Пограничный слой

Поверхность тела, как бы она не была хорошо обработана, имеет неровности, размеры которых больше размеров молекул воздуха. Пусть около поверхности движется воздушный поток со скоростью V (рис 1.4).

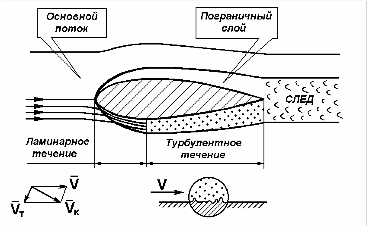


Рис. 1.4 Течение в ПС

Так как, кроме движения всей воздушной массы относительно тела внутри нее имеется еще хаотичное (тепловое) движение молекул, то скорость любой молекулы можно представить векторной суммой:

Vм=V+Vт

Где Vт – скорость теплового движения данной тепловой молекулы в данное мгновение. За счет скорости Vт молекулы отклоняются от общего направления движения воздушной массы и сталкиваются с неровностями стенки. Так как элементарные участки поверхности, о которые ударяются молекулы, расположены совершенно случайно относительно вектора Vм, то молекулы, после столкновения со стенкой отлетают в случайных направлениях. При этом упорядоченное движение молекул разрушается, превращаясь в хаотическое, кинетическая энергия воздушной массы переходит в тепло, а скорость направленного движения воздуха непосредственно на поверхности тела падает до нуля. Поскольку на поверхности тела скорость воздуха равна нулю, а на некотором расстоянии от этой поверхности поток движется со скоростью V, то в результате появления вязкости воздуха здесь образуется переходный слой.

Слой воздуха, непосредственно прилегающий к поверхности тела, в котором действуют силы вязкого трения, и скорость постепенно нарастает от нуля до скорости внешнего потока называют пограничным слоем(ПС). Вне ПС (в основном потоке) влияние вязкости практически отсутствует. ПС очень тонок – его толщина измеряется миллиметрами, причем она нарастает постепенно от передней части тела к задней. Позади тела ПС переходит в приторможенную область потока, заполненную мелкими вихорьками (так называемый «след»), который по мере удаления постепенно размывается и исчезает) (смотри рис1.4).

Таким образом, поток, обтекающий поверхность крыла, можно разделить на два слоя:

- пограничный, в котором имеет место относительное движение слоев воздуха, а значит, и появляются милы вязкости (трения), воспринимаемые крылом;

- поток вне ПС (основной поток), текущий с постоянной скоростью; силы вязкости в этом случае не появляются.

По характеру течения воздуха ПС делятся на 2 типа: ламинарный и турбулентный.

В ламинарном ПС отдельные струйки воздуха движутся все время параллельно поверхности тела, е приближаясь и не удаляясь от нее (рис. 1.5а).

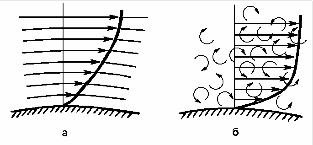


Рис. 1.5. Изменение скоростей по высоте пограничного слоя: а – ламинарный ПС; б – турбулентный ПС

В турбулентном ПС наблюдается непрерывное перемещение струек, приближение их к поверхности тела и удаление от нее. В связи с этим распределение скоростей по толщине ПС оказывается иным, чем при ламинарном течении: «быстрые» струйки, попавшие при перемешивании из внешней части ПС к поверхности тела, повышают здесь скорость течения

(рис. 1.5б). Структура ПС зависит от ряда факторов: скорости потока, температуры и давления воздуха, состояния поверхности тел, размеров тела, распределения давления по поверхности и др.

ПС оказывает влияние на характер течения основного потока, точно также основной поток влияет на характер течения ПС, т.е. эти слои взаимодействуют друг с другом. Давление ПС в котором сечении профиля такое же, как в основном потоке. Движение ПС против основного потока приводит к его утолщению и срыву в виде мощных вихрей.

На некотором расстоянии от передней кромки ПС переходит из ламинарного в турбулентное состояние (рис. 1.6)

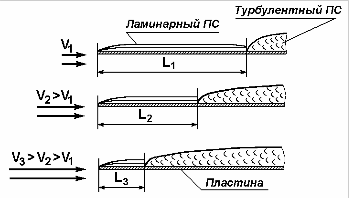


Рис. 1.6. Влияние скорости потока на точку перехода ламинарного течения в турбулентное.

Чем больше скорость, тем ближе к передней кромке точке перехода.

Турбулизация ПС способствует шероховатости и различные неровности тела, а также пульсация потока, набегающего на тело (например, струя от воздушного винта).

Сила трения, пропорциональная градиенту скорости, при турбулентном ПС в несколько раз больше, чем при ламинарном. Поэтому иногда целесообразно принимать меры для предупреждения перехода ламинарного ПС в турбулентный или, по крайней мере, получается возможно более заднего положения точки перехода.

Основные формы крыла в плане (рис. 8.1):

1. прямоугольная;
2. трапециевидное;
3. стреловидное;
4. треугольное;
5. ромбовидное;
6. оживальное.

a

b

* 1. b)

с) d)

e) f)

*Рис****. 8.1.*** *Основные формы крыла в плане*

*a – прямоугольное; b – трапециевидное; c – стреловидное; d – треугольное; e – ромбовидное; f – оживальное.*

Достаточно часто форма крыла представляет собой комбинацию представленных на рис. 17 форм крыла.

Размер *l* называют *размахом* крыла, а ширина крыла *b* называется *хордой* крыла*.*

*Удлинением* крыла называют отношение размаха крыла к его хорде:

  *l*

### b

или   *l* .

### S

*2*

Последняя запись удобна, если хорда крыла переменна по размаху. В этом случае вводят понятие *средняя хорда*:

*bcp*

 *S* .

### l

А также вводят понятие *сужение крыла*:

где *b0* – корневая хорда крыла;

*bк* – концевая хорда крыла.

  *b0* .

*bк*

У прямоугольного крыла *=1*, а у треугольного крыла *=*. Стреловидное крыло характеризуется углом стреловидности  (рис. 8.2 а). *Угол стреловидности* это угол между осью *Z* и передней кромкой крыла. Иногда угол стреловидности измеряют между осью *Z* и линией, проведенной через точки, расположенные от передней кромки крыла на

расстоянии

1.  *b* . Например, у самолета Ил-14 стреловидность по передней кромке крыла

### 4

равна 0, а по 1/4 хорд угол стреловидности отрицательный.

При виде спереди строительная ось крыла самолета образует с осью *Z* угол, напоминающий латинскую букву *V*. Поэтому этот угол так и называют *углом поперечного*

*V.* Этот угол может быть как положительным (см. рис. 8.2 b), так и отрицательным. Также он может быть равен 0.

Z



1/4



Z

а) b)

*Рис****. 8.2.*** *Характерные углы крыла*

*а – угол стреловидности; b – угол поперечного V*

Если разрезать крыло плоскостью, нормальной к его строительной оси, то полученное сечение называется *профилем крыла* (рис. 8.3).

xf

Cmax

fmax



V

xc

b

*Рис****. 8.3.*** *Геометрические характеристики профиль крыла*

*средняя линия профиля.*

*b – хорда профиля; xc – координата максимальной толщины профиля; xf – координата максимального прогиба профиля;*  *– угол атаки профиля; V* *– вектор набегающего воздушного потока; Сmax – максимальная толщина толщина профиля; fmax – максимальный прогиб профиля.*

Линия, соединяющая самые крайние точки профиля (носок и хвостик), называется

*хордой профиля*.

Отношение наибольшей толщины профиля *см* к его хорде *b* называют

*относительной толщиной* профиля:

*c*  *cм* .

### b

Эта точка расположена относительно носка профиля на расстоянии *хс*. Относительная координата максимальной толщины равна:

*xc*  *xc* .

### b

Профиль может быть симметричный или несимметричный. В последнем случае можно говорить о *кривизне профиля*. Кривизну профиля оценивают по величине максимального прогиба средней линии профиля *f*, точнее, по *относительной кривизне и относительной координате максимальной кривизны*:

*f*  *f* и

### b

*x*  *x f* .

### b

*f*

Крыло *однопрофильное* – если во всех сечениях профили подобны. Крыло называется *геометрически плоским*, если хорды всех сечений каждого полукрыла лежат в одной и той же плоскости (*0=**к*), в противном случае (*0**к*) говорят о *крутке* крыла (рис. 8.4).

к

к

a)

b)

0

0