



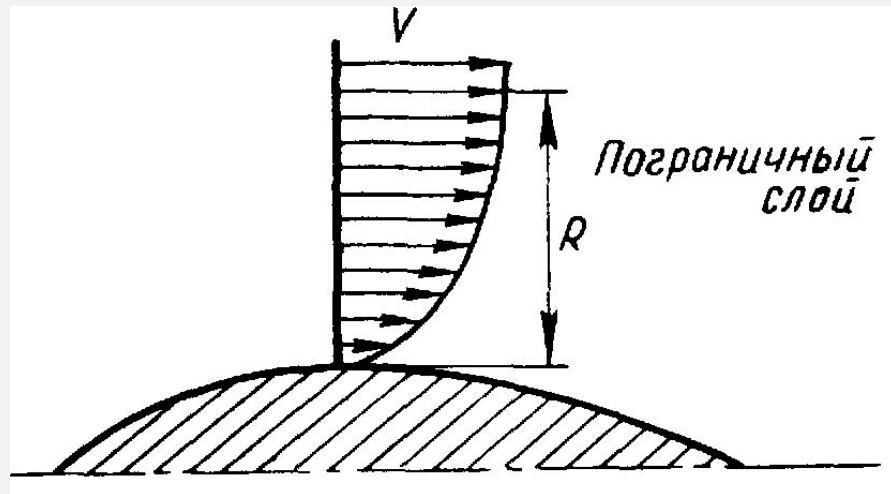
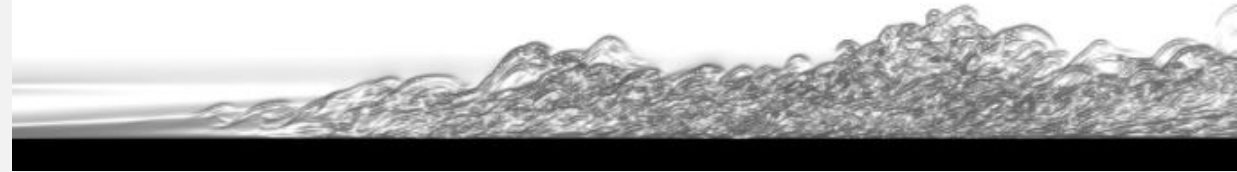
Пограничный слой и способы управления этим слоем

Подготовил студент 190
группы: Манютин Р.М.



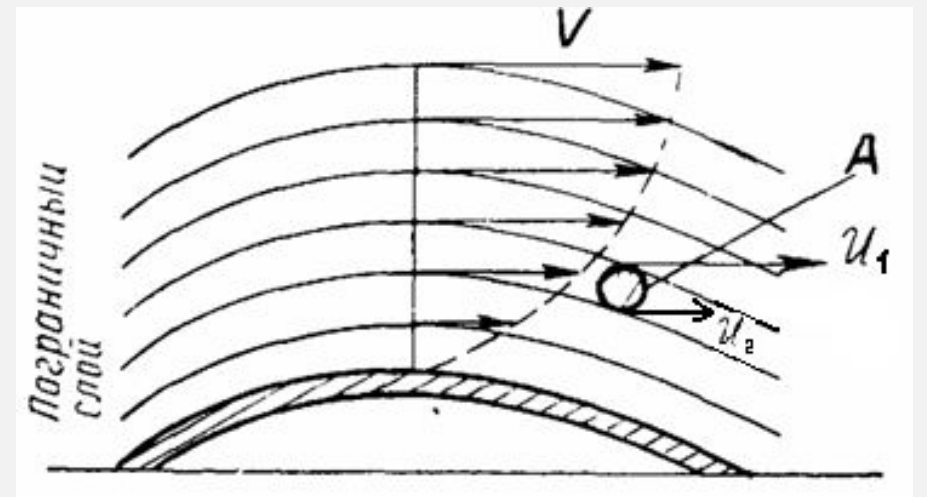
ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ

Пограничный слой – тонкий по сравнению с характерным линейным размером тела слой газа, прилегающий к твёрдой поверхности, в котором проявляется эффект вязкости.



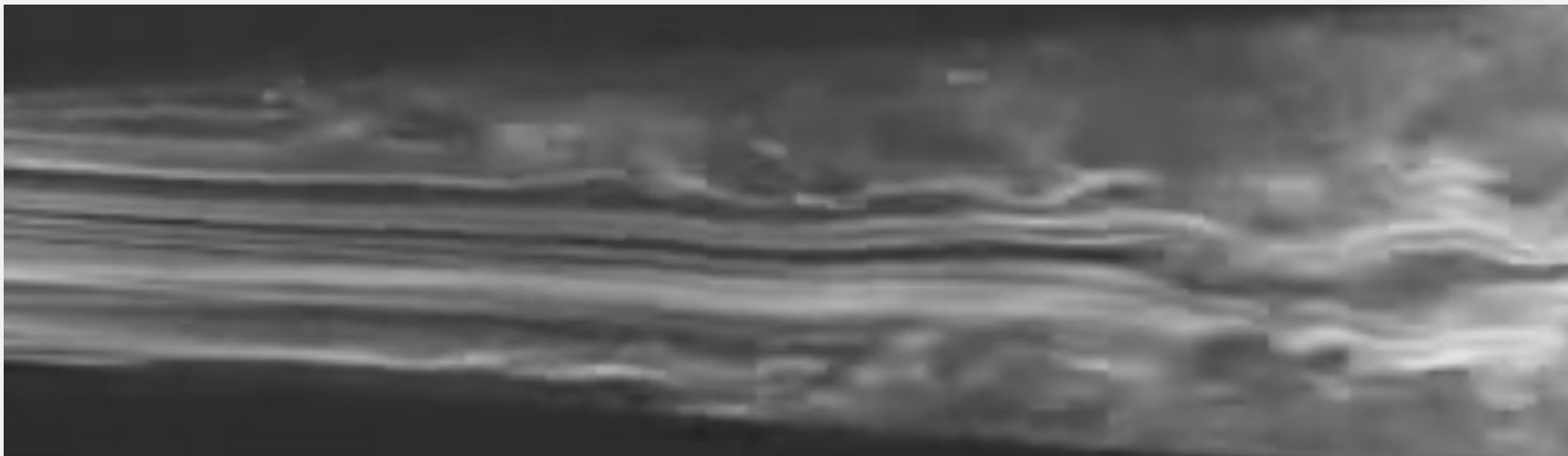
Толщина пограничного слоя – расстояние по нормали к огибаемой поверхности до границы, где скорость отличается от скорости внешнего потока на 1%

Из-за того что скорость при отдалении от обтекаемой поверхности увеличивается, в пограничном слое возникают завихрения. Пограничный слой - слой завихрений.



2 РЕЖИМА ТЕЧЕНИЯ

- **Ламинарное течение:**
 - Частицы перемещаются вдоль плавно изменяющейся траектории;
 - Перемешивание частиц отсутствует, есть перемешивание на молекулярном уровне;
 - Характерно для небольшой скорости.
- **Турбулентное течение:**
 - Возникают завихрения, давление и скорость испытывают пульсацию;
 - Перемешиваются не только молекулы, но и частицы.
- **Вихревое течение – не турбулентное!**

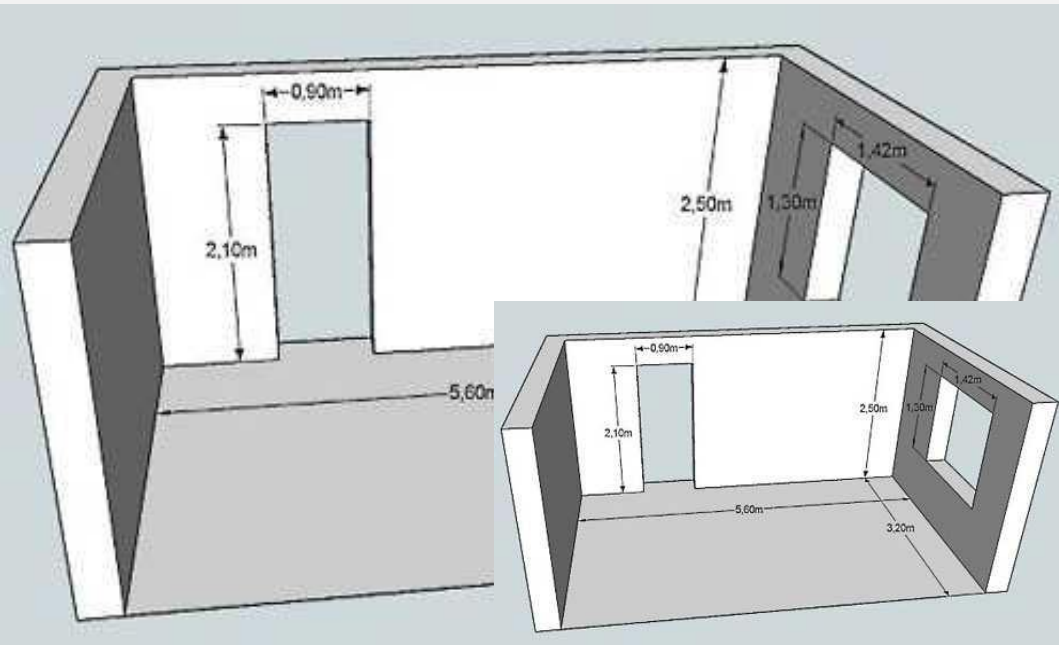


ГЕНИАЛЬНОСТЬ ЧИСЛА RE

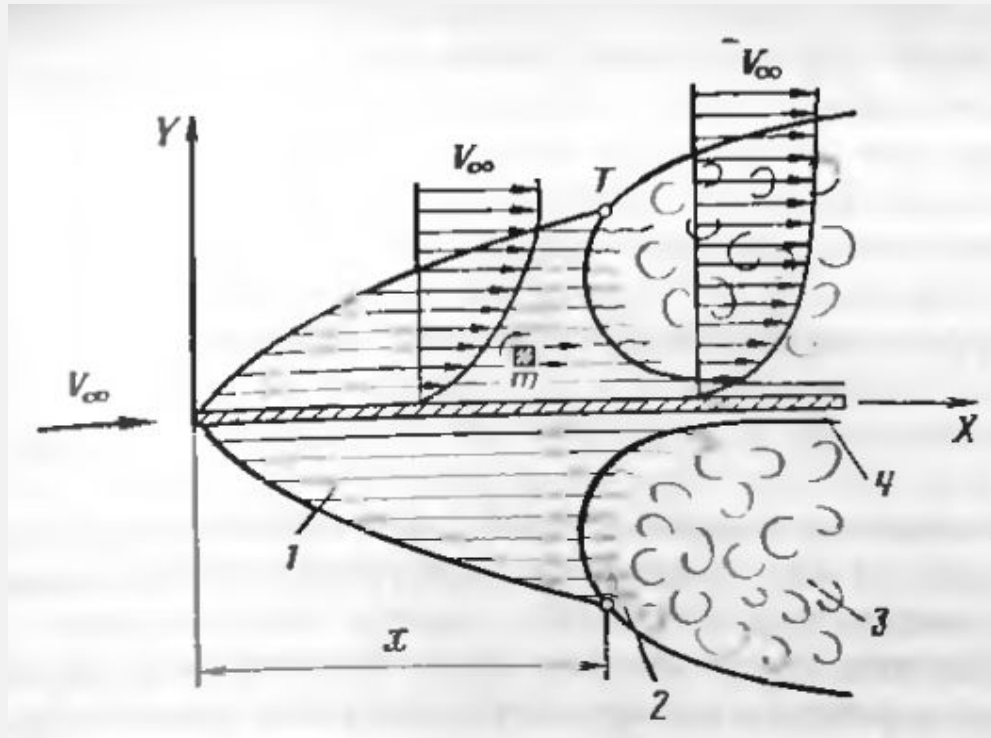
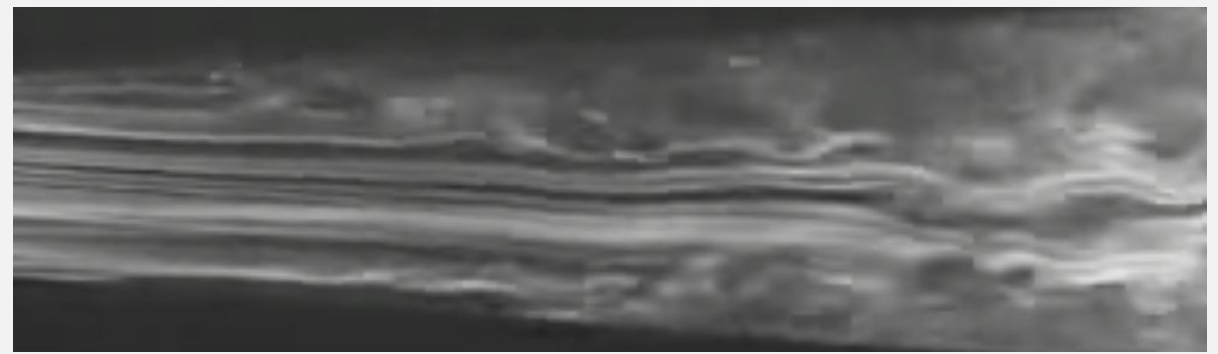
Характер потока жидкости или газа - ламинарный или турбулентный - определяется безразмерным числом, зависящим от скорости потока, вязкости, плотности жидкости и характерной длины элемента потока. Т.е. числом Рейнольдса (Re).

Безразмерная величина - это отношение соразмерных величин.
К примеру отношение длины комнаты к высоте. Т.е. меняя переменные можно испытывать аппараты на моделях.

$$Re = \frac{\rho v l}{\eta}$$

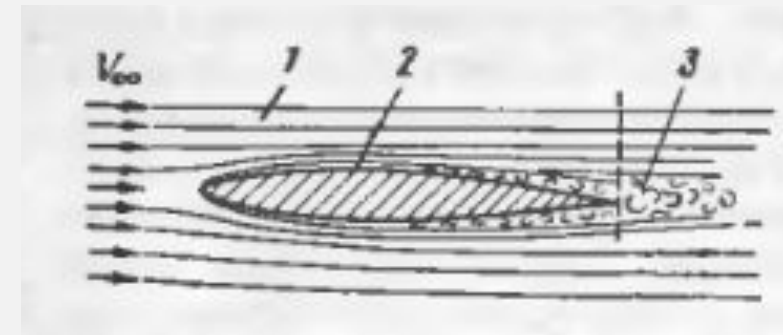


Так же можно сказать, что число Рейнольдса – это отношение инерциальных сил потока к силе вязкого трения.

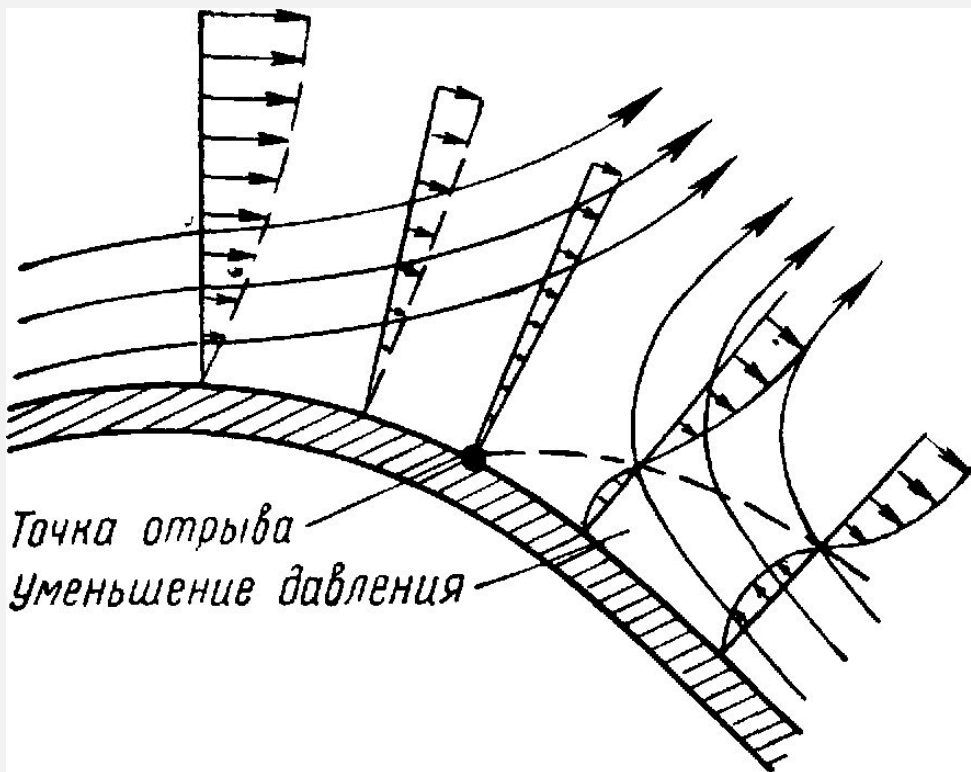
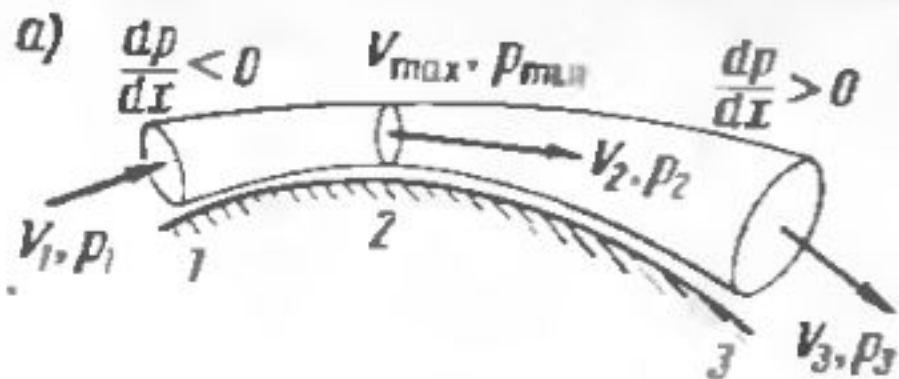


Пограничный слой, в котором наблюдается ламинарное и турбулентное течение, называется **смешанным**. Переход от ламинарного течения к турбулентному происходит в *точке перехода* (Т), при критическом числе Re^* . Положение Т зависит от турбулентности набегающего потока и шероховатости крыла. В авиации ламинарное течение сохраняется до $Re^* < 3800$. В основном у самолётов Т находится на 35% САХ.

Воздушный поток, обтекающий тело, можно разделить на 3 части: внешний поток, пограничный слой и спутный след. Скорость потока в спутном следе меньше скорости потока во внешнем потоке.



ОТРЫВ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ



При обтекании тела с криволинейной поверхностью, поток расширяется, растёт давление и уменьшается скорость. Так как в пограничном слое скорости малы, из-за разности давления воздух перетекает обратно, оттесняя внешний поток. Пограничный слой отрывается.

Это приводит к падению подъёмной силы и резкому увеличению сопротивления.

УПС – УПРАВЛЕНИЕ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ

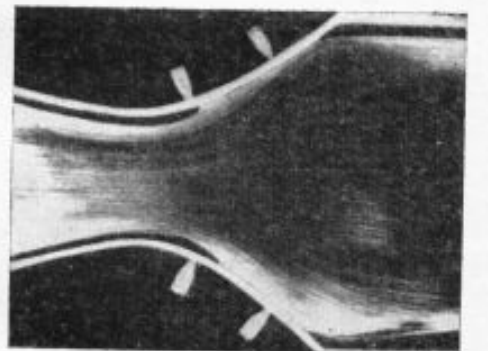
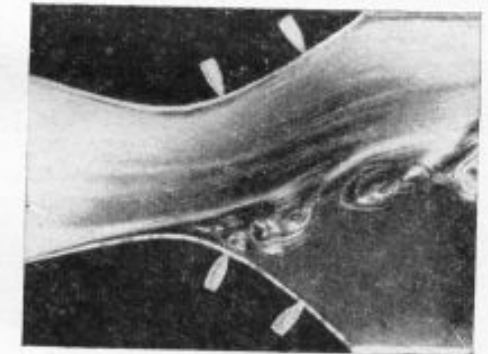
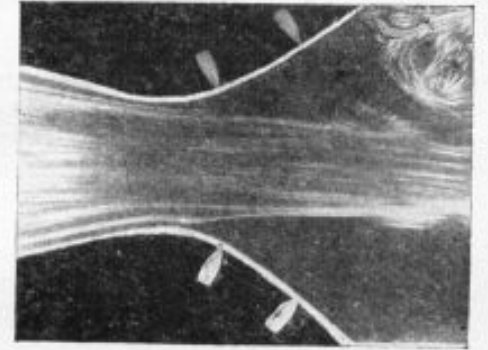
УПС можно разделить на 2 задачи:

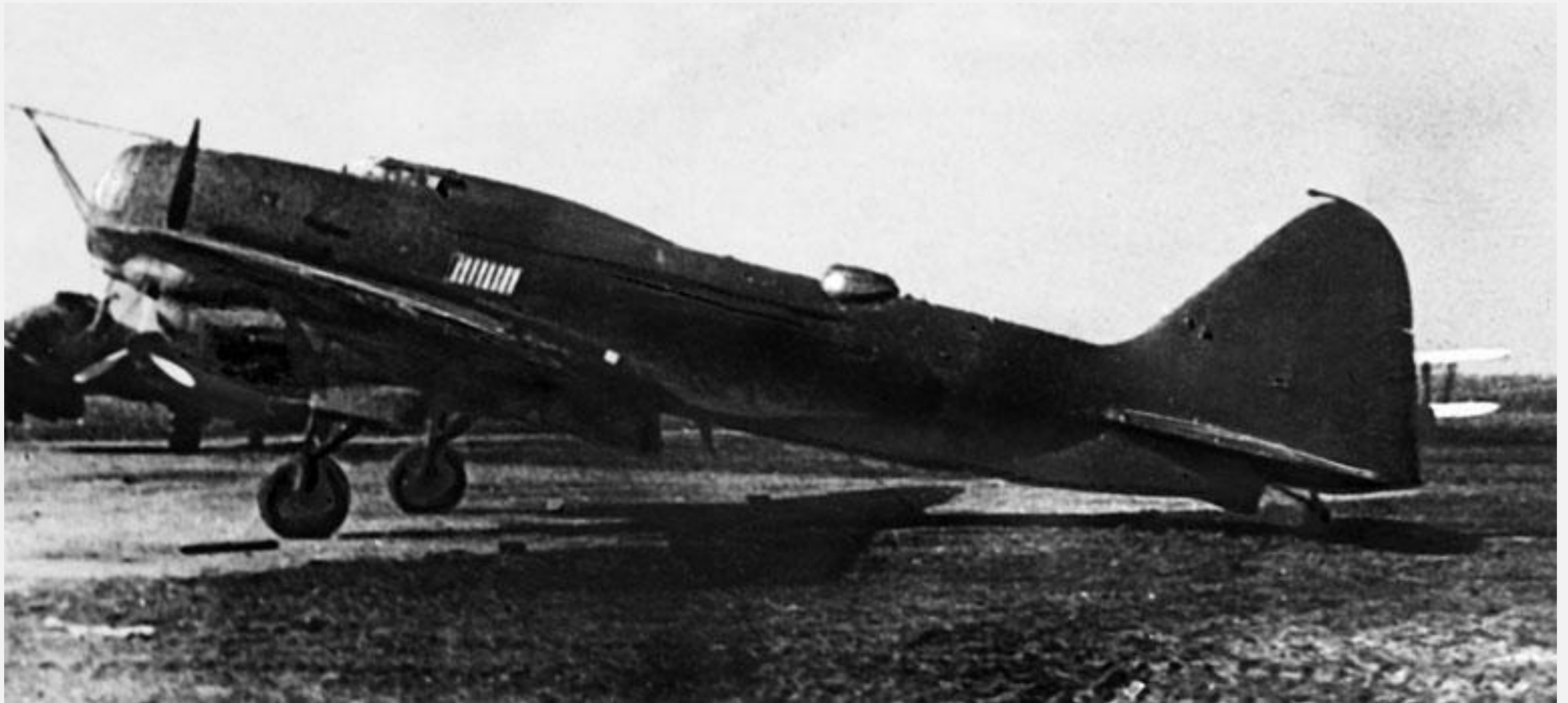
- 1) Затягивание отрыва пограничного слоя** (уменьшает скорость сваливания улучшает взлётно-посадочные характеристики самолёта);
- 2) Затягивание перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный пограничный слой** (сопротивление трения уменьшается в десятки раз, уменьшается нагрев обшивки).

ЗАТЯГИВАНИЕ ОТРЫВА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ

Так как на больших углах атаки давление резко увеличивается к задней кромке, что создаёт отрыв пограничного слоя, целесообразно в области повышенного давления начать *отсасывать воздух*. При этом пограничный слой станет обратно прилипать к крылу.

Для толстых крыльев (максимальная толщина 10-12% хорды) отсасывать воздух лучше непосредственно перед закрылком, а для тонких (максимальная величина 8% хорды) отсасывать воздух дополнительно надо у носка крыла.





ДБ-3УПС имеет дополнительный двигатель ЗИС-101А (116 л.с.) с компрессором для всасывания воздуха. Это **увеличило подъемную силу и уменьшило посадочную скорость.**

Затягивать отрыв пограничного слоя очень помогают закрылки и предкрылки. При больших углах атаки струя, вытекающая из их щелей увеличивает скорость пограничного потока и прижимает струю к верхней поверхности крыла.

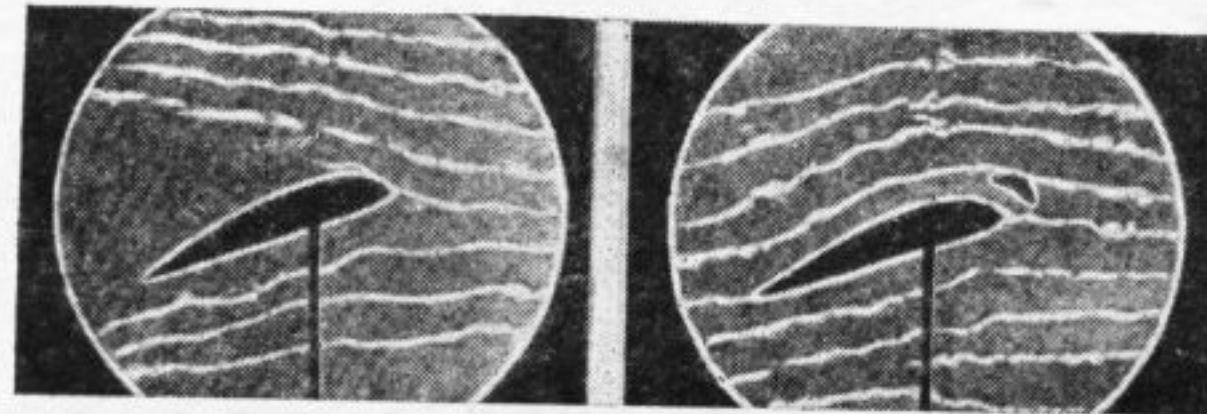
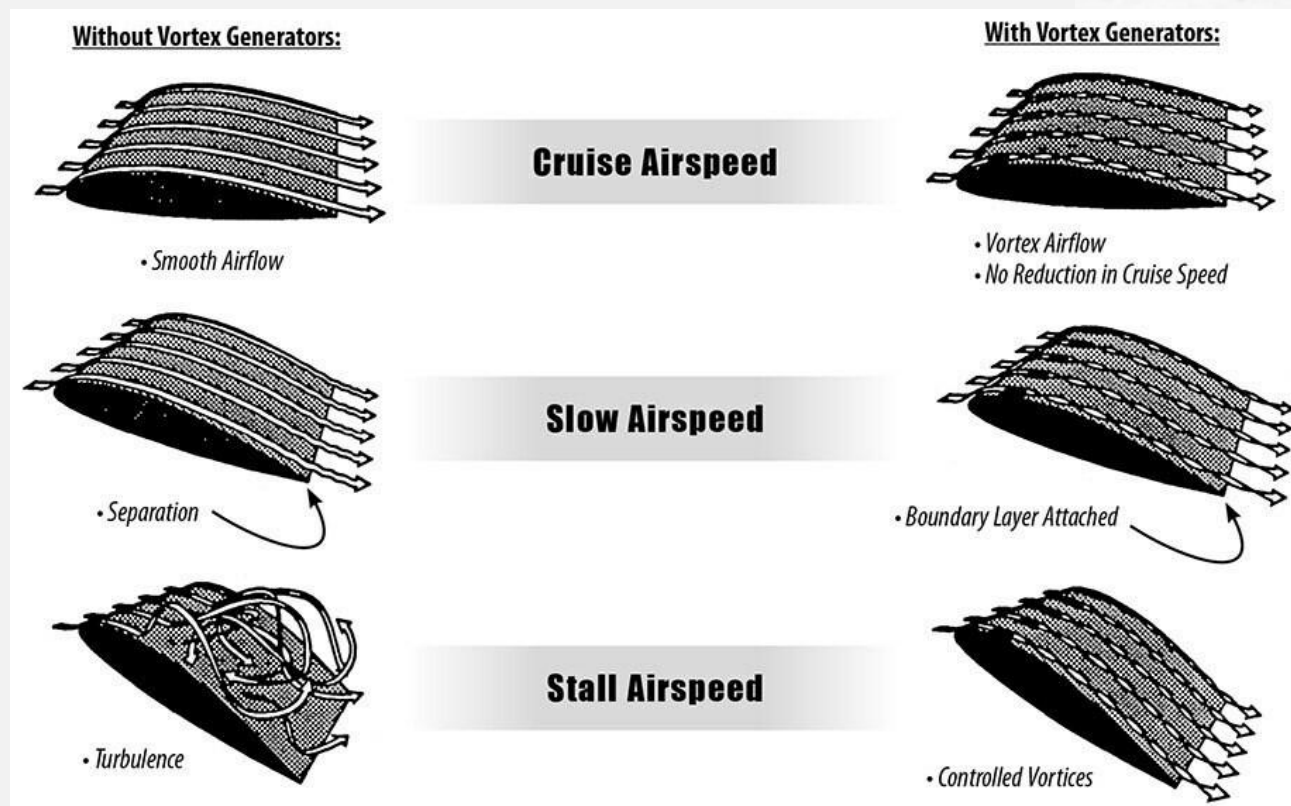


Рис. 7.83. Предкрылок прижимает струю к верхней поверхности крыла.



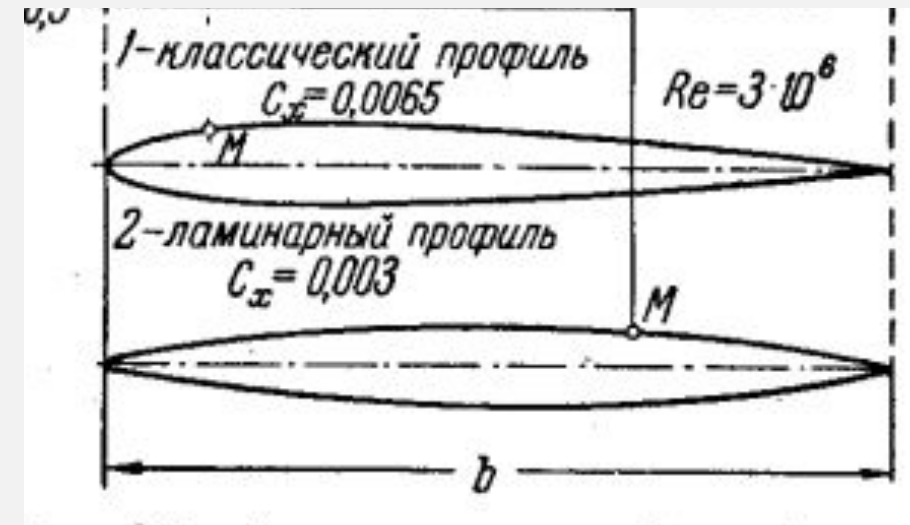
Преждевременный срыв воздушного потока также можно предотвратить искусственной турбулизацией в зоне повышенного давления. Этого можно достичь установкой турбулизаторов, которые делают поток турбулентным и более устойчивым к отрыву.





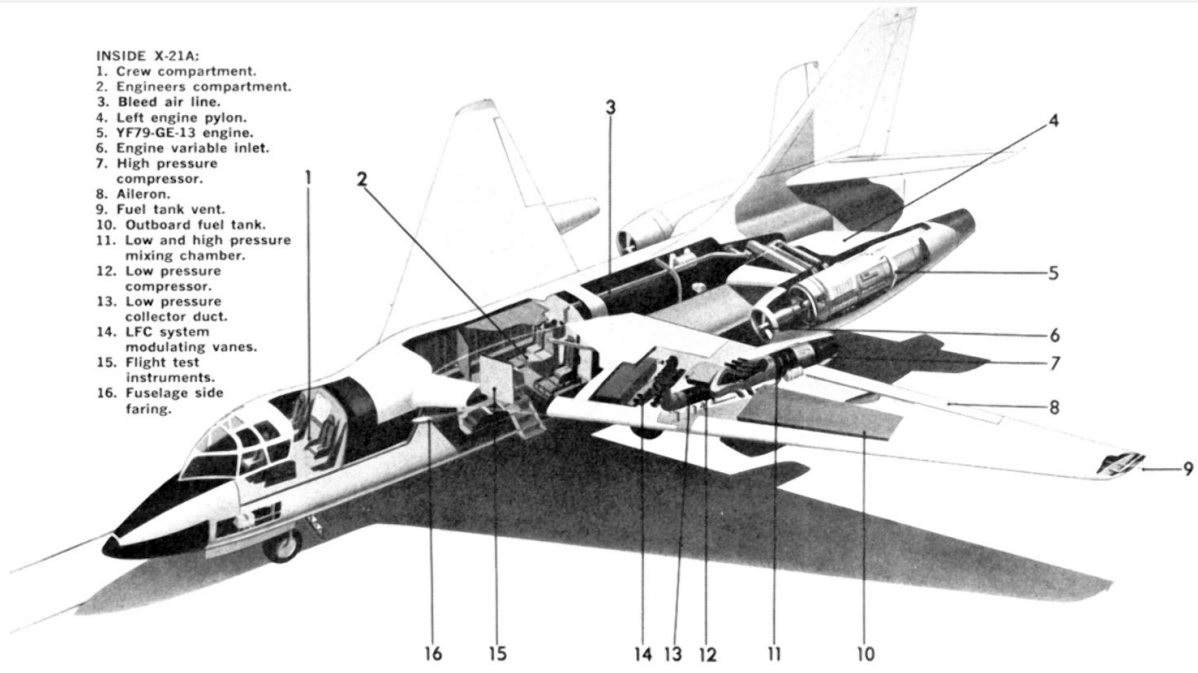
ЗАТЯГИВАНИЕ ПЕРЕХОДА ЛАМИНАРНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ В ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ

Применение ламинаризованного профиля позволяет благодаря длительному ускорению потока сохранять ламинарный турбулентный слой. Это очень сильно уменьшает сопротивление, однако ламинаризация происходит на небольшом диапазоне углов атаки.



INSIDE X-21A:

1. Crew compartment.
2. Engineers compartment.
3. Bleed air line.
4. Left engine pylon.
5. YF79-GE-13 engine.
6. Engine variable inlet.
7. High pressure compressor.
8. Aileron.
9. Fuel tank vent.
10. Outboard fuel tank.
11. Low and high pressure mixing chamber.
12. Low pressure compressor.
13. Low pressure collector duct.
14. LFC system modulating vanes.
15. Flight test instruments.
16. Fuselage side fairing.



Другой способ ламинаризации пограничного слоя – отсасывание воздуха. Даже при больших значениях числа Re не даёт переходить ламинарному пограничному слою в турбулентный. Для примера Northrop X-21.

ЛИТЕРАТУРА

- 1) «Аэродинамика и динамика полёта транспортных самолётов» - Л.Ф.Николаев
- 2) «Учебное пособие по аэродинамике» - КГБОУ СПО «Комсомольский-на-Амуре авиационно-технический техникум»
- 3) Отрывок из книги:
http://alexandr4784.narod.ru/fabrikant/fabrikant_07_30.pdf
- 4) Советский фильм по аэродинамике.