



**САМАРСКИЙ** УНИВЕРСИТЕТ  
SAMARA UNIVERSITY

федеральное государственное автономное  
образовательное учреждение высшего образования  
«Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королева»

Институт двигателей и энергетических установок  
Кафедра теории двигателей летательных аппаратов

Глава 2. Термогазодинамический расчет рабочего процесса ГТД

## § 2.2. Входные устройства

## 2.2.1. Назначение

Входные устройства (ВУ) ГТД предназначены для подвода воздуха к компрессору двигателя и частичного преобразования кинетической энергии набегающего потока в потенциальную энергию сжатого воздуха.



## 2.2.2. Классификация

Диапазоны скоростей полета летательных аппаратов и требования к его маневренным свойствам оказывают наибольшее влияние на облик ВУ.

В соответствии со значениями максимальных скоростей полета летательных аппаратов ВУ подразделяют на:

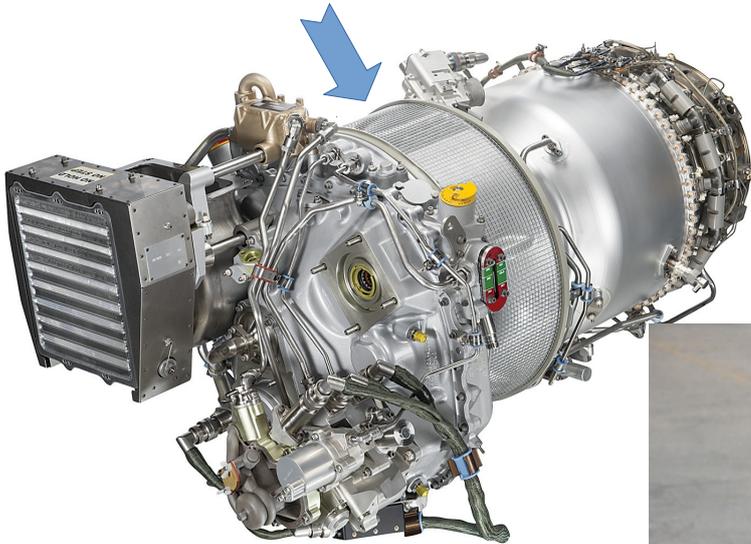
- **дозвуковые входные устройства** (воздухозаборники) — соответствуют максимальным значениям  $M_{\Pi}$  крейсерского полета около 0,8...0,9.

Устанавливают на самолетах гражданской авиации, военно-транспортных самолетах, а также вертолетах. В силовых установках этих ЛА сжатие воздуха осуществляется в основном компрессором, а повышение давления от скоростного напора невелико. Обладают простой конструкцией. Их выполняют нерегулируемыми.

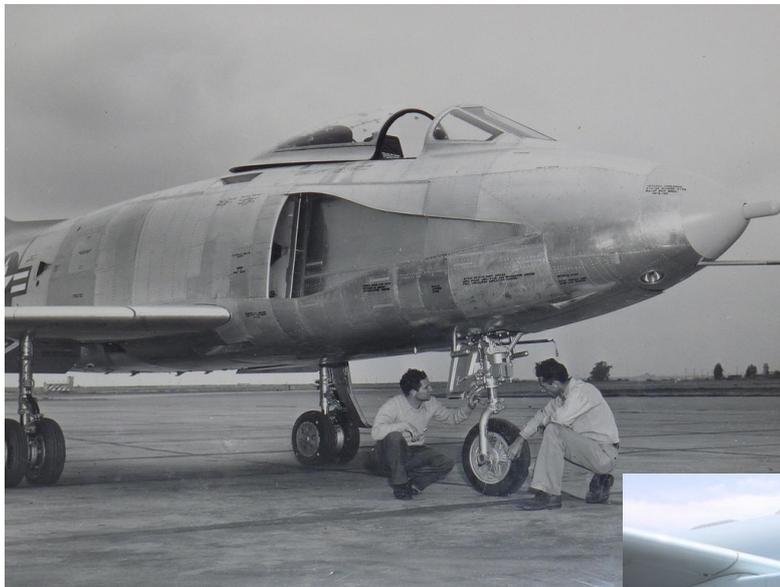


## Типы дозвуковых входных устройств:

- Статический воздухозаборник



- «Сливной» (flush-type, NACA-type) воздухозаборник



- Воздухозаборник Пито



- **Сверхзвуковые входные устройства (СВУ)**— устанавливаются на самолетах, у которых максимальные значения  $M_{II}$  соответствуют высоким сверхзвуковым скоростям ( $>1,5$ ).



## Геометрические конфигурации сверхзвуковых входных устройств:

- Плоские

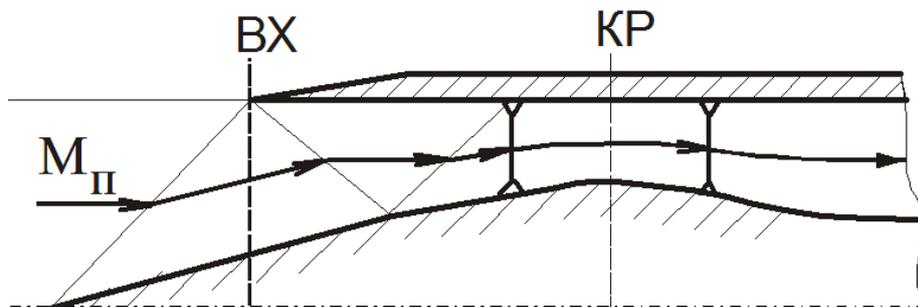


- Осесимметричные

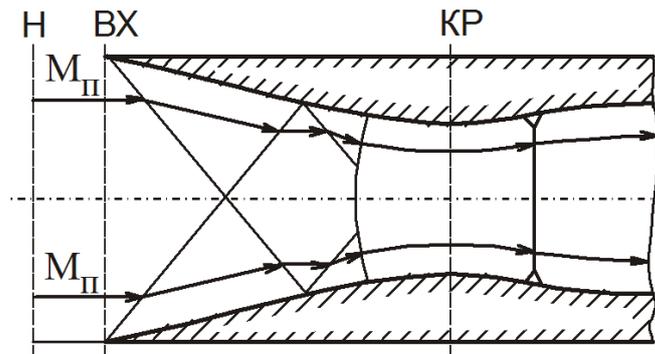




У **СВУ смешанного сжатия** одна часть косых скачков размещается перед плоскостью входа, а другая часть – во внутреннем канале. В этом случае внутренний канал от плоскости входа до «горла» имеет значительное сужение, а само «горло» располагается на некотором удалении от плоскости входа.



У **СВУ внутреннего сжатия** все косые скачки уплотнения располагаются за плоскостью входа, и сжатие осуществляется внутри канала.



### 2.2.3. Параметры режима работы

Re - число Рейнольдса.

Число Рейнольдса характеризует режим течения (ламинарный или турбулентный), равен отношению силы инерции к силе вязкости, действующих на рабочее тело, и определяется по формуле

$$Re = \frac{\rho \cdot c \cdot l}{\mu},$$

где

$\rho$  - плотность рабочего тела,  $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ ;

$c$  - скорость потока,  $\frac{\text{м}}{\text{с}}$ ;

$l$  - характерный размер (например, длина канала), м;

$\mu$  - динамическая вязкость, Па·с.

$M_{\Pi}$  - число Маха скорости полета.

Число Маха скорости полета характеризует режим течения набегающего потока воздуха и определяет соотношение полных и статических параметров потока.

$$p_H^* = p_H \cdot \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_{\Pi}^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} ;$$
$$T_H^* = T_H \cdot \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_{\Pi}^2 \right) .$$

$q(\lambda_B)$  - относительная плотность тока в сечении на выходе из входного устройства.

$q(\lambda_B)$  характеризует режим работы и производительность (потребляемый расход воздуха) компрессора

$$G_B = \frac{m_e \cdot p_B^* \cdot F_B \cdot q(\lambda_B)}{\sqrt{T_B^*}} .$$

Расход воздуха  $G_B$ , потребляемый компрессором, должен быть согласован с расходом воздуха, проходящим через входное устройство.

## 2.2.4. Критерии эффективности

$\sigma_{\text{ВХ}}$  - коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве.

Коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве равен отношению полного давления в сечении В на выходе из входного устройства к полному давлению в сечении Н невозмущенного потока перед двигателем (полному давлению набегающего потока воздуха)

$$\sigma_{\text{ВХ}} = \frac{p_{\text{В}}^*}{p_{\text{Н}}^*}.$$

Вследствие влияния трения, вихреобразования, а при торможении сверхзвукового потока еще и потерь в скачках уплотнения, полное давление по длине ВУ снижается и коэффициент  $\sigma_{\text{ВХ}}$  всегда меньше единицы.

## Для двигателей дозвуковых самолетов

$$\sigma_{\text{ВХ}} = 0,96 \dots 0,995 .$$

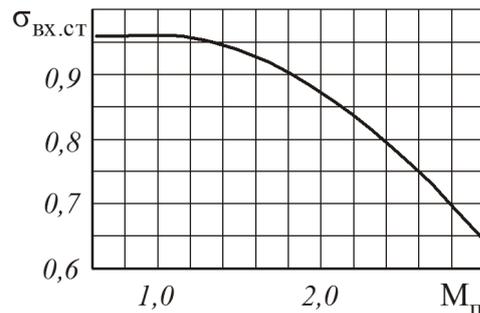
Верхние значения характерны для воздухозаборников с коротким каналом и высоким гидравлическим совершенством, нижние – для воздухозаборников с длинным самолетным входным каналом.

## Для двигателей сверхзвуковых самолетов

$$\sigma_{\text{ВХ}} = 0,97 - 0,11 (M_{\text{П}} - 1)^{3/2} \quad - \text{ при } 1 \leq M_{\text{П}} \leq 4 ;$$

$$\sigma_{\text{ВХ}} = 0,97 \quad - \text{ при } 0 < M_{\text{П}} \leq 1 ;$$

$$\sigma_{\text{ВХ}} = 0,9 \quad - \text{ при } M_{\text{П}} = 0 .$$

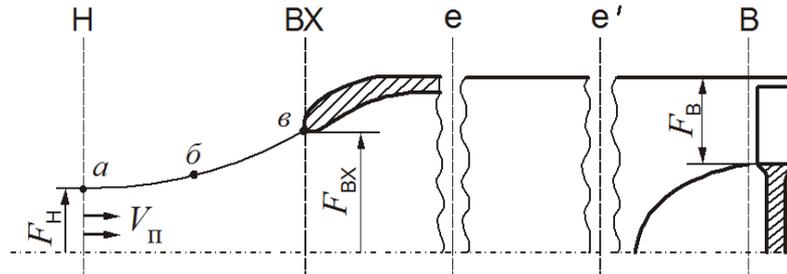


**В стендовых условиях** ( $H=0$ ,  $M_{\text{П}}=0$ ) двигатели испытывают обычно со специальным входным каналом, который отличается высоким уровнем гидравлического совершенства  $\sigma_{\text{ВХ}} \approx 1,0$ . В справочной литературе основные данные двигателей даются, как правило, для таких условий.

$\varphi$  - коэффициент расхода.

Коэффициентом расхода  $\varphi$  называют отношение площади сечения невозмущенного потока воздуха, проходящего через двигатель, к лобовой площади входного сечения обечайки:

$$\varphi = \frac{F_H}{F_{BX}}.$$



Для выполненного входного устройства геометрическая площадь  $F_{BX}$  известна, поэтому величина  $\varphi$  однозначно определяет площадь потока  $F_H$ , а следовательно, расход воздуха через двигатель при известных внешних условиях ( $p_H$ ,  $T_H$  и  $V_{II}$ )

$$G_B = F_H \cdot \rho_H \cdot V_{II}.$$

$c_{X.VX}$  - коэффициент внешнего сопротивления входного устройства.

Коэффициент внешнего сопротивления ВУ  $c_{X.VX}$  представляет собой отношение внешнего сопротивления ВУ к произведению скоростного напора набегающего потока на площадь миделевого сечения:

$$c_{X.VX} = \frac{X_{BX}}{q_H \cdot F_{mid.VX}},$$

где

$q_H$  - скоростной напор набегающего потока в сечении Н перед двигателем

$$q_H = p_H^* - p_H = \frac{k}{2} p_H \cdot M_{п}^2;$$

$X_{BX}$  - сила внешнего сопротивления ВУ;

$F_{mid.VX}$  - площадь миделевого (максимального) сечения ВУ.

Коэффициент  $c_{x.BX}$  определяется по результатам экспериментальных исследований, а в зависимости от него вычисляется сила внешнего сопротивления ВУ:

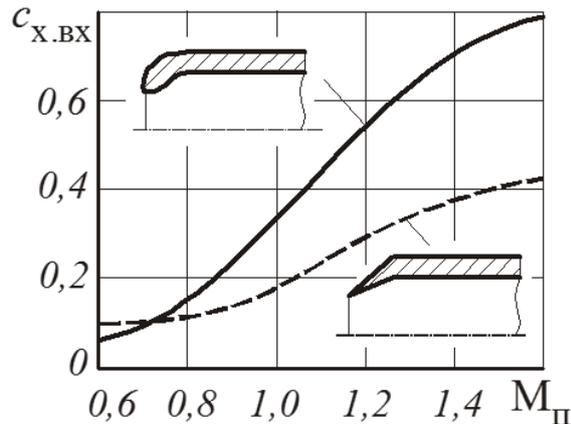
$$X_{BX} = c_{x.BX} \cdot q_H \cdot F_{mid.BX}.$$

На промежуточных и транзвуковых скоростях полета сверхзвуковых самолетов сила  $X_{BX}$  может достигать значительной величины (10...20 % максимальной тяги двигателя).

Коэффициент внешнего сопротивления дозвукового воздухозаборника весьма существенно зависит от числа  $M_{II}$ , а также от формы входной кромки.

При  $M_{II} < 0,8$  величина  $c_{x.BX} = 0,05...0,10$ .

С увеличением  $M_{II}$  от 0,8 до 1,5 она увеличивается примерно в 4 раза для воздухозаборников с тонкой входной кромкой и в 8 раз для воздухозаборников с толстой входной кромкой.



## 2.2.5. Расчет рабочего процесса

Исходные данные:

$$p_H, T_H (H_{\Pi}, \text{CAУ});$$

$$M_{\Pi} (V_{\Pi.ч});$$

$$\sigma_{\text{ВХ}} (\sigma_{\text{ВХ}} = f(M_{\Pi})).$$

Степень повышения давления от скоростного напора набегающего потока  $\pi_V$ :

$$\pi_V = \frac{p_H^*}{p_H} = \frac{1}{\pi(\lambda_H)} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{\Pi}^2\right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

Действительная степень повышения давления во входном устройстве  $\pi_{\text{ВУ}}$ :

$$\pi_{\text{ВУ}} = \pi_V \sigma_{\text{ВХ}}.$$

Зависимость степени повышения давления  $\pi_V$  от числа  $M_{\Pi}$

$M_{\Pi}$	0	1	2	3	3,5	4
$\pi_V$	1,0	1,9	7,8	37	76	152
$\sigma_{\text{вх.ст}}$	0,90	0,97	0,86	0,66	0,54	0,40
$\pi_V \sigma_{\text{вх.ст}}$	0,90	1,84	6,73	24,2	40,8	60,5
$\sigma_{\text{пс}}$	–	1	0,72	0,33	0,21	0,14
$T_H^*$ ( $H_{\Pi} = 11 \text{ км}$ )	216	260	390	606	747	910

С увеличением числа  $M_{\Pi}$  величина  $\pi_V$  весьма существенно повышается, особенно на больших скоростях полета.

При этом, торможение сверхзвукового потока сопровождается волновыми потерями, которые на больших скоростях полета значительно возрастают. В простейшем случае – в прямом скачке уплотнения, который возникает, например, перед дозвуковым воздухозаборником, с увеличением числа  $M_{\Pi}$  от 1 до 2 потери увеличиваются, а коэффициент восстановления давления в прямом скачке  $\sigma_{\text{пс}}$  снижается от 1,0 до 0,72.

Дальнейшее увеличение  $M_{\Pi}$  приводит к еще более значительному снижению  $\sigma_{\text{пс}}$ .

В сверхзвуковых воздухозаборниках поток тормозится, как правило, в системе косых и замыкающем прямом скачке, что позволяет повысить коэффициент восстановления давления при высоких скоростях полета более чем в 2 раза. В современных воздухозаборниках при  $M_{\Pi}=3,0...3,5$  удается обеспечить действительную степень повышения давления  $\pi_{V\sigma_{\text{вх.ст}}}=24...40$ , что соответствует степени повышения давления в современных компрессорах.

Из этого можно сделать вывод, что с увеличением  $M_{\Pi}$  роль входного устройства в силовой установке существенно возрастает.

С увеличением  $M_{\Pi}$  благодаря увеличению  $\pi_{\text{вх}}$  и соответствующего увеличению плотности воздуха снижаются диаметральный габариты двигателя относительно диаметральных габаритов входного устройства.

При  $M_{\Pi} \geq 3$  необходимость в компрессоре отпадает, так как обеспечиваемая им степень повышения давления может быть получена путем торможения сверхзвукового потока.

Полное давление набегающего потока воздуха  $p_H^*$  :

$$p_H^* = p_H \cdot \pi_V.$$

Полная температура набегающего потока воздуха  $T_H^*$  :

$$T_H^* = T_H \cdot \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_{\Pi}^2 \right).$$

Полное давление в сечении В на выходе из входного устройства  $p_B^*$  :

$$p_B^* = p_H^* \cdot \sigma_{\text{вх}} = p_H \cdot \pi_{\text{вх}}.$$

Полная температура в сечении В на выходе из входного устройства  $T_B^*$  :

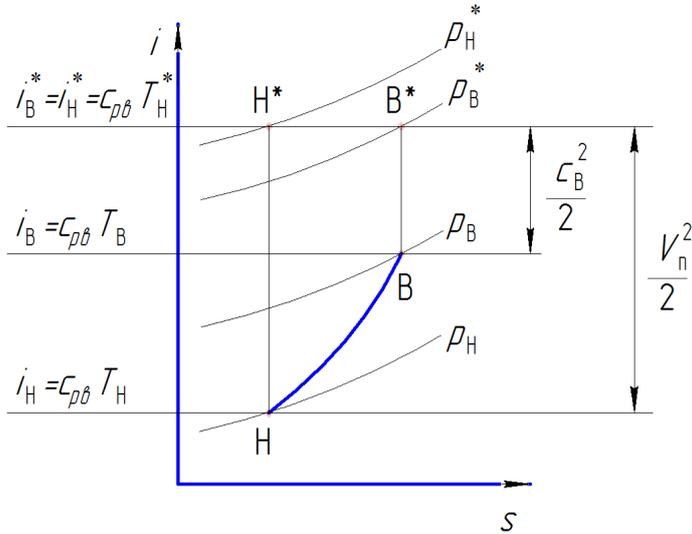
$$T_B^* = T_H^*.$$

Данное равенство следует из первого начала термодинамики

$$\Delta i^* = i_B^* - i_H^* = \pm L \pm Q_{\text{внешн}} = 0,$$

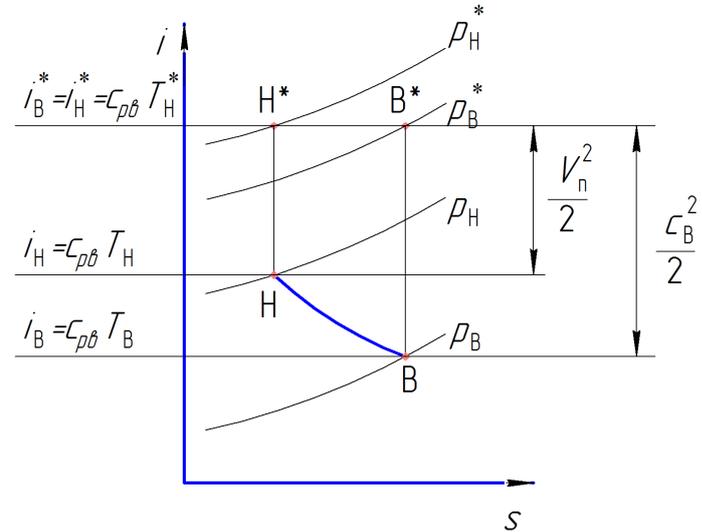
так как во входном устройстве к рабочему телу энергия не подводится и не отводится ни в форме работы  $L=0$  , ни в форме теплоты  $Q_{\text{внешн}}=0$  .

Вид рабочего процесса на  $i$ - $s$ -диаграмме зависит от соотношения скоростей  $V_n$  и  $c_B$ .



$$V_n > c_B$$

Процесс сжатия воздуха



$$V_n < c_B$$

Процесс расширения воздуха