

## Изменение максимального коэффициента мощности профиля крыла в зависимости от числа Рейнольдса.

В данной статье рассмотрим зависимость изменения максимального коэффициента мощности профиля крыла от числа Рейнольдса. В качестве исследуемых профилей будем использовать сильноизогнутый профиль SE-08 и LDA-профиль AS-08, а также рассмотрим данную зависимость для профиля BE6949FVNC2, разработанного Брайаном Иглестоуном.

Свободнолетающие модели имеют различные размеры и нагрузку на крыло, поэтому модели различных классов будут планировать при различных числах Рейнольдса. Так, число Рейнольдса на планировании для модели класса F1A, вычисленное по средней аэродинамической хорде, составляет около 40000, для модели класса F1B – 30000, для модели класса F1C – 50000. К тому же крылья моделей имеют сужение, поэтому число Рейнольдса будет изменяться в зависимости от сечения крыла. Например, для модели планера F1A число Рейнольдса на режиме планирования по корневой нервюре составляет 47000, по излому «уха» – 40000, по концевой нервюре – 30000. Поэтому при проектировании модели необходимо знать аэродинамические характеристики профиля не только для какого-то одного числа Рейнольдса, а для всего диапазона чисел  $Re$ . Важным параметром при выборе профиля для режима максимальной продолжительности полета является так называемый коэффициент мощности. Это отношение коэффициента подъемной силы в степени  $3/2$  к коэффициенту лобового сопротивления. Чем выше коэффициент мощности, тем большее время модель будет планировать. Давайте рассмотрим, как будет изменяться максимальный коэффициент мощности профилей SE-08, AS-08 и BE6949FVNC2 в зависимости от числа  $Re$  в переходной области.

Параметры набегающего потока при проведении численного эксперимента следующие: температура  $+25^{\circ}\text{C}$ , атмосферное давление 760 мм.рт.ст., степень турбулентности 5%, скорость соответствует числам  $Re$ : 24000, 30000, 40000 и 50000. Хорда профиля – 131 мм. Поляры строились от угла атаки  $-3^{\circ}$  до  $+11^{\circ}$  с шагом один градус.

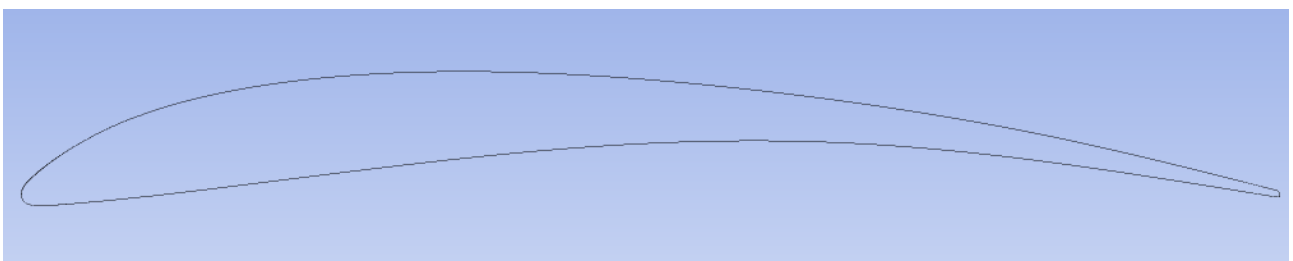


Рис. 1. Профиль SE-08.

Вначале рассмотрим сильноизогнутый профиль SE-08 (рис. 1). На рис. 2 представлены поляры профиля с турбулизатором и без него для различных чисел Рейнольдса. Турбулизатор представляет собой нить диаметром 0,6мм на расстоянии 7% САХ от передней кромки на верхней поверхности профиля. Как видим, для

данного профиля турбулизатор оказывает положительное влияние на аэродинамические характеристики во всем диапазоне чисел  $Re$ . Несмотря на то, что поляры выглядят по-разному, существенное улучшение аэродинамических характеристик от применения турбулизатора проявляется на углах больше 7 градусов. Для  $Re=24000$  максимальный коэффициент мощности профиля с турбулизатором достигается практически на максимальном  $C_y$ .

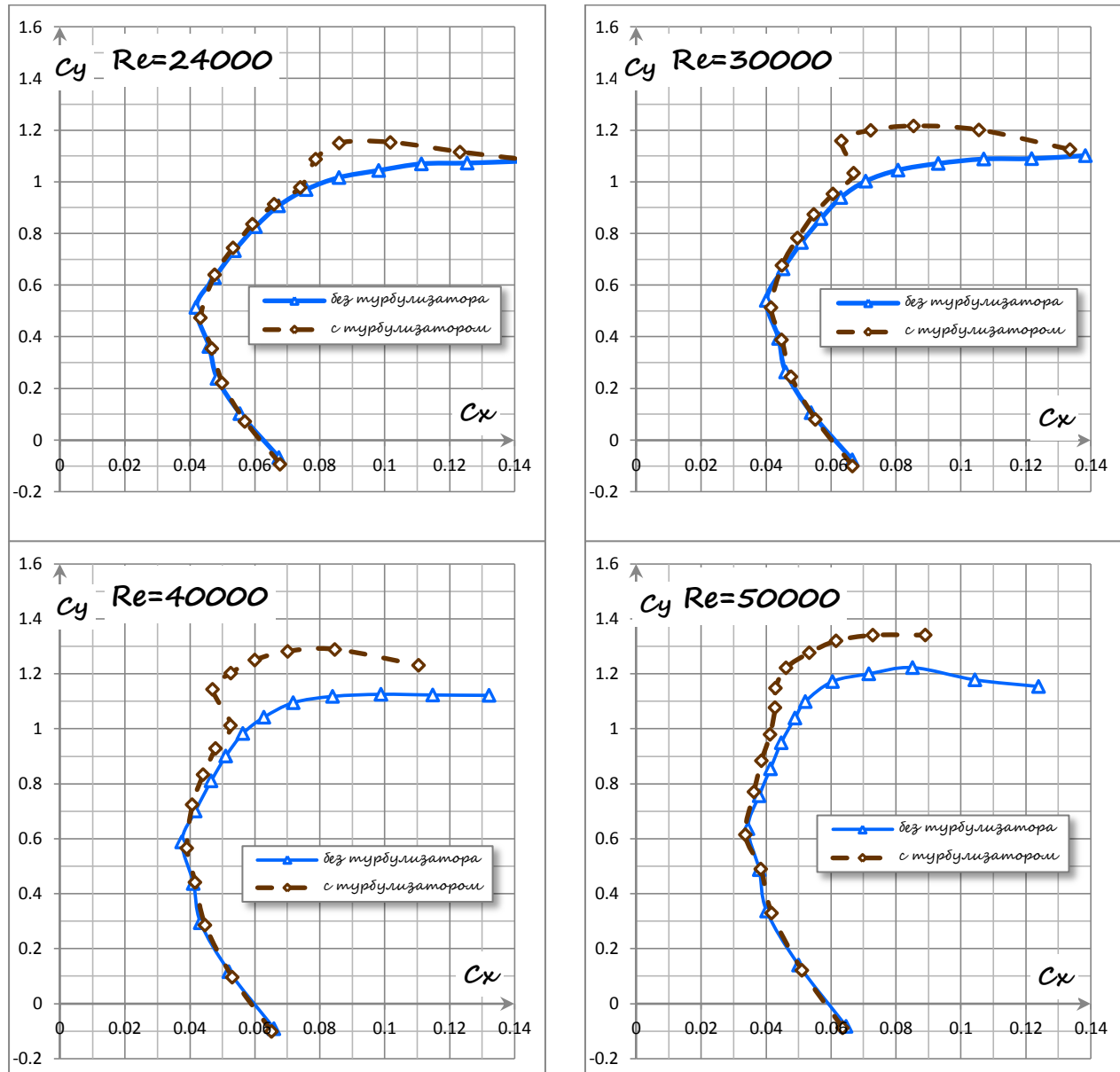


Рис. 2. Поляры профиля SE-08.

Далее рассмотрим LDA-профиль AS-08.

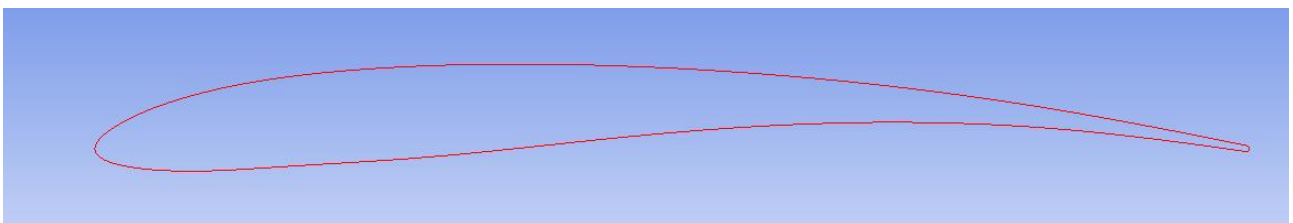


Рис. 3. Профиль AS-08.

На рис. 4 представлены поляры профиля с турбулизатором и без него. Турбулизатор аналогичен используемому на профиле SE-08. Для данного профиля эффект от турбулизатора проявляется на углах атаки примерно 3..4 градуса. Именно в этом диапазоне углов у гладкого профиля AS-08 существует обширная отрывная зона в задней части на верхней поверхности, а применение турбулизатора позволяет улучшить обтекание. На углах атаки более 7...8 градусов коэффициент подъемной силы профиля с турбулизатором несколько меньше, чем у профиля без турбулизатора.

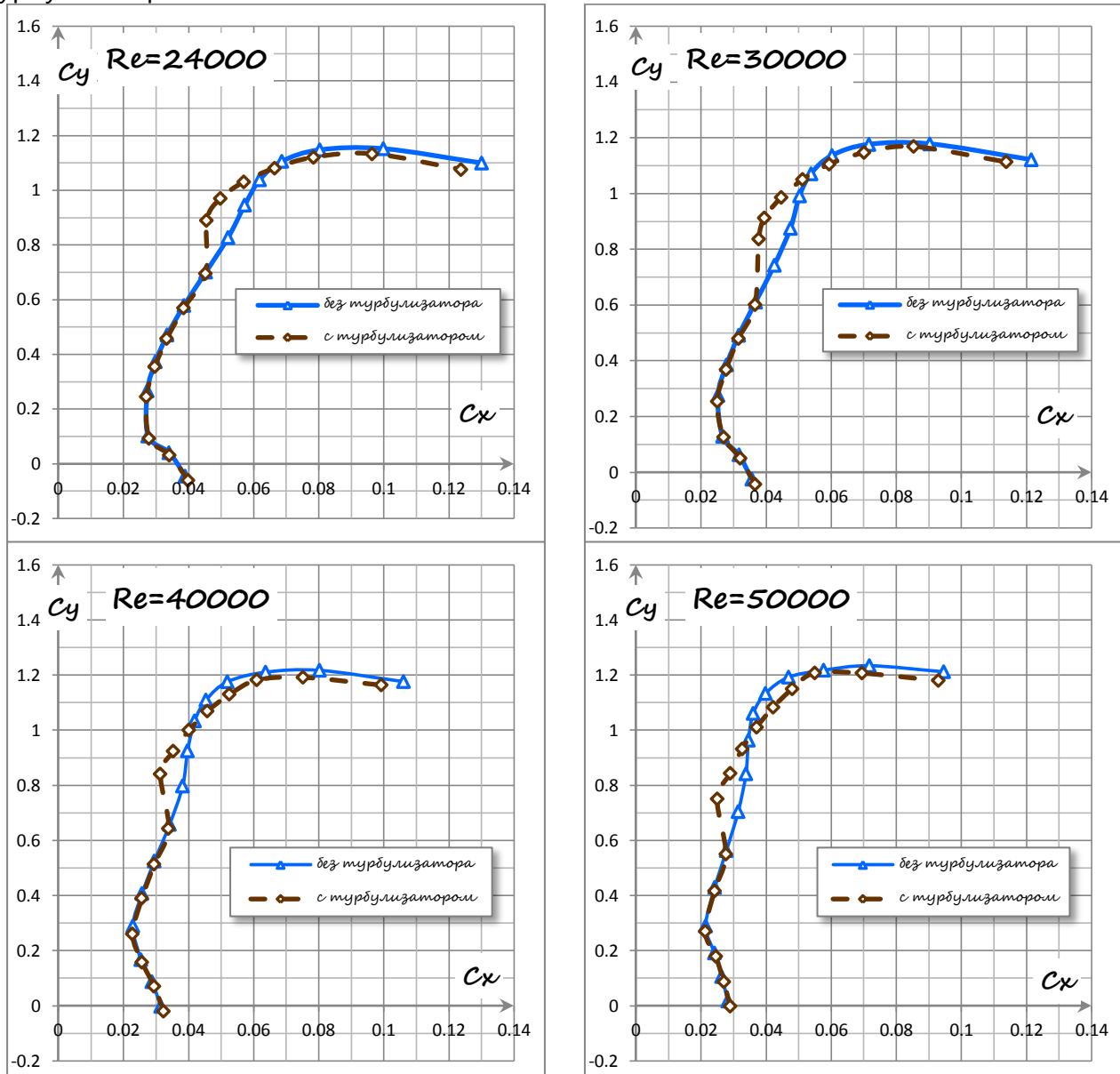


Рис. 4. Поляры профиля AS-08.

Теперь рассмотрим характеристики профиля BE6949FVNC2.



Рис. 5. Профиль BE6949FVNC2.

Профиль BE6949FVNC2 (рис. 5) разработан известным канадским аэродинамиком Брайаном Иглестоуном (**Brian Eggleston**) специально для моделей F1В. Этот профиль рекомендуется в качестве профиля корневого сечения крыла. Особенностью данного профиля является несколько скошенный «нос» верхней части. По мнению Брайана Иглестоуна такой «нос» играет роль турбулизатора, т.е. острая передняя кромка провоцирует более раннее появление ламинарного «пузыря», а скошенная часть играет роль некоего «кармана», в который этот «пузырь» помещается. В свою очередь в ламинарном «пузыре» происходит турбулизация потока и обтекание верхней поверхности получается более эффективным. Подробнее прочитать об этом можно в 51-м выпуске журнала *Free Flight Quarterly*.

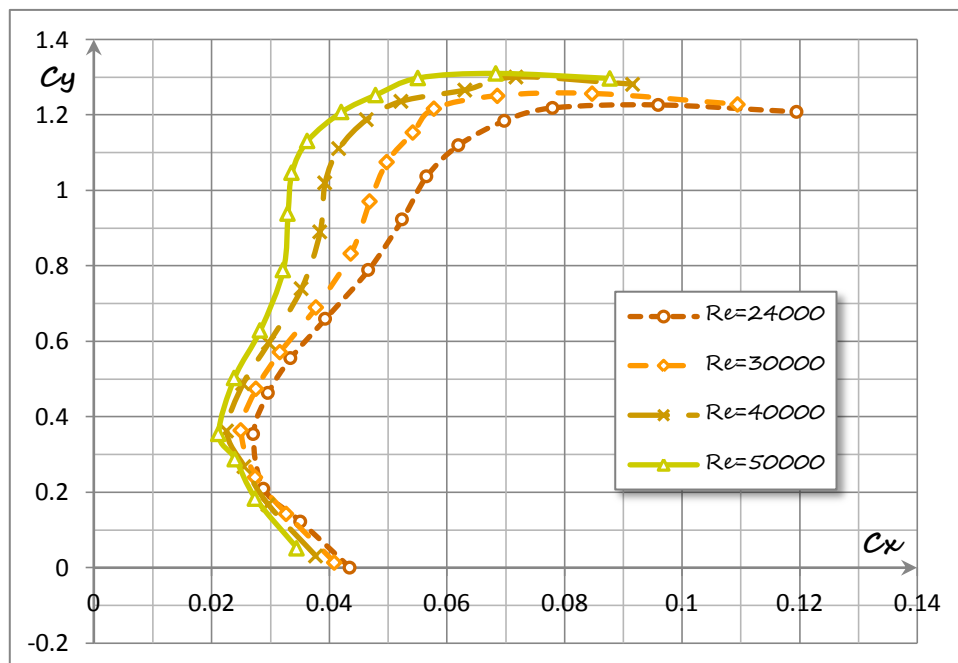


Рис. 6. Поляры профиля BE6949FVNC2.

На рис. 6 представлены поляры профиля BE6949FVNC2 для различных чисел Рейнольдса. Давайте более подробно рассмотрим картину обтекания профиля BE6949FVNC2 на примере обтекания на скорости равной числу  $Re=40000$ . При малых углах атаки обтекание носика вполне гладкое, без образования носового ламинарного «пузыря».

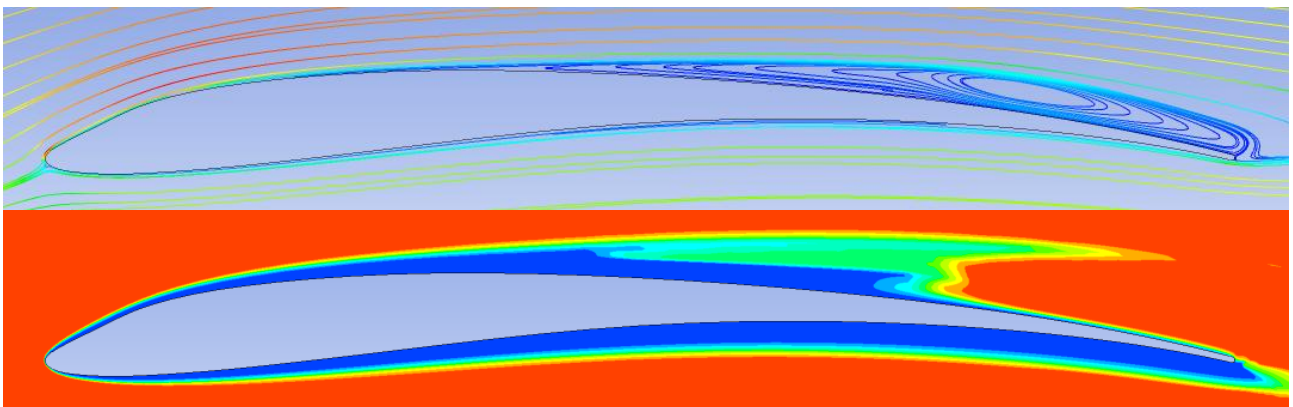


Рис. 7. Линии тока и коэффициент перемещаемости при угле атаки  $4^\circ$ .

Большая отрывная зона расположена в задней части профиля, в ней и происходит турбулизация потока (рис. 7). На рисунке коэффициента перемешиваемости синий цвет соответствует ламинарному течению, красный – турбулентному. Напомню, что коэффициент перемешиваемости изменяется от 0 до 1 и характеризует тип течения: ламинарное или турбулентное. Промежуточные значения коэффициента перемешиваемости соответствуют промежуточному типу течения (на рисунках это желто-зеленая зона).

На наивыгоднейшем угле атаки  $6^\circ$  (угол атаки, который соответствует максимальному коэффициенту мощности) в носовой части образуется небольшой вихрь, но турбулизации потока в нем не происходит (синяя зона на рисунке коэффициента перемешиваемости). Турбулизация происходит в центральной зоне срыва (рис. 8).

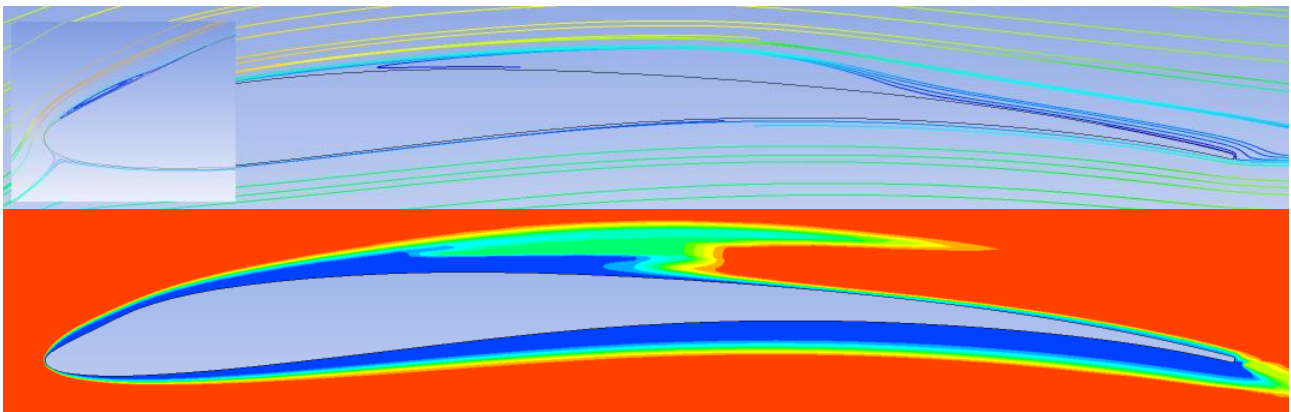


Рис. 8. Линии тока и коэффициент перемешиваемости при угле атаки  $6^\circ$ .

При дальнейшем увеличении угла атаки острая передняя кромка действительно провоцирует более раннее появление зоны срыва, в ней и происходит турбулизация потока (рис. 9).

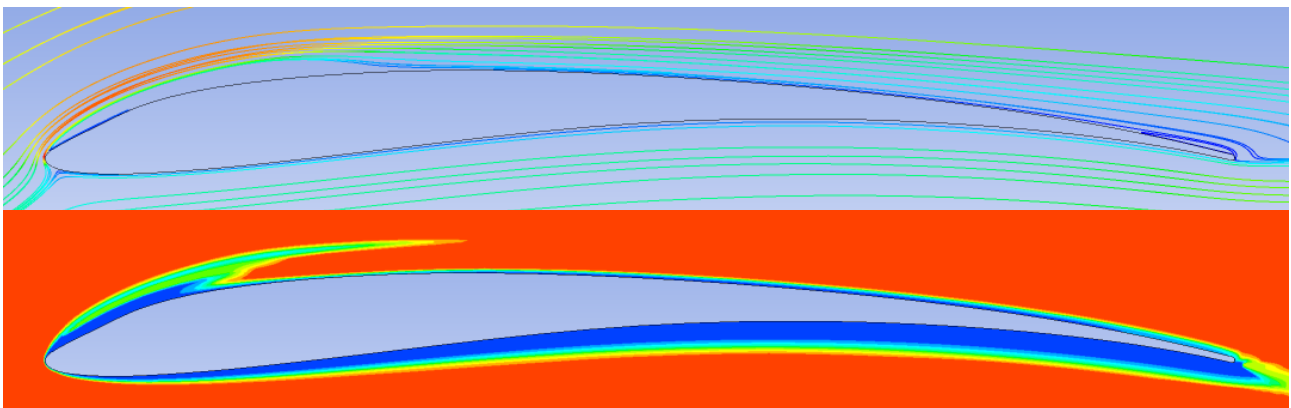


Рис. 9. Линии тока и коэффициент перемешиваемости при угле атаки  $8^\circ$ .

Также можно отметить, что данный профиль имеет достаточно низкий коэффициент сопротивления  $C_{x0}=0.04$  при нулевом коэффициенте подъемной силы. Это несколько больше, чем у профиля AS-08 ( $C_{x0}=0.03$ ). Поэтому профиль BE6949FVNC2 вполне можно считать LDA-профилем.

Обобщим результаты расчетов – вычислим для каждой пары максимальное значение коэффициента мощности и построим зависимость этого значения от числа  $Re$  для каждого профиля. Результаты расчета представлены на рис. 10.

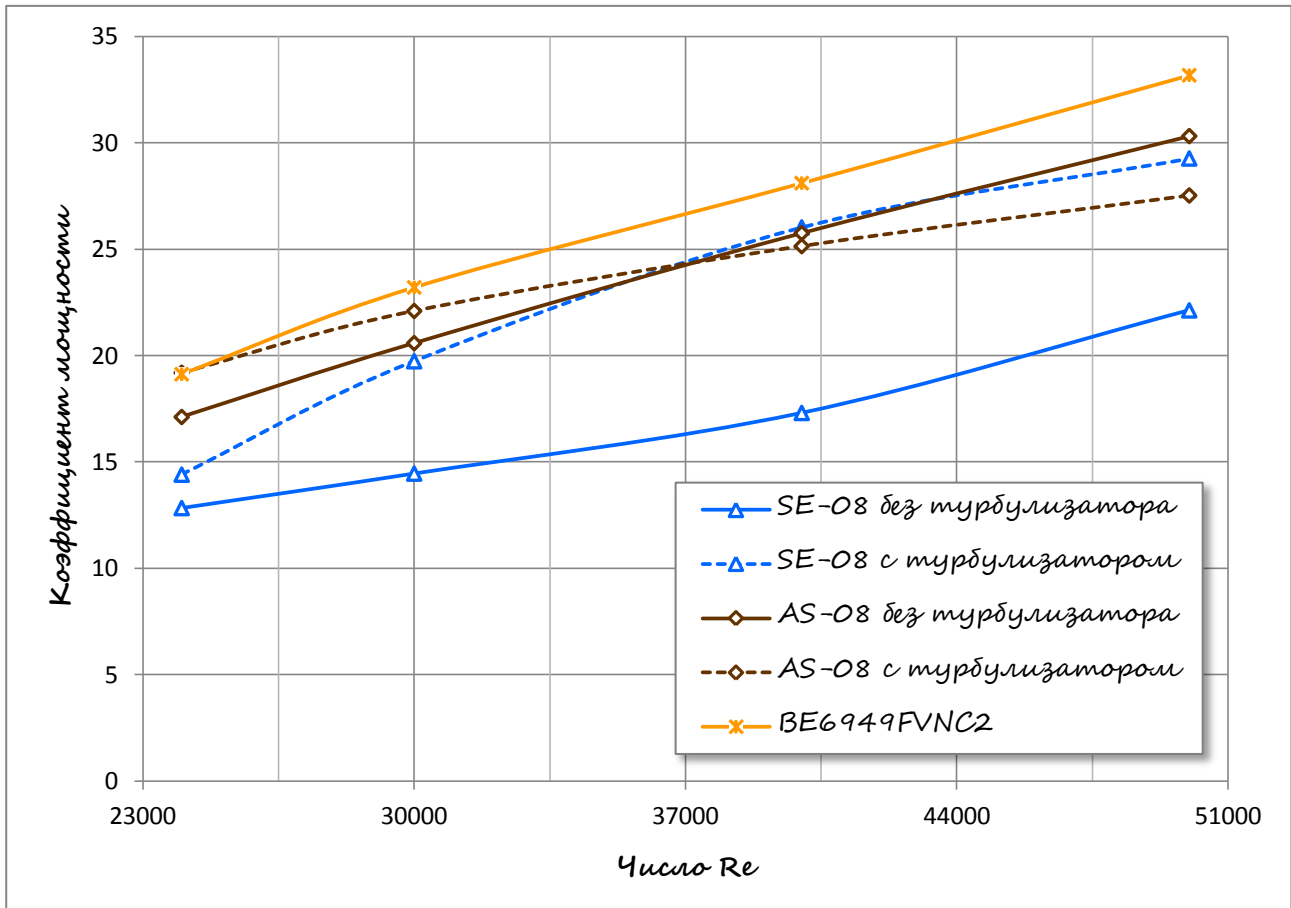


Рис. 10. Зависимость максимального коэффициента мощности от числа  $Re$ .

Из рис. 10 видно, что для профиля SE-08 применение турбулизатора увеличивает максимальный коэффициент мощности во всем исследуемом диапазоне чисел  $Re$ . При малых числах  $Re$  влияние турбулизатора меньше, чем при больших. Характеристики профиля AS-08 даже без турбулизатора оказываются лучше, чем у профиля SE-08 с турбулизатором. Применение же турбулизатора на LDA-профиле AS-08 оказывается неоднозначным. На числах Рейнольдса менее 37000, турбулизатор оказывает положительный эффект, причем, чем меньше число  $Re$ , тем больше эффект. При числах  $Re$  больше 37000 эффект от турбулизатора отрицательный. Наибольший же коэффициент мощности практически во всем рассмотренном диапазоне чисел  $Re$  имеет профиль BE6949FVNC2. Только при  $Re=24000$  его коэффициент мощности равен этому же показателю профиля AS-08 с турбулизатором. В среднем, его максимальный коэффициент мощности больше примерно на 5-10% по сравнению с профилями SE-08 и AS-08. В данный момент затруднительно назвать точную причину высоких характеристик профиля BE6949FVNC2: либо это действительно применение «скошенного» носа, либо удачное соотношение вогнутости и кривизны верхней и нижней дужек профиля. Для полной объективности необходимо также отметить, что профиль BE6949FVNC2 имеет относительную толщину 6,9% вместо 8% у профилей-конкурентов, что также

оказывает влияние на уменьшение сопротивления профиля. Тем не менее, все эти замечания не умаляют высоких характеристик профиля.

Таким образом, при принятии решения об использовании турбулизатора на крыле модели необходимо учитывать число  $Re$ , на котором будет происходить планирование. Применение турбулизатора может, как существенно улучшить аэродинамические характеристики, так и ухудшить их. Однозначного ответа о применении турбулизатора нет. Очень многое зависит не только от формы профиля крыла, но также, возможно, и от положения турбулизатора по хорде крыла. Пример профиля BE6949FVNC2 показывает, что подбирая и оптимизируя различные параметры профиля, и используя нестандартные подходы можно получить профиль крыла с очень высокими аэродинамическими характеристиками.

*Кирилл Ареньев*