивления. Так называют семейство аэродинамических профилей, которые имеют низкий коэффициент сопротивления при нулевом коэффициенте подъемной силы. Профиль AS-08 имеет относительную толщину 8% и максимальную вогнутость 4.2% на расстоянии 50.4%САХ.

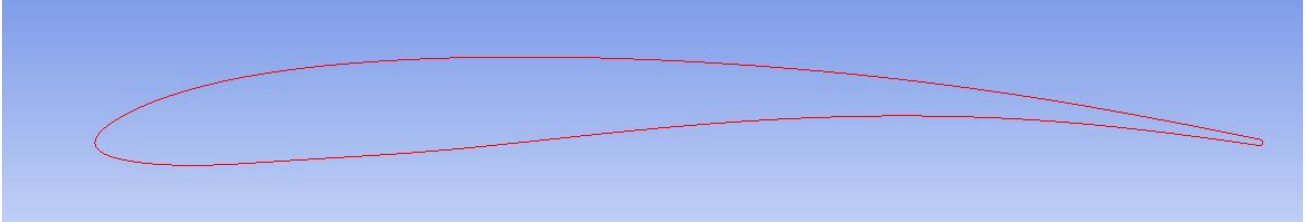


Рис. 1. Профиль AS-08

Численный эксперимент будем проводить в программе ANSYS/CFX.

*ANSYS/CFX — универсальная программная система конечно-элементного анализа, предназначена для решения широкого класса задач в области гидро-газодинамики: внешняя аэродинамика, расчет ветровых нагрузок, гидродинамика однофазных и двухфазных течений, гидро/газодинамические задачи с учетом сопряженного теплопереноса и т.п.*

Для проведения расчетов необходимо построить геометрию тела обтекания (профиля) и расчетную сетку. Примерный вид сечения расчетной сетки вблизи профиля показан на рис.2. Вблизи стенки профиля строим несколько призматических слоев. Это необходимо для более точного расчета течения в области пограничного слоя. А затем вся расчетная область заполняется тетрадами.

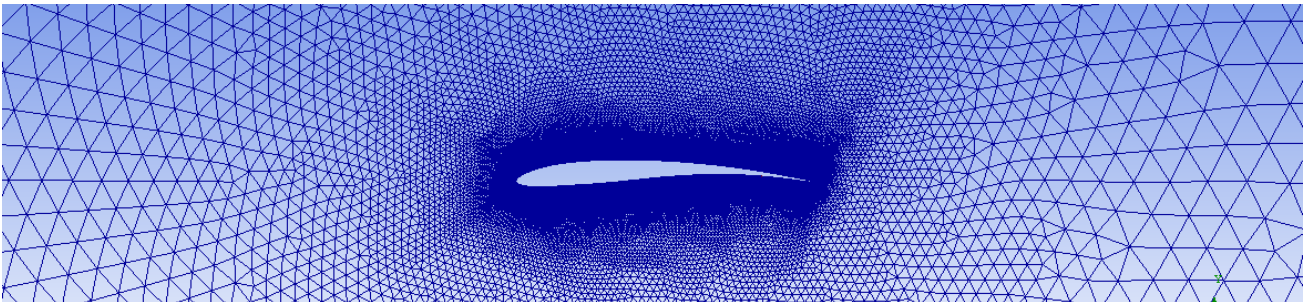


Рис. 2. Расчетная сетка

Затем необходимо задать граничные условия и параметры набегающего потока. В нашем эксперименте набегающий поток - это воздух с температурой 25 градусов и давлением 760 мм.рт.ст. Скорость потока задаем равной числу Рейнольдса 40000. Также в параметрах потока необходимо задать степень турбулентности.

В тропосфере средняя степень турбулентности меняется в достаточно широких пределах - от 5% до 10%. Будем рассчитывать поляры нашего профиля для этих крайних значений. Диапазон углов атаки задаем от -5 до 12 градусов.

В качестве математической модели обтекания будем использовать модель SST, а для учета ламинарно-турбулентного перехода будем использовать Gamma-Theta модель.

Модель *Shear Stress Transport (SST)* была предложена Ментером в 1993 году и по совокупности своих качеств является одной из лучших, если не лучшей, среди существующих моделей турбулентности. *SST* модель представляет собой комбинацию *k-ε* и *k-ω* моделей, обеспечивающую сочетание лучших качеств этих давно известных моделей. Так, *k-ε* модель хорошо зарекомендовала себя при расчете свободных и струйных сдвиговых течений, для анализа которых собственно и была предназначена ее первая версия, предложенная Харлоу, а *k-ω* модель обеспечивает существенно более точное описание пристеночных пограничных слоев. С учетом этих обстоятельств, Ментером было предложено объединить эти модели с использованием специально сконструированной для этого эмпирической функции, которая обеспечивает близость суммарной модели к модели *k-ε* вдали от твердых стенок и к модели *k-ω* в пристеночной части потока.

*Gamma-Theta* модель это модель ламинарнотурбулентного перехода Лантри – Ментера, основанная на понятии перемежаемости. *Gamma-Theta* модель добавляет два дифференциальных уравнения в расчет: уравнение переноса для перемежаемости и уравнение переноса для числа Рейнольдса начала ламинарнотурбулентного перехода.

Результаты расчета представлены на рис.3. Как видим, степень турбулентности потока оказывает существенное влияние на аэродинамические характеристики профиля. Так для 10% турбулентности коэффициент мощности 31.9, а для 5% - всего лишь 25.7. То есть при меньшей турбулентности скорость снижения модели будет на 20% больше.

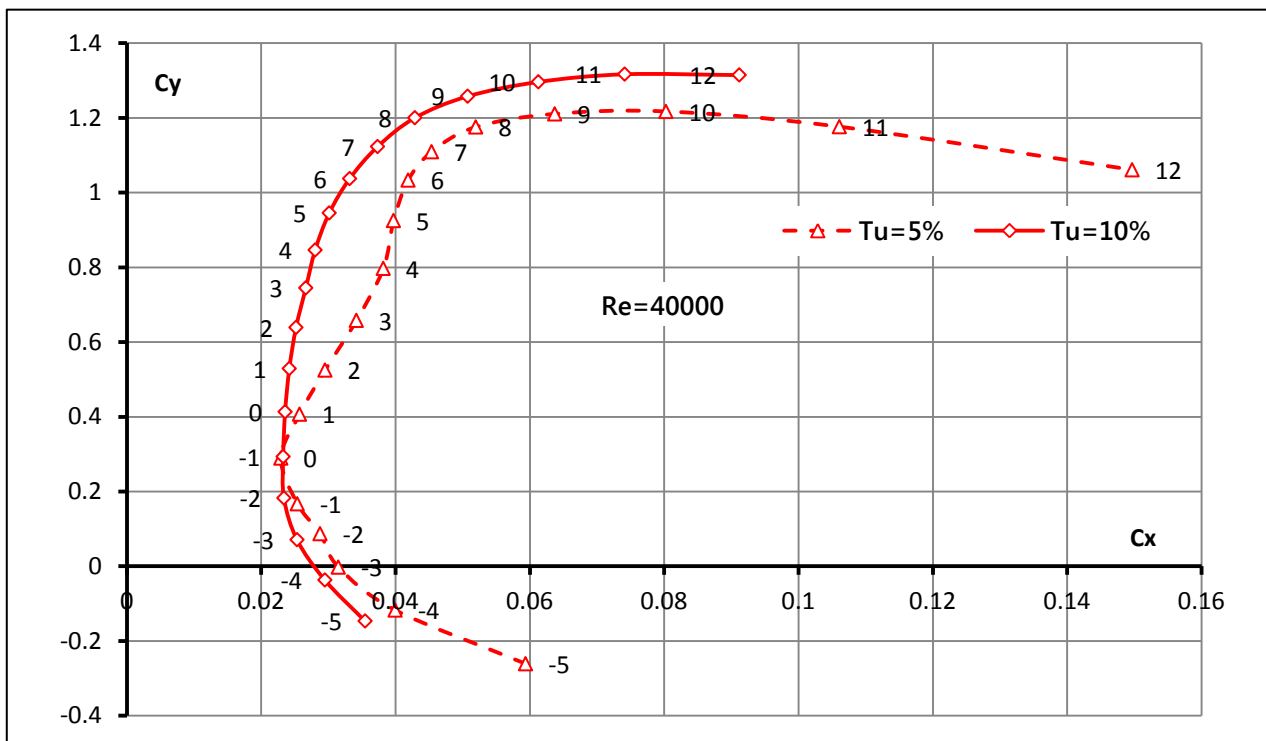


Рис. 3. Поляры профиля AS-08 при различных степенях турбулентности

Рассмотрим более детально, как изменяются линии тока вблизи профиля при угле атаки 6 градусов и степени турбулентности потока 5%. Угол атаки 6 градусов примерно соответствует минимальной вертикальной скорости снижения.

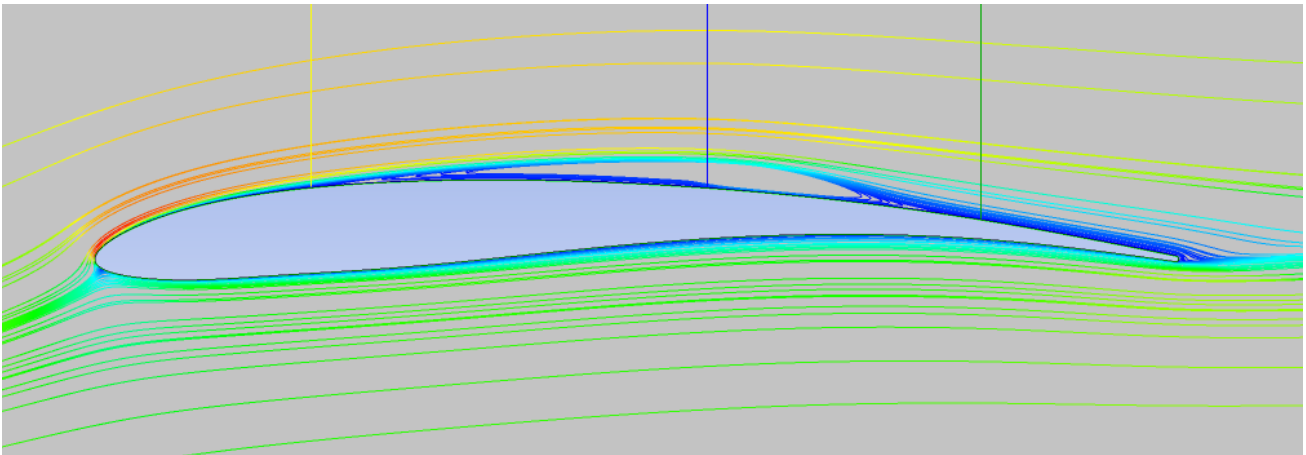


Рис. 4. Линии тока вблизи профиля ( $Tu=5\%$ ,  $Re=40000$ ,  $\alpha=6$ )

На рис. 4 представлена картина обтекания. Цвет показывает значение скорости, а линии - направление течения.

Как видим, обтекание верхней поверхности при таком угле атаки далеко не гладкое. Примерно на 20%САХ происходит отрыв пограничного слоя (желтая вертикальная линия). Затем отрыв развивается и вблизи задней кромки происходит «прилипание» линий тока к поверхности профиля (зеленая вертикальная линия). Высота зоны срыва получается достаточно большой и это существенно увеличивает сопротивление профиля.

Также рассмотрим изменение коэффициента перемежаемости вблизи профиля.

Коэффициент перемежаемости изменяется от 0 до 1 и позволяет определить тип обтекания: ламинарное или турбулентное. 0 соответствует ламинарному течению, 1 – турбулентному.

На рис. 5 показано цветовое изменение коэффициента перемежаемости. Синий цвет соответствует ламинарному течению, красный – турбулентному.

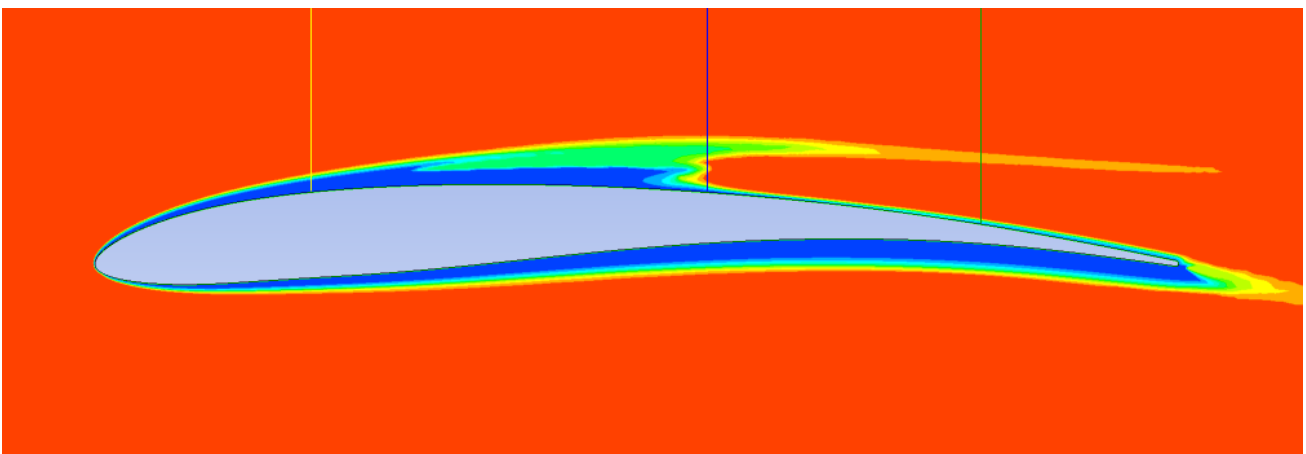


Рис. 5. Коэффициент перемежаемости вблизи профиля ( $Tu=5\%$ ,  $Re=40000$ ,  $\alpha=6$ )

Из рисунка видно, что на верхней поверхности профиля переход ламинарного течения в турбулентное происходит на 57%САХ (синяя вертикальная линия). На задней части верхней поверхности вблизи стенки профиля видна зеленоватая полоска – это

ламинарный подслой. На нижней поверхности наблюдается достаточно толстый ламинарный пограничный слой.

Из теории нам известно, что существует несколько разновидностей ламинарно-турбулентного перехода. Основным критерием здесь является степень турбулентности внешнего потока  $Tu$ .

1) Естественный переход ( $Tu < 0.5\%$ ): потеря устойчивости ламинарного пограничного слоя, возникновение волн Толмина-Шлихтинга, турбулизация (пример: задачи внешней аэродинамики);

2) Байпасный переход ( $Tu > 0.5\%$ ): турбулизация «псевдо-ламинарного» пограничного слоя за счет проникновения внешних возмущений в слой (пример: течение в проточной части турбомшины);

3) Переход в результате отрыва пограничного слоя (*Separation induced transition*): быстрая турбулизация за счет потери устойчивости оторвавшегося слоя (пример: обтекание крылового профиля под углом атаки);

Таким образом, при обтекании профиля AS-08 на верхней поверхности происходит ламинарно-турбулентный переход по третьему типу. Вначале профиль обтекает ламинарный пограничный слой. Затем пограничный слой теряет устойчивость и на 20%СAX происходит отрыв ламинарного пограничного слоя. В области срыва на 57%СAX происходит турбулизация потока и на 82%СAX происходит «прилипание» уже турбулентного пограничного слоя.

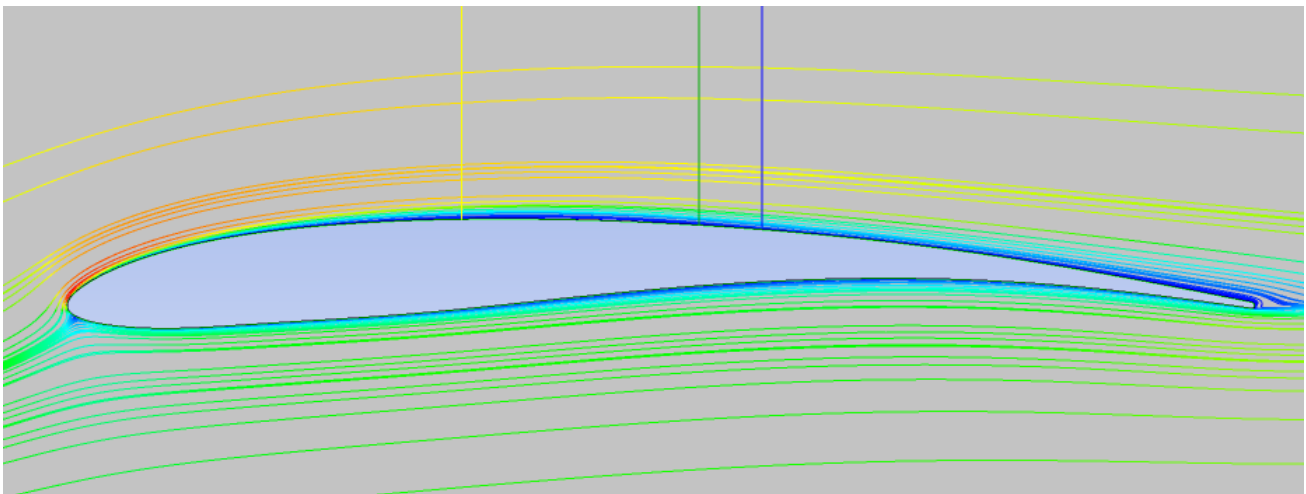


Рис.6. Линии тока вблизи профиля ( $Tu=10\%$ ,  $Re=40000$ ,  $\alpha=6^\circ$ )

Рассмотрим теперь, как проходит обтекание профиля при степени турбулентности потока 10%. Чем выше степень турбулентности, тем больше турбулентная энергия потока. На верхней поверхности вблизи стенки также образуется ламинарный пограничный слой. Только область ламинарного течения тоньше, чем при  $Tu=5\%$  и зона срыва начинается дальше, примерно на 30%СAX (желтая вертикальная линия). Сама зона срыва по высоте и протяженности существенно ниже, чем при  $Tu=5\%$ . За счет этого обтекание профиля получается более плавным и аэродинамические характеристики выше. Прилипание линий тока к поверхности происходит на 50%СAX (зеленая вертикальная линия). В данном случае зона срыва оказывает незначительное

влияние на турбулизацию пристеночного слоя. За счет более высокой турбулентной энергии частицы воздуха интенсивно перемешиваются и турбулизация пограничного слоя происходит легче. Можно считать, что турбулентный пограничный слой начинается на 59%САХ (синия вертикальная линия).

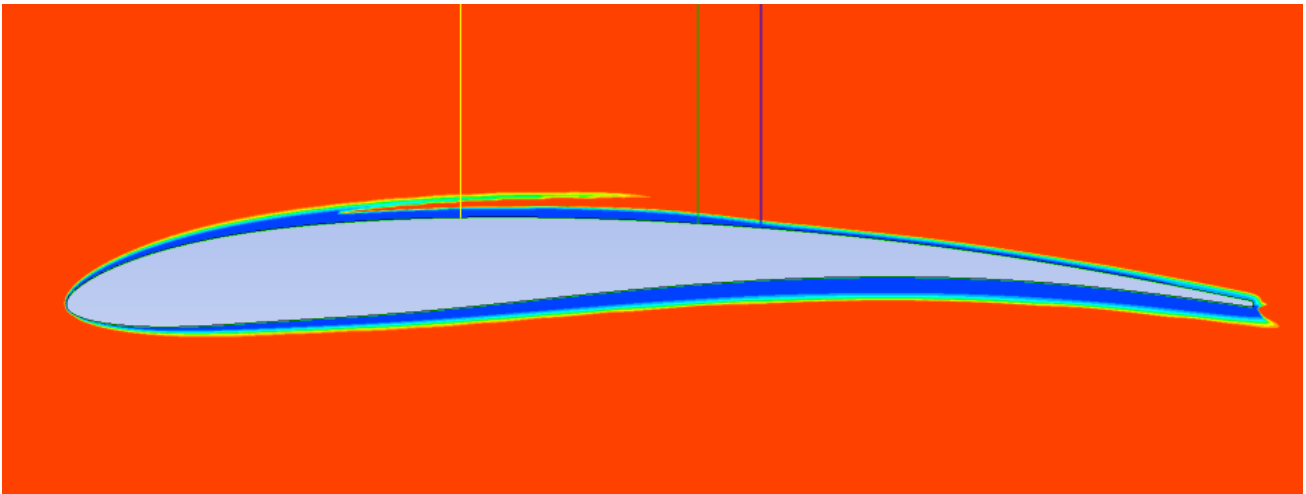


Рис. 7. Коэффициент перемежаемости вблизи профиля ( $Tu=10\%$ ,  $Re=40000$ ,  $\alpha=6^\circ$ )

Рассмотрим теперь, как будут изменяться аэродинамические характеристики в зависимости от степени турбулентности для сильноизогнутого профиля. Сильноизогнутые профили с успехом применялись на свободнолетающих моделях в течение нескольких десятков лет. Для исследования возьмем профиль SE-08 (рис.8). Этот профиль также как и AS-08 имеет относительную толщину 8%. Максимальная вогнутость составляет 6.5% и расположена на расстоянии 47%САХ.

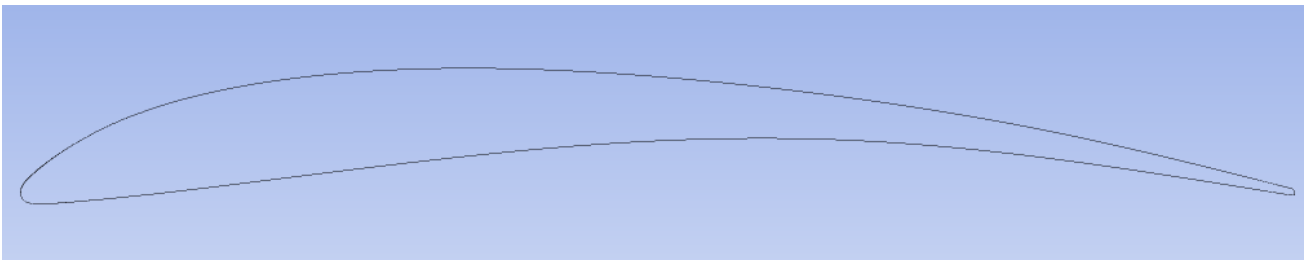


Рис. 8. Профиль SE-08

Поляры данного профиля для числа  $Re=40000$  представлены на рис.9. Как видим, влияние степени турбулентности для сильноизогнутого профиля более существенно по сравнению с профилем LDA. Для профиля SE-08 максимальный коэффициент мощности при  $Tu=10\%$  составляет 31.4 и примерно равен данному параметру профиля AS-08, а при  $Tu=5\%$  - всего 17.3. То есть ухудшение характеристик планирования составляет 45%!

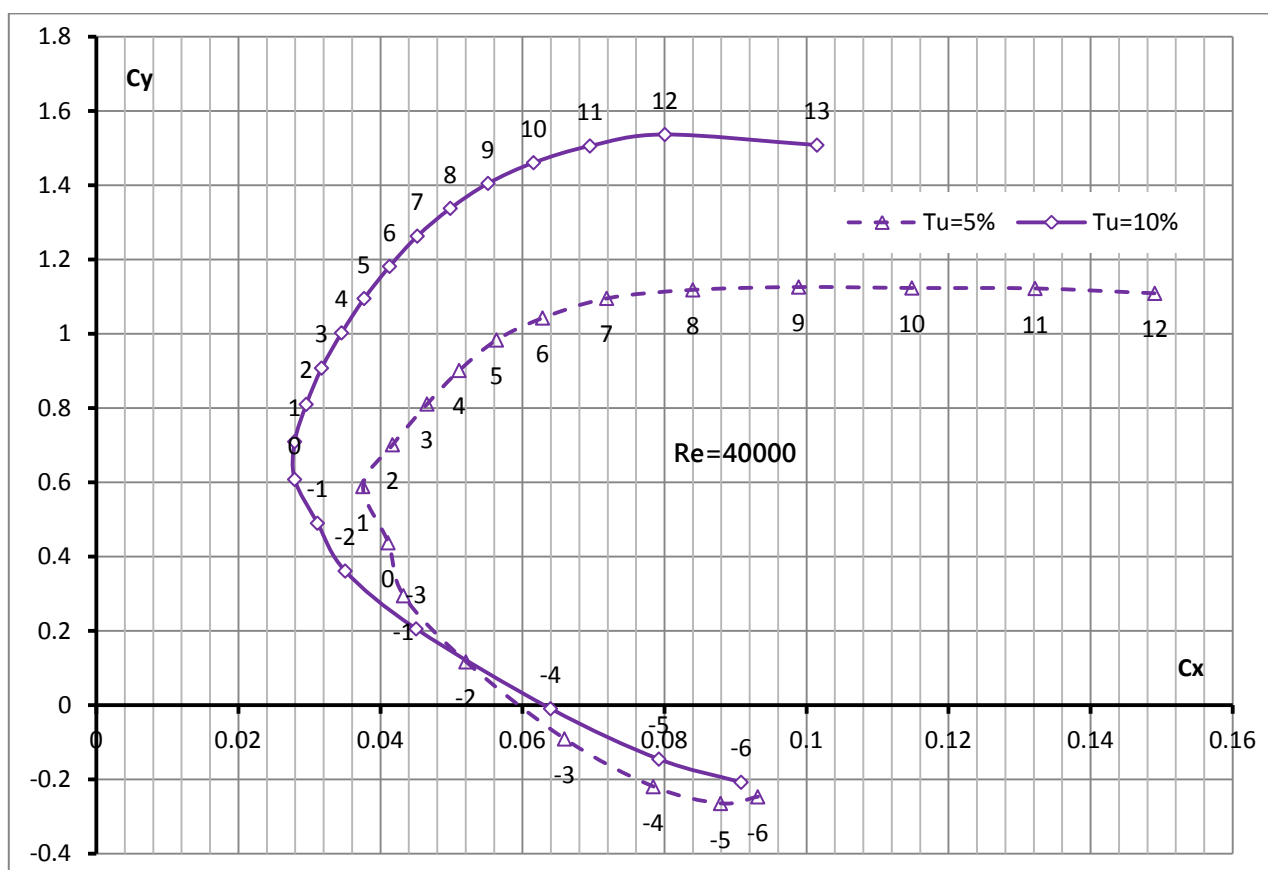


Рис. 9. Поляры профиля SE-08 при различных степенях турбулентности

Картины обтекания профиля SE-08 на угле атаки 6 градусов представлены на рис.10-11. При низкой турбулентности  $Tu=5\%$  на расстоянии 25%CAХ от передней кромки происходит срыв потока. Поток, который обтекает зону срыва сверху, из-за большой вогнутости профиля не может примкнуть опять к верхней поверхности и зона срыва занимает всю поверхность профиля до задней кромки. Примерно на расстоянии 53% в зоне срыва происходит турбулизация потока. При высокой турбулентности потока  $Tu=10\%$  течение более плавное, хотя зона срыва также присутствует. Турбулизация пограничного слоя происходит на расстоянии 64%CAХ.

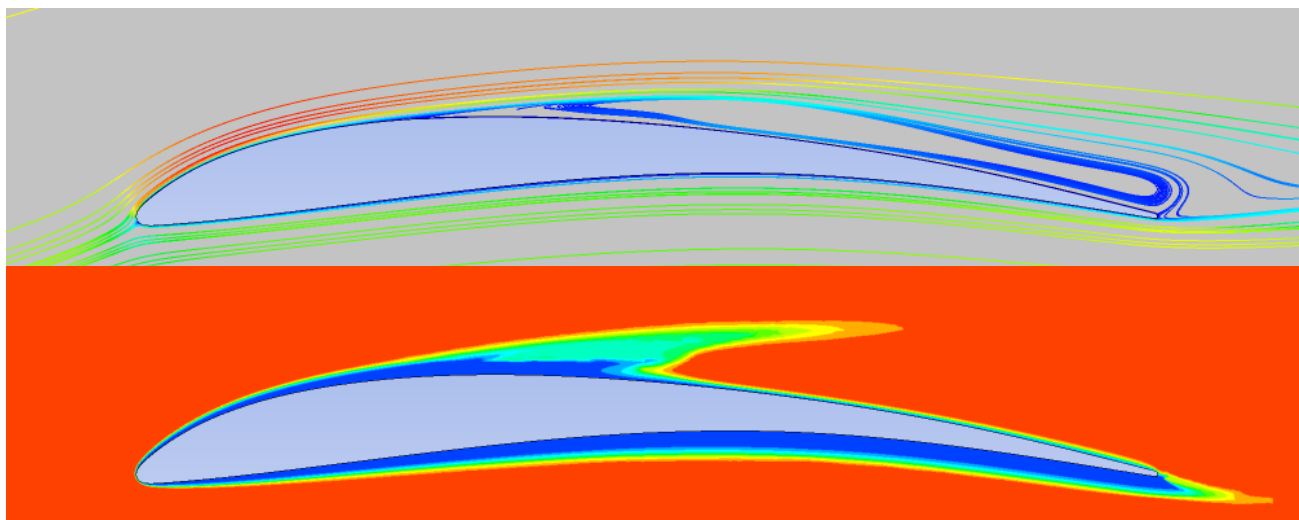


Рис. 10. Картина обтекания профиля SE-08 ( $Tu=5\%$ ,  $Re=40000$ ,  $\alpha=6$ )

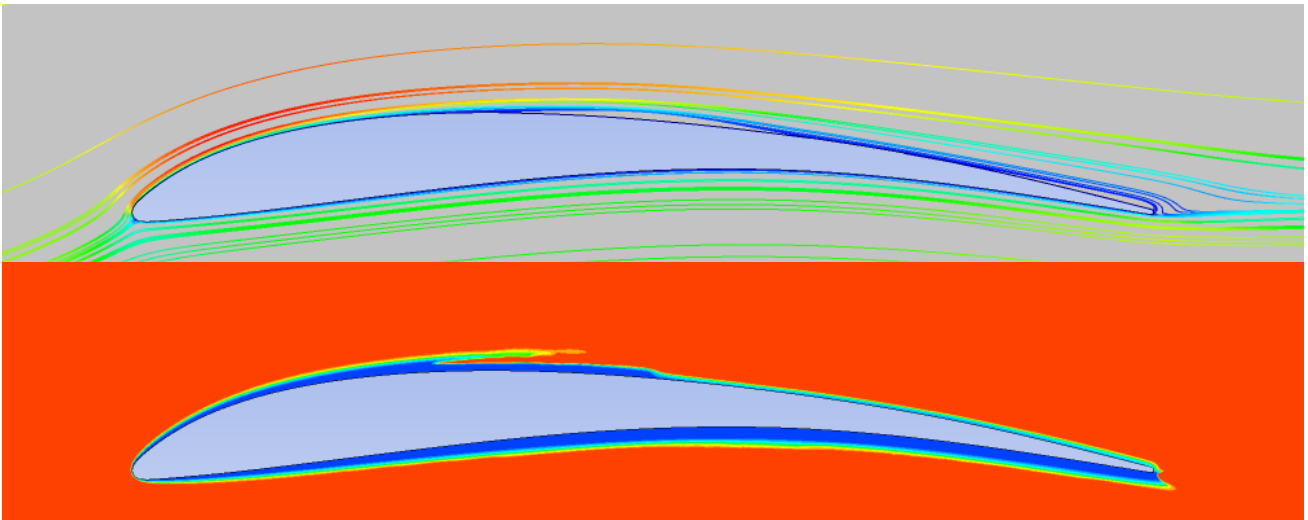


Рис. 11. Картина обтекания профиля SE-08 ( $Tu=10\%$ ,  $Re=40000$ ,  $\alpha=6$ )

Анализируя результаты расчетов можно сделать вывод, что аэродинамические характеристики профиля на режиме планирования будут выше в ветренную, турбулентную погоду. В спокойной атмосфере характеристики будут ниже.

При высокой степени турбулентности аэродинамические характеристики на режиме планирования сильноизогнутого профиля и профиля LDA практически одинаковые. При низкой степени турбулентности аэродинамические характеристики сильноизогнутого профиля гораздо ниже, чем у профиля LDA.

Напомню, что мы рассматривали обтекание гладкого профиля без турбулизатора. Теоретически, применение турбулизатора должно повысить аэродинамическое качество профиля. В связи с полученными результатами, располагать турбулизатор далее 60%САХ не имеет смысла, так как на данном расстоянии поток уже турбулизирован естественным образом.

Кирилл Ареньев