

Входные устройства (ВУ) ГТД

Входное устройство

- Входное устройство служит для частичного преобразования кинетической энергии воздушного потока, поступающего в двигатель при движении ЛА, в потенциальную энергию сжатого воздуха и для подвода

Воздухозаборник

- **Воздухозаборник** — элемент конструкции машины, служащий для забора окружающего воздуха и направленной подачи к различным внутренним системам, агрегатам и узлам для различного применения: в качестве теплоносителя, окислителя для топлива, создания запаса сжатого воздуха и др. Забор воздуха осуществляется за счёт давления, создаваемого потоком набегающего воздуха, или разрежения, создаваемого, например, при ходе поршня в цилиндре.
- Воздухозаборник авиационного двигателя — это тщательно спроектированная и изготовленная конструкция, от исполнения которой зависят параметры и надёжность работы двигателя во всех эксплуатационных режимах.
- На сверхзвуковых самолётах воздухозаборники часто делают регулируемые. Применяют различные электрогидравлические автоматы На сверхзвуковых самолётах воздухозаборники часто делают регулируемые. Применяют различные электрогидравлические автоматы для регулировки проходного сечения («горла») воздухозаборника. Обычно применяют отклоняемый вертикальный (Су-24 На сверхзвуковых самолётах воздухозаборники часто делают регулируемые. Применяют различные электрогидравлические автоматы для регулировки проходного сечения («горла»)

«Входные и выходные устройства авиационных ГТД»

Занятие № 1. «Общие сведения о входных устройствах авиационных ГТД»

Вопросы:

1. Назначение, классификация и требования, предъявляемые к входным устройствам.
2. Принципиальная схема и работа дозвуковых входных устройств.
3. Принципиальная схема и работа сверхзвуковых входных устройств.
4. Неустойчивые режимы работы и регулирование сверхзвуковых входных устройств.

Вопрос 1. Назначение, классификация и требования, предъявляемые к входным устройствам

Назначение:

- подвод воздуха к двигателю;
- предварительное увеличение давления воздуха;
- согласование работы воздухозаборника и двигателя.

Состав:

- воздухозаборник;
- воздухоподводящий канал;
- система управления воздухозаборником;
- защитные устройства.

Классификация:

1. По скорости потока:

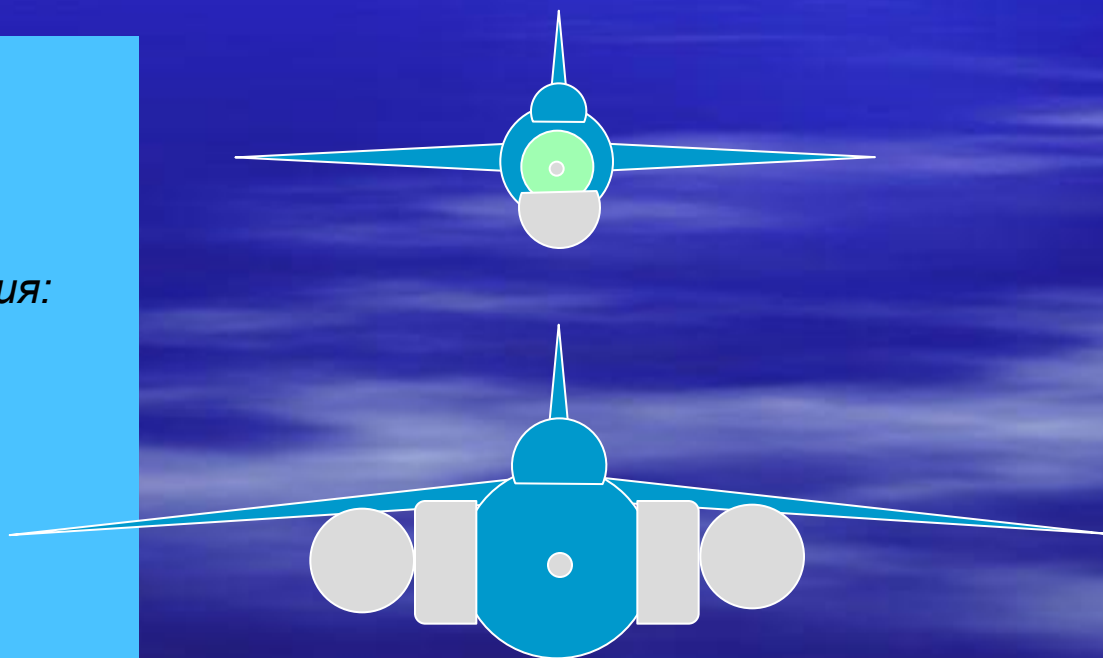
- дозвуковые;
- сверхзвуковые.

2. По наличию системы управления:

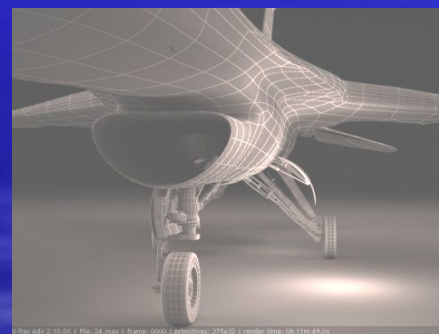
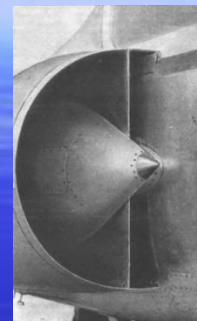
- регулируемые;
- нерегулируемые.

3. По расположению на ВС:

- лобовые;
- подфюзеляжные;
- подкрыльевые;
- боковые



Вопрос 1. Назначение, классификация и требования, предъявляемые к входным устройствам



Вопрос 1. Назначение, классификация и требования, предъявляемые к входным устройствам

Требования:

- минимальные потери полного давления;
- устойчивое течение воздуха во всем эксплуатационном диапазоне скоростей и высот;
- малое внешнее сопротивление;
- равномерное распределение скорости воздушного потока на входе в двигатель;
- обеспечение требуемого расхода воздуха;
- отсутствие влияния на аэродинамические характеристики ВС;
- отсутствие влияния планера на работу входного устройства.

Вопрос 2. Принципиальная схема и работа дозвуковых входных устройств

2.1. Основные параметры :

$$\sigma_{вх} = \frac{p_{в}^*}{p_n^*} \quad - \text{коэффициент сохранения полного давления}$$

$$\pi_{вх} = \frac{p_{в}^*}{p_n} \quad - \text{степень повышения давления во входном устройстве}$$

$$C_{вх} = \frac{X_{вх}}{qF_{mid вх}} \quad - \text{коэффициент внешнего сопротивления}$$

M_n	1	2	3
$\pi_{вх}$	1,84	6,7	24
$\sigma_{вх}$	1	0,72	0,33



Boeing 737



SSJ-100.





Д-18Т самолета Ан-225, Ан-124





- Основной параметр ВУ пропускная способность – расход воздуха потребляемого двигателем (компрессором)
- Относительная плотность тока основная характеристика пропускной способности ВУ

$$q(\lambda_{\text{в}}) = \frac{c_{\text{в}}}{\sqrt{kR \frac{2}{k+1} T_{\text{н}}^*}},$$

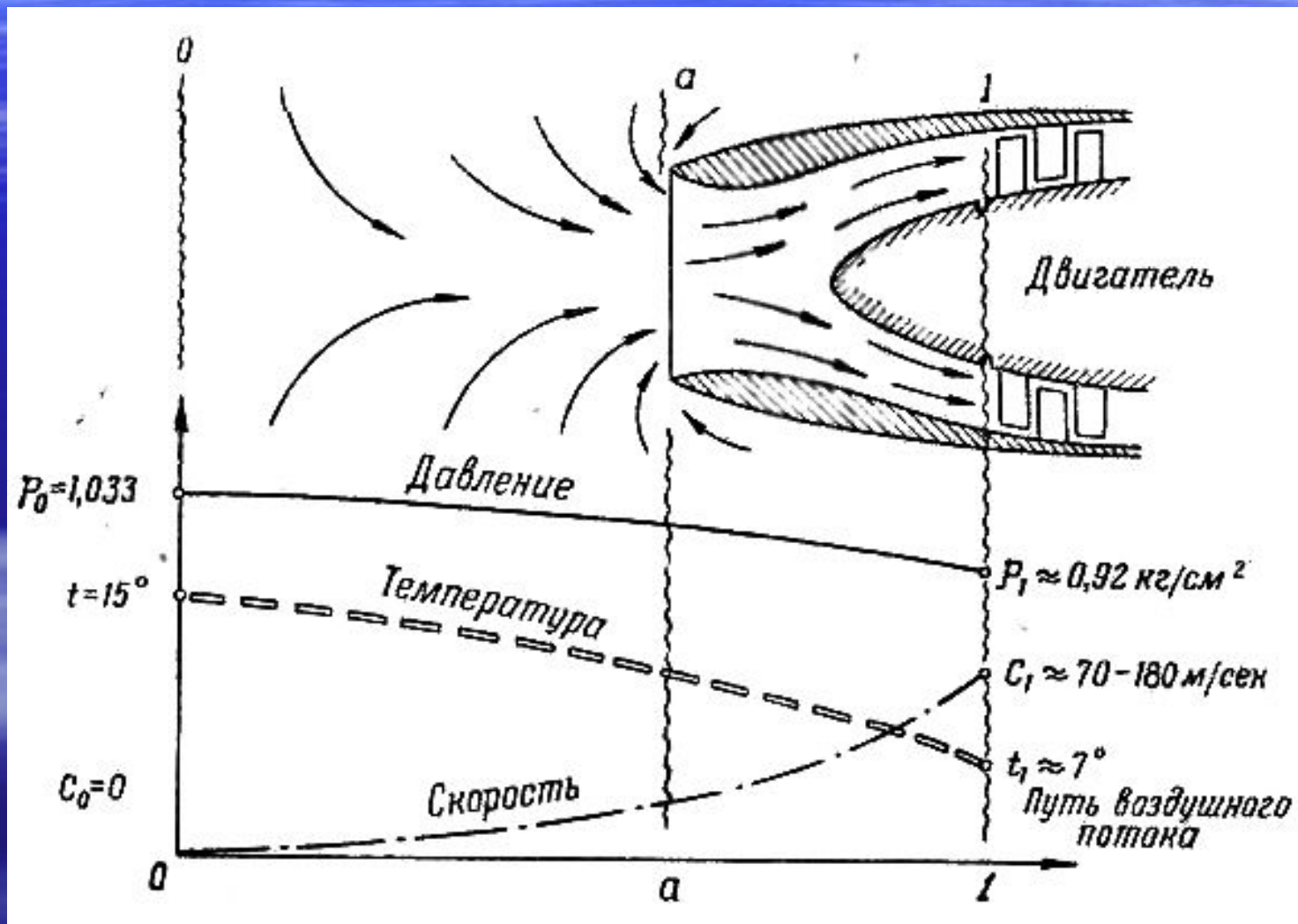
$$\lambda_{\text{в}} = \frac{c_{\text{в}}}{a_{\text{кр}}}$$

к - показатель адиабатты (коэффициент Пуассона к - показатель адиабатты (коэффициент Пуассона) — отношение теплоёмкости при постоянном давлении к теплоёмкости при постоянном объёме.

Для воздуха

t	0 °C	20 °C	100 °C	200 °C
K	1.403	1.400	1.401	1.398

Дозвуковое ВУ



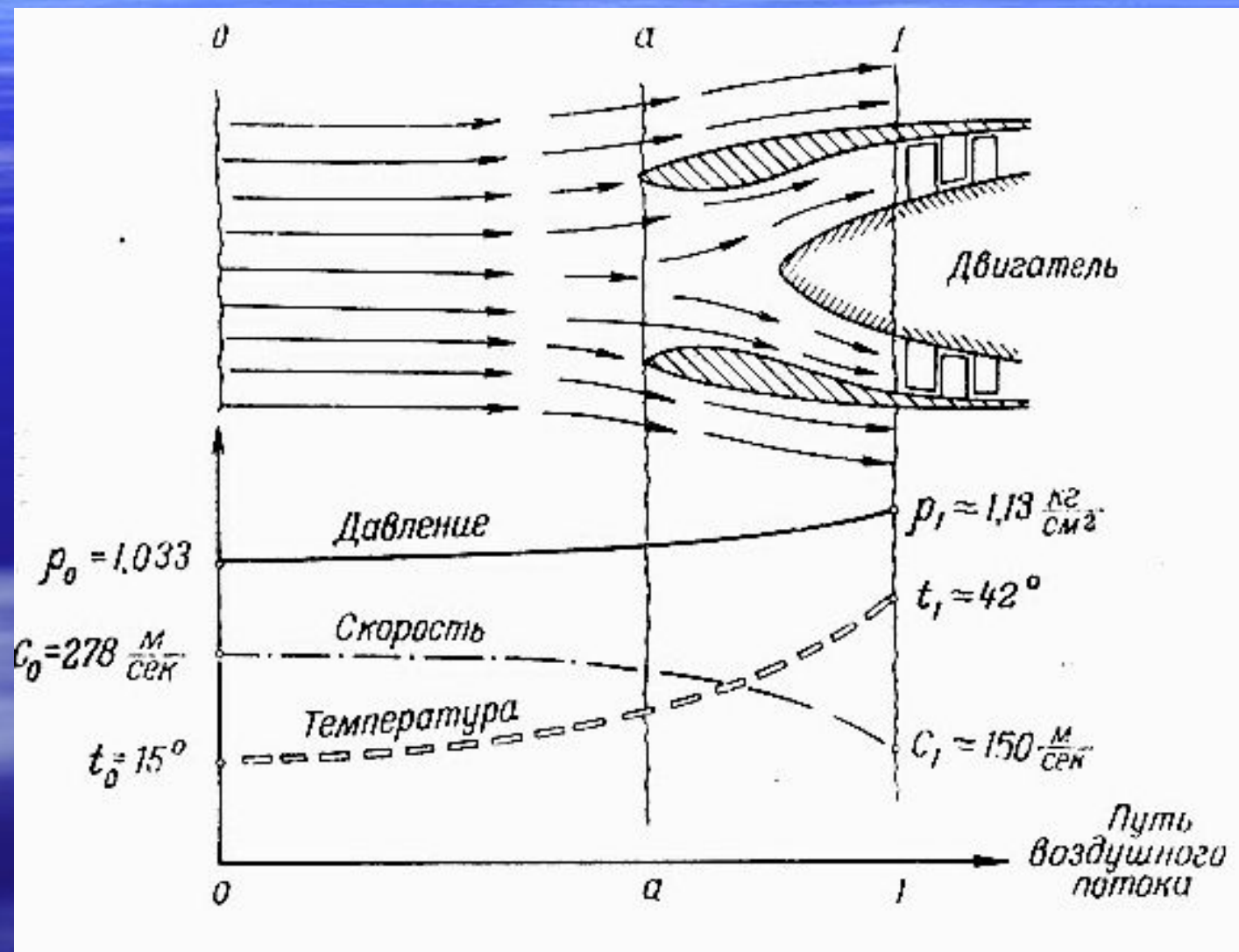
Двигатель работает на месте (скорость полета $c_0 = 0$)

$$\frac{k}{k-1}RT_0 + \frac{c_0^2}{2g} = \frac{k}{k-1}RT_1 + \frac{c_1^2}{2g}$$

$$\frac{k}{k-1}RT_0 = \frac{k}{k-1}RT_1 + \frac{c_1^2}{2g} \quad T_1 \approx T_0 - \frac{c_1^2}{2000}$$

$$\frac{T_1}{T_0} = \left(\frac{P_1}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad P_1 = P_0 \left[1 - \frac{c_1^2}{2000T_0} \right]^{3,5}$$

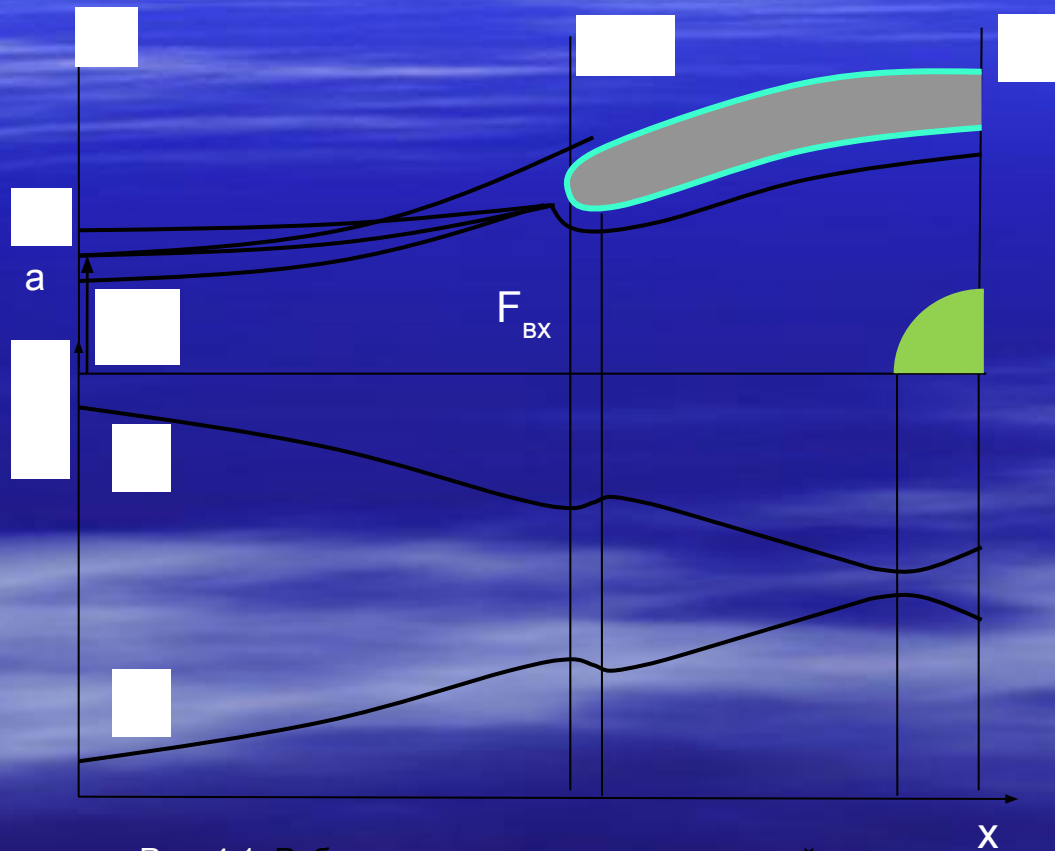
Двигатель работает в полете



Вопрос 2. Принципиальная схема и работа дозвуковых входных устройств

2.2. Работа дозвукового входного устройства

Расчетный режим: $c_{\text{вх}} \approx 0,5 c_{\text{н расч}} \Rightarrow F_{\text{н}} < F_{\text{вх}}$



а) $c_{\text{н}} \uparrow$ при $G_{\text{вв}} = \text{const}$

$$G_{\text{вн}} = c_{\text{н}} F_{\text{н}} \rho_{\text{н}}$$

$$c_{\text{н}} \uparrow \rightarrow p_{\text{вх}} \uparrow \rightarrow F_{\text{н}} \downarrow$$

б) $c_{\text{н}} \downarrow$ при $G_{\text{вв}} = \text{const.}$

$$c_{\text{н}} \downarrow \rightarrow p_{\text{вх}} \downarrow \rightarrow F_{\text{н}} \uparrow$$

Рис. 4.1. Работа дозвукового входного устройства

Вопрос 2. Принципиальная схема и работа дозвуковых входных устройств

Нерасчетные режимы

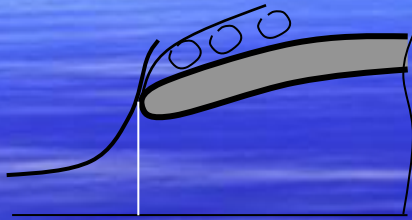


Рис. 4.2. $c_n \gg c_{расч}$

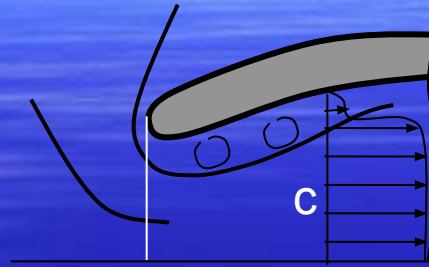


Рис. 4.3. $c_n \ll c_{расч}$

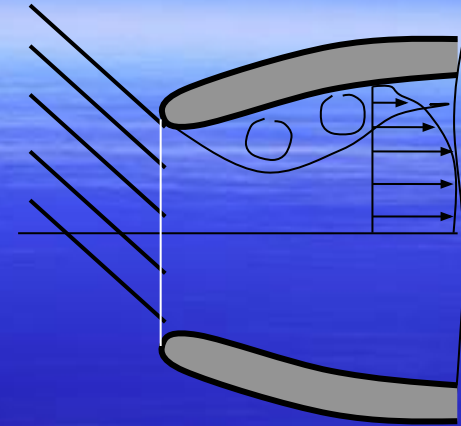
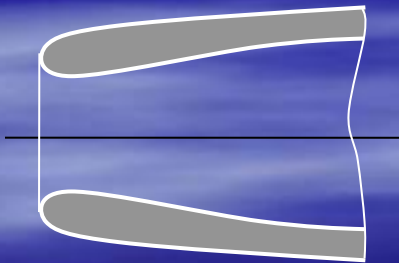
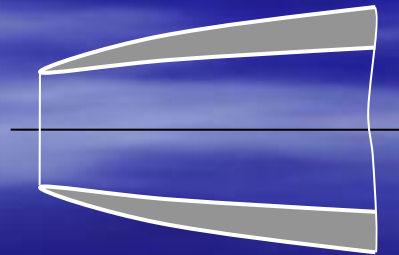


Рис. 4.4. Косой обдув

Особенности конструкции самолетных входных устройств



Дозвуковые



Сверхзвуковые

Особенности конструкции вертолетных входных устройств

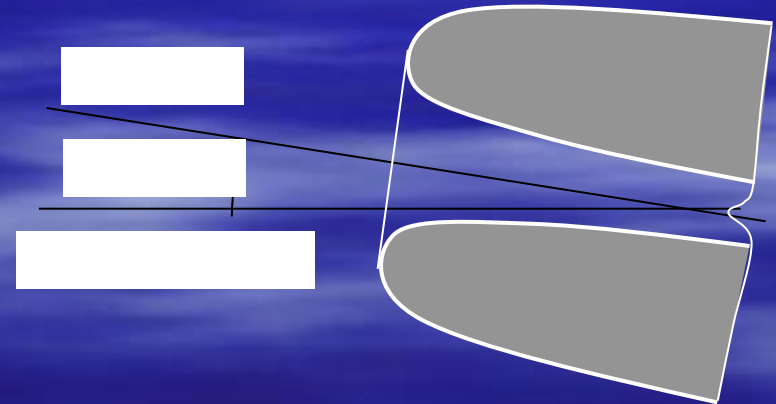
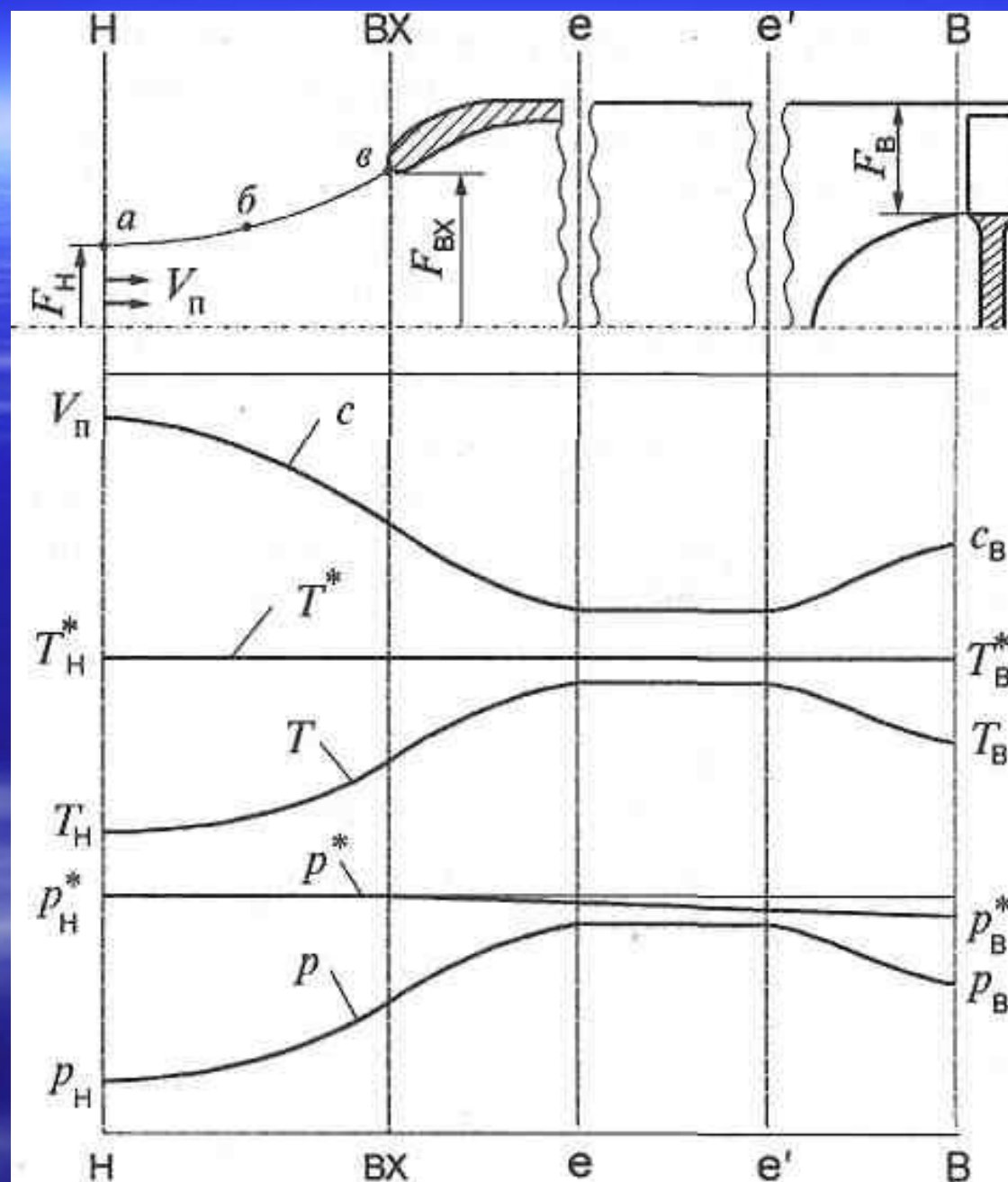


Рис. 4.5. Схема вертолетных входных устройств



Вопрос 3. Принципиальная схема и работа сверхзвуковых входных устройств

Классификация сверхзвуковых входных устройств

1. По форме поперечного сечения:

- плоские;
- осесимметричные.



2. По принципу организации процесса сжатия:

- с внешним сжатием;
- с внутренним сжатием;
- со смешанным сжатием.



3. По количеству скачков:

- 1–скачковые, $M=1,4 \dots 1,5$;
- 2–скачковые, $M=1,6 \dots 2,0$;
- 3–скачковые, $M=2,0 \dots 2,5$;
- 4–скачковые, $M=3$ и более
- 5–скачковые.

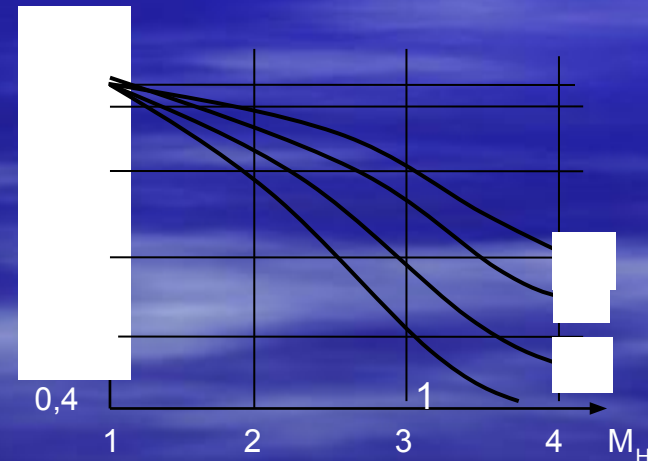
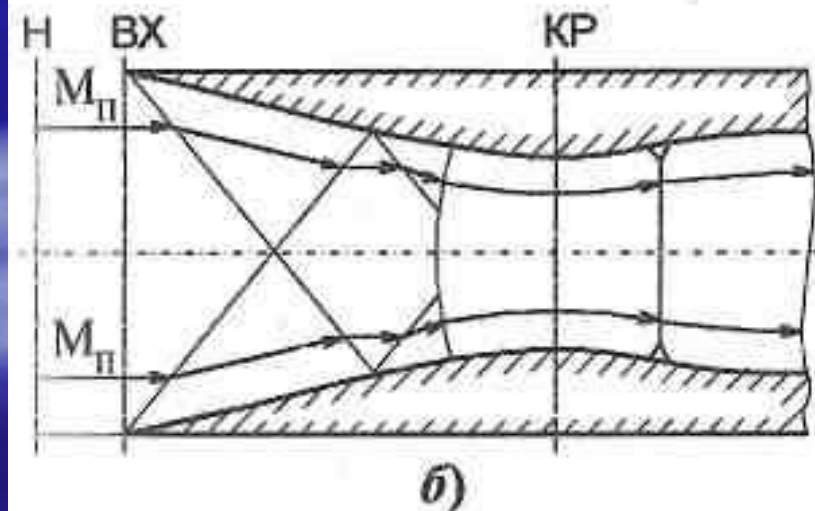
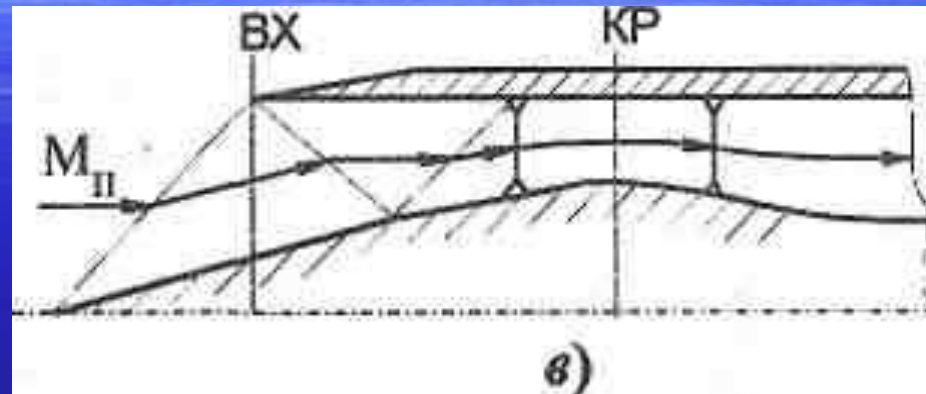
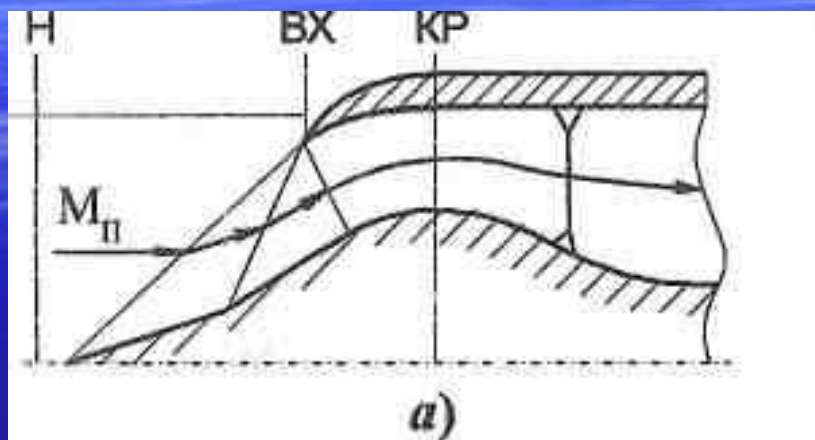


Рис. 4.7. График зависимости коэффициента сохранения полного давления от расчетного числа M полёта и количества скачков уплотнения.

Схемы сверхзвуковых ВУ



- а) Внешнего сжатия
- б) внутреннего сжатия
- в) смешанного сжатия

Расчетный режим работы сверхзвукового входного устройства внешнего сжатия



Вопрос 4. Неустойчивые режимы работы и регулирование сверхзвуковых входных устройств

Влияние скорости полета при постоянном режиме работы двигателя

а) $M_H < M_{H \text{ расч}}$, $n = \text{const}$, $G_v = \text{const}$

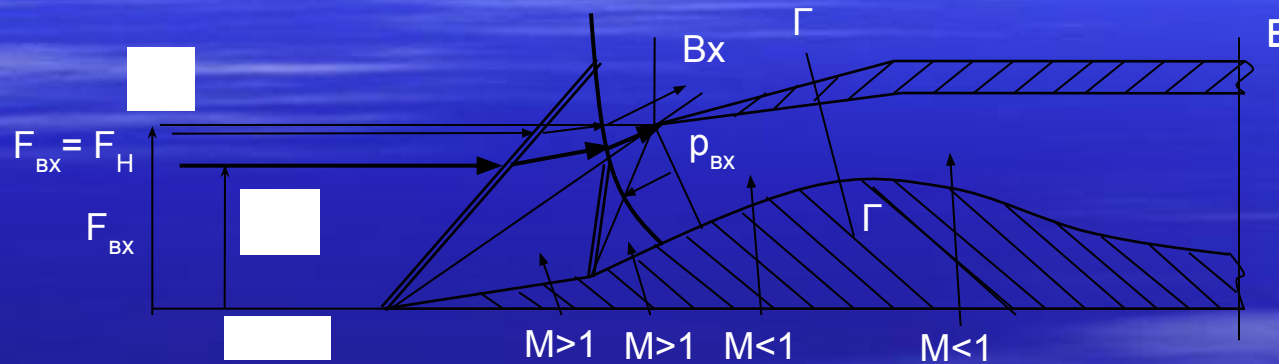


Рис. 4.9. Влияние уменьшения скорости полета относительно расчетной при постоянном режиме работы двигателя на работу сверхзвукового входного устройства

$$F_H \downarrow \rightarrow \varphi < 1, \sigma_{vx} \uparrow, C_x \uparrow$$

Мероприятия по предупреждению:

1. Уменьшение β
2. Увеличение F_Γ до $F_\Gamma = F_{\Gamma \text{ потр}} = F_{\Gamma \text{ опт.}}$

Вопрос 4. Неустойчивые режимы работы и регулирование сверхзвуковых входных устройств

Влияние скорости полета при постоянном режиме работы двигателя

б) $M_H > M_{H_{расч}}$, $n = const$, $G_v = const$

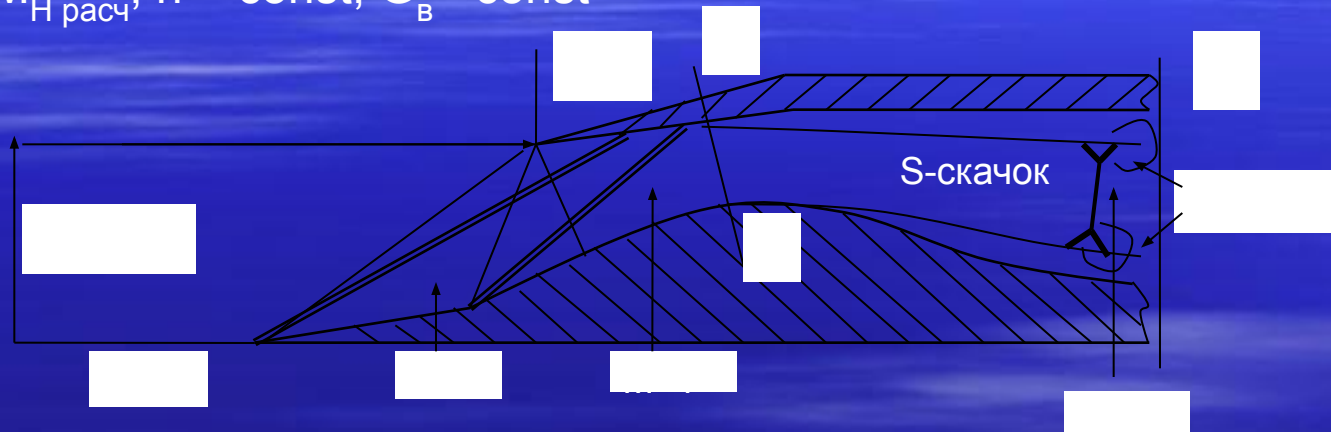


Рис. 4.10. Влияние увеличения скорости полета относительно расчетной при постоянном режиме работы двигателя на работу сверхзвукового входного устройства

$$M_H \uparrow \rightarrow \alpha \downarrow, \text{ но } \Delta p_{ск} \uparrow (\sigma_{вх} \downarrow) \rightarrow v \downarrow (\rho_{вх} \uparrow) \rightarrow F_\Gamma \uparrow > F_{\Gamma_{потр}}, \varphi = 1.$$

Мероприятия по предупреждению:

1. Увеличение $\beta \rightarrow$ скачки сфокусируются на передней кромке обечайки.
2. Уменьшение F_Γ до $F_\Gamma = F_{\Gamma_{потр}} = F_{\Gamma_{opt}}$.

Вопрос 4. Неустойчивые режимы работы и регулирование сверхзвуковых входных устройств

Влияние режима работы двигателя

а) $n \downarrow (G_v < G_{v \text{ расч}}), M_H = \text{const}$

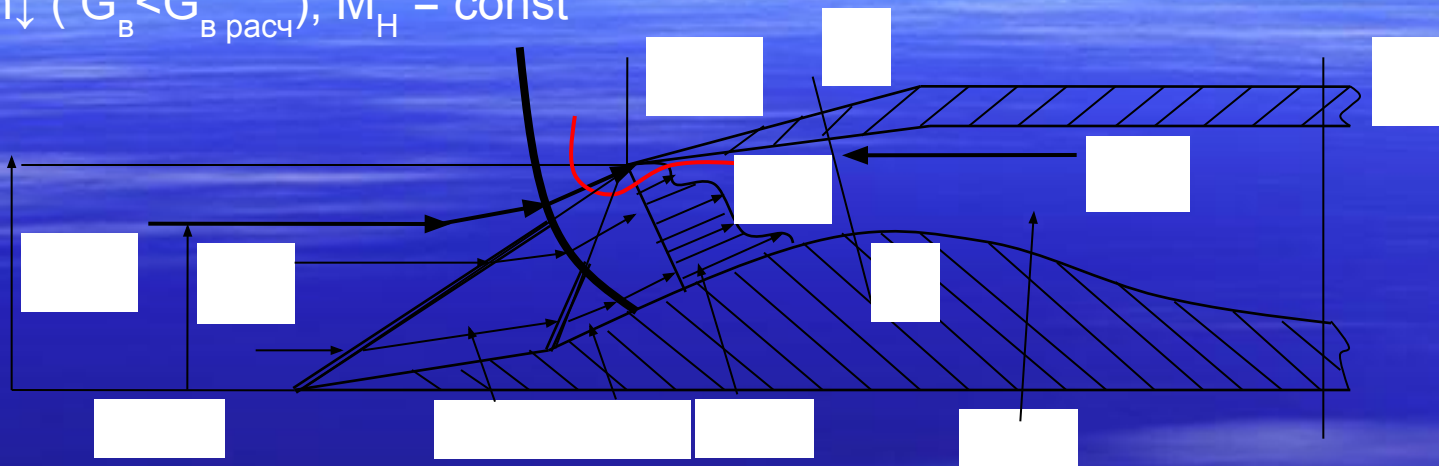


Рис. 4.11. Влияние уменьшения режима работы двигателя на работу сверхзвукового входного устройства

$$n \downarrow \rightarrow G_{v \text{ дв}} \downarrow \rightarrow p_{vх} \uparrow \rightarrow G_{vг} \downarrow$$

Мероприятия по предупреждению помпажа:

1. $\uparrow \beta$ ($\downarrow \sigma_{vх}$).
2. Уменьшение F_r .
3. Удаление части воздуха, прошедшего через скачки уплотнения, через окна перепуска.

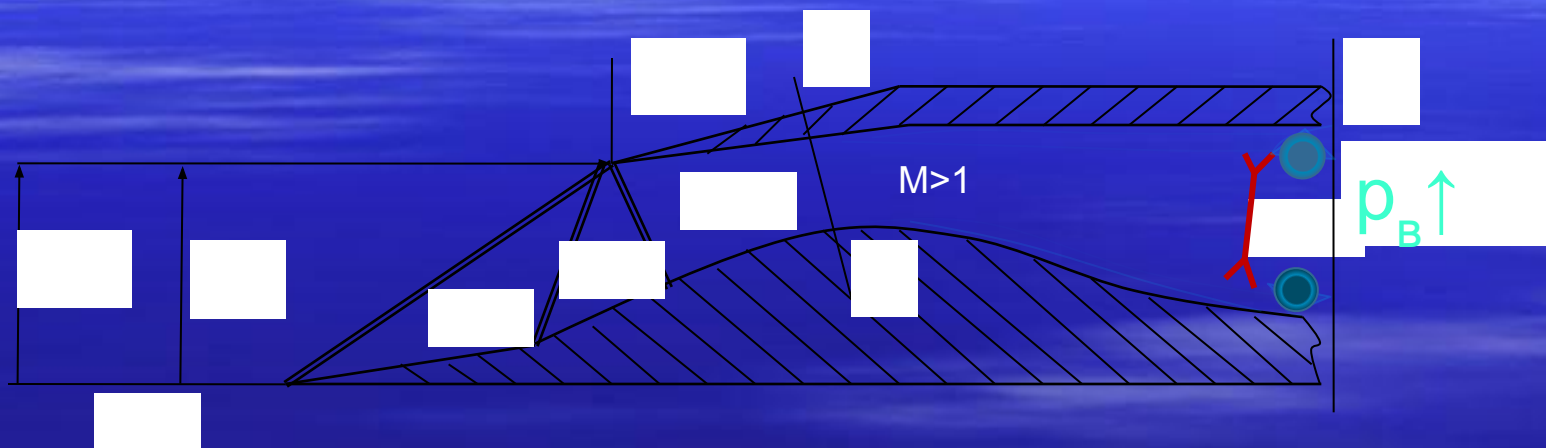


2007 Denis Evstafyev

Вопрос 4. Неустойчивые режимы работы и регулирование сверхзвуковых входных устройств

Влияние режима работы двигателя

б) $n \uparrow (G_v > G_{v \text{ расч}}), M_H = \text{const}$

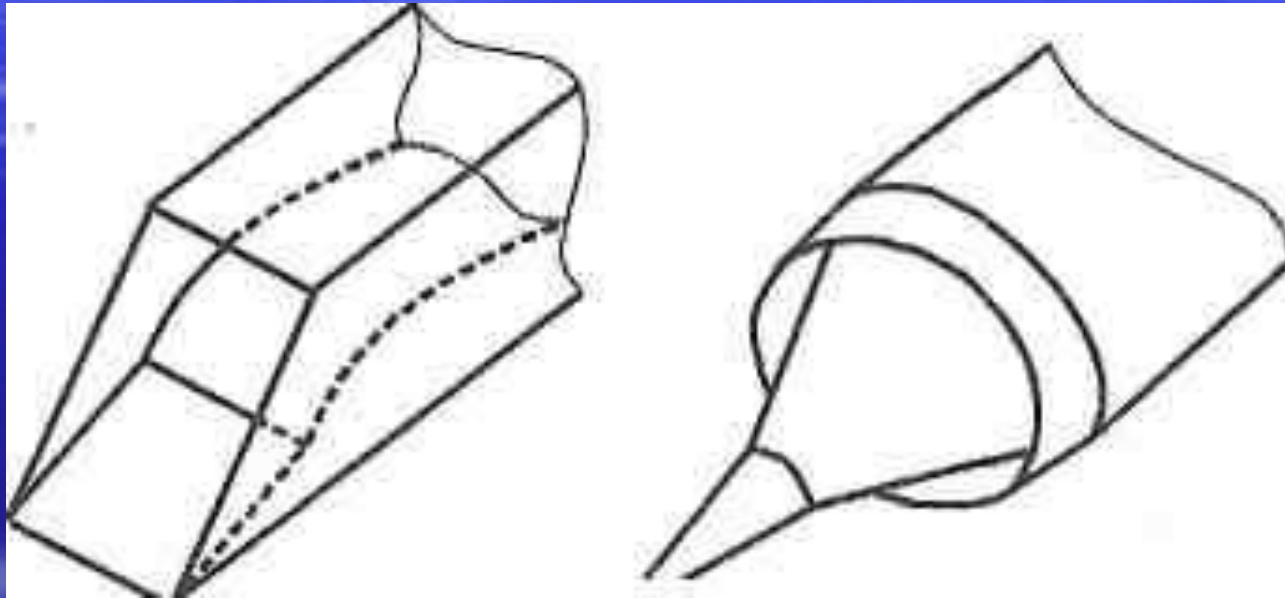


Мероприятия по предупреждению «зуда»:

1. Увеличение F_{Γ} .
2. Уменьшение β ($\downarrow \sigma_{\text{вх}}$).



Типы сверхзвуковых ВУ



Плоское ВУ

Осесимметричное ВУ

Миг-21

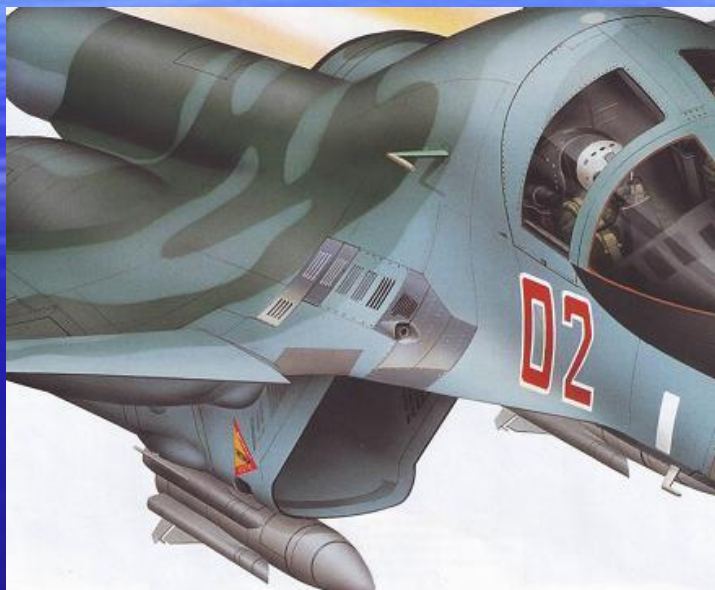


Су-7



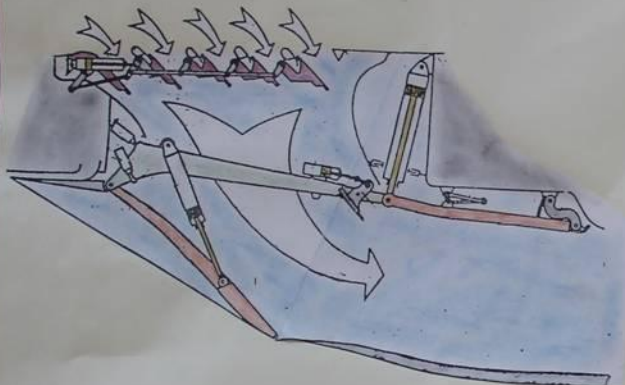
Су-7БКЛ польских ВВС

Воздухозаборники Су-27

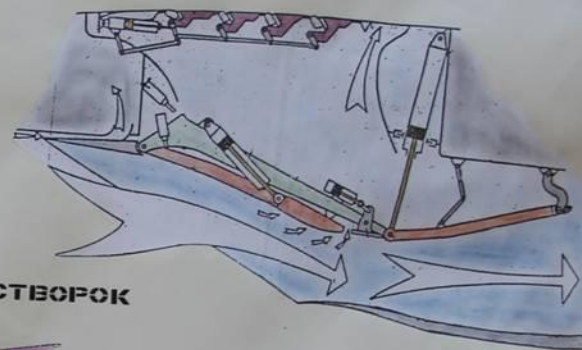


ВХОДНОЕ УСТРОЙСТВО СУ С-ТА МИГ-29

**ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ
ПАНЕЛЕЙ КЛИНА**



**РЕЖИМ ПОЛЕТА
(МИНИМАЛЬНОЕ ГОРЛО)**



**МЕХАНИЗМ ФИКСАЦИИ СТОРОК
ВЕРХНЕГО ВХОДА**



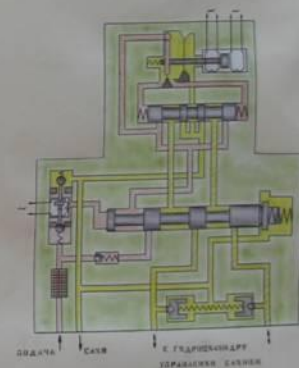
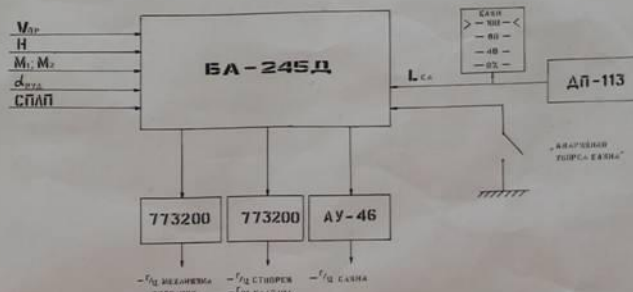
**ПРОГРАММЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ
КЛИНА ВОЗДУХОЗАБОРНИКА**



**АГРЕГАТ УПРАВЛЕНИЯ
АУ-46**



**БЛОК-СХЕМА СИСТЕМЫ
УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОМ**



Критерии эффективности ВУ

Эффективность ВУ :

- Коэффициент восстановления полного давления
- Коэффициент внешнего сопротивления

Коэффициент восстановления полного давления - $\sigma_{\text{ВХ}}$

$$\sigma_{\text{вх}} = \frac{P_1}{P_0}$$

Отношение полного давления на выходе и ВУ к полному давлению на входе. Вследствие влияния трения, вихреобразования, а при торможении сверхзвукового потока еще и потерь в скачках уплотнения $\sigma_{\text{ВХ}} < 1$

Коэффициент внешнего сопротивления – $C_{x\text{ вх.}}$

- Отношение внешнего сопротивления ВУ к произведению скоростного напора набегающего потока на площадь миделевого сечения.

$$C_{x\text{ вх.}} = \frac{X_{\text{вх.}}}{q_H F_{\text{мид.}}},$$
$$q_H = \frac{\rho_H V_{\text{п}}^2}{2} = \frac{k}{2} p_H M_{\text{п}}^2$$

q_H - скоростного напора набегающего потока

$X_{\text{вх.}}$ - сила внешнего сопротивления, на промежуточных и трансзвуковых скоростях – 10-20%

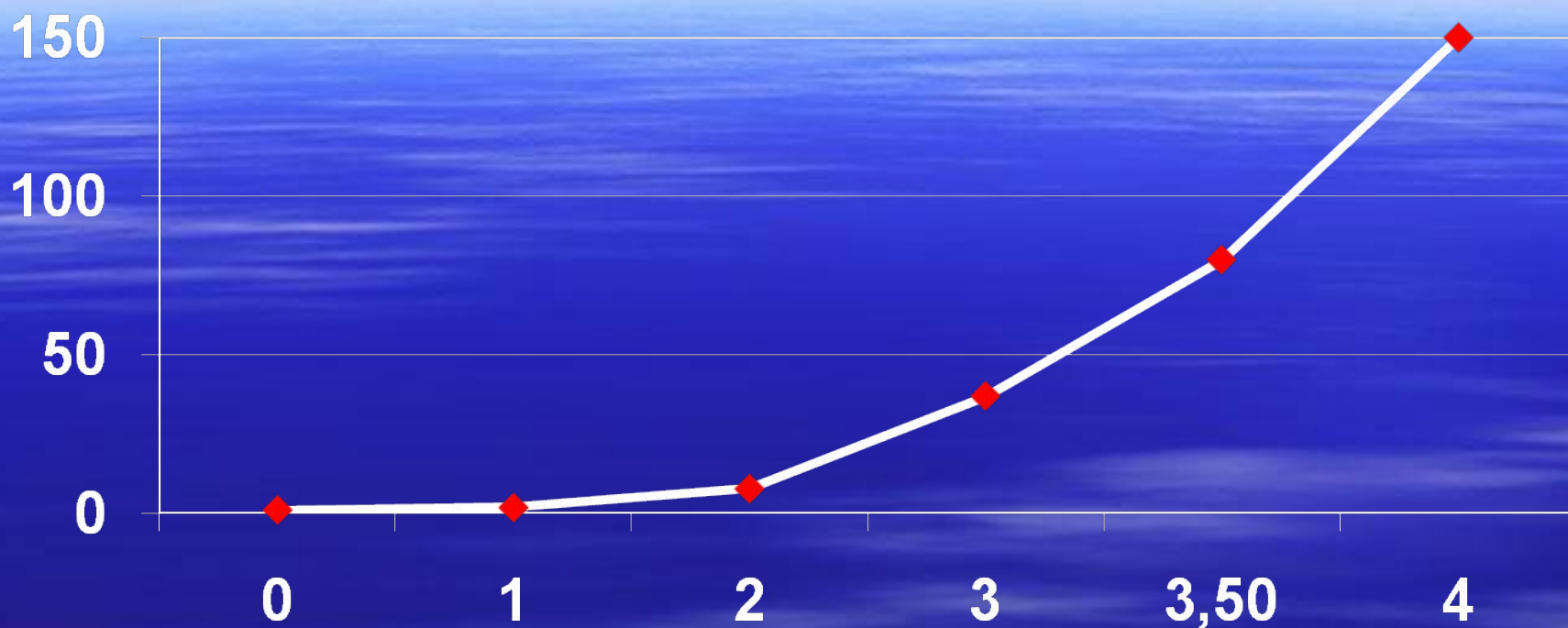
Коэффициент расхода $\varphi = F_0 / F_{\text{вх.}}$ – отношение площади сечения невозмущенного потока воздуха, проходящего через двигатель к лобовой площади входного сечения обечайки

Степень повышения давления на ВУ $\pi_{\text{ВХ}}$

$$\pi_{\text{вх}} = \frac{P_0^*}{P_0} = \left(1 + \frac{k+1}{2} M_{\text{П}}^2\right)^{\frac{k}{k+1}}$$

Величина $\pi_{\text{ВХ}}$ — степень повышения давления воздуха от скоростного напора при изоэнтропическом торможении.

Изменение степени повышения давления на входном устройстве

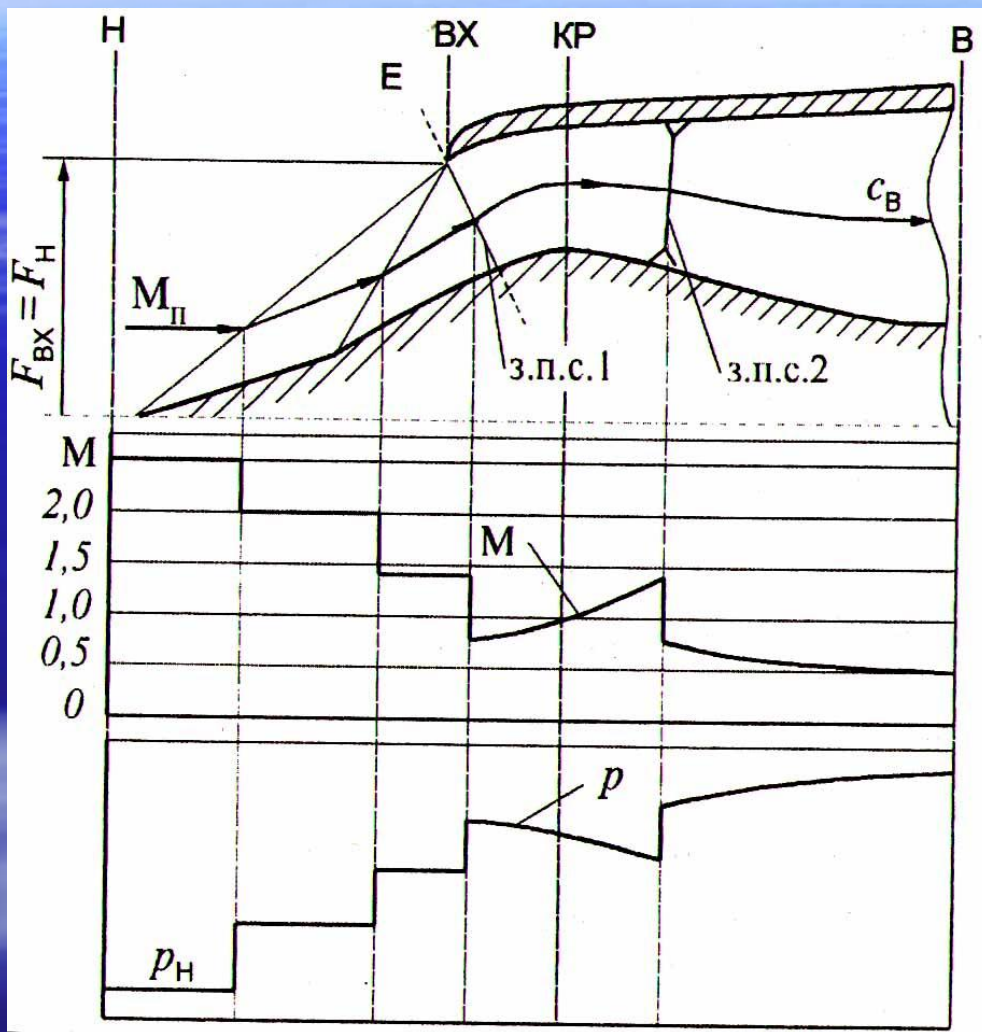


МП	0	1	2	3	3,5	4
π_V	1	1,9	7,8	37	80	150
$\pi_V \sigma_{BX}$	0,9	1,84	6,7	24	40	60
σ_{BX}	-	1	0.72	0,33	0,21	0,14

Основные требования к ВУ

- Обеспечение потребного расхода воздуха при минимальных потерях полного давления и минимальном внешнем сопротивлении.
- На всех режимах работы двигателя и во всех условиях полета самолета, в том числе при различных углах атаки и скольжения, должна обеспечиваться надежная и устойчивая работа ВУ.

Сверхзвуковое течение в ВУ



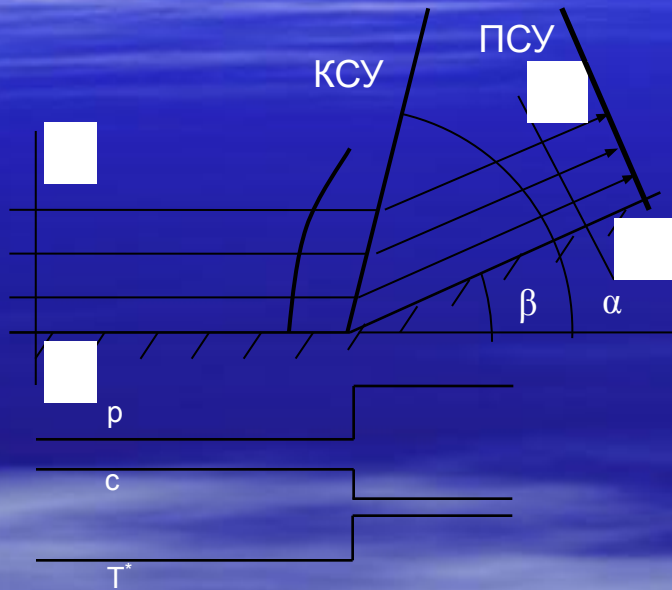
Во-первых, нельзя выполнить торможение сверхзвукового потока перед, входным устройством аналогично торможению дозвукового потока. Сверхзвуковой поток может тормозиться (не считая прямого скачка уплотнения) только в результате обтекания какой-либо поверхности.

Во-вторых, углы наклона косых скачков уплотнения и вся картина течения сверхзвукового потока, в том числе форма гидравлических стенок определяются числом M_{II} , геометрией поверхности сжатия и ее расположением относительно обечайки.

Другой особенностью сверхзвукового потока является то, что он тормозится в сужающемся канале (а дозвуковой - в расширяющемся).

Вопрос 3. Принципиальная схема и работа сверхзвуковых входных устройств

Особенности сжатия сверхзвукового потока



$$\sigma_{ск} = \frac{p_1^*}{p_2^*} \quad \text{- коэффициент сохранения полного давления в СКУ.}$$

$$\sigma_{ск\Sigma} = \sigma_{ск1} \sigma_{ск2} \dots \sigma_{скn}$$

Влияние числа M и β на параметры потока

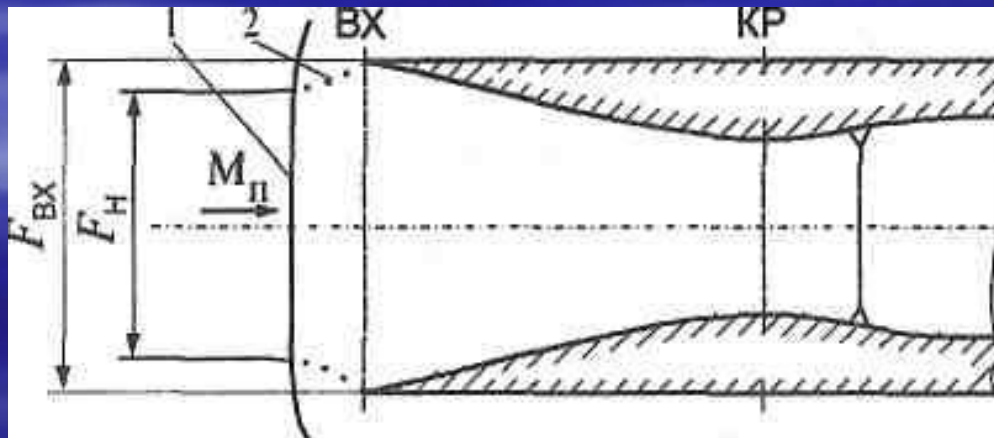
$$M_H \uparrow \rightarrow \downarrow \alpha \rightarrow \Delta p_{ск} \uparrow \rightarrow \Delta T_{ск} \uparrow \rightarrow \sigma_{ск} \downarrow$$

$$\beta \uparrow \rightarrow \alpha \uparrow, p_2 \uparrow \rightarrow \Delta p_{ск} \uparrow \rightarrow \Delta T_{ск} \uparrow \rightarrow \sigma_{ск} \downarrow$$

- Входные устройства проектируют таким образом, что при максимальной скорости полета косые скачки уплотнения фокусируются (в расчетной схеме) на входной кромке обечайки.
- Сверхзвуковые устройства имеют две группы существенно разных режимов: докритические и сверхкритические. Режим работы называется докритическим, если скорость потока в канале между сечениями ВХ к В дозвуковая, или сверхкритическим, если скорость потока за сечением КР сверхзвуковая. Граничный между ними режим {замыкающий прямой скачок находится вблизи сечения КР) называется критическим.

ВУ внутреннего сжатия

- **Преимущества ВУ внутреннего сжатия.** По сравнению с входным устройством внешнего сжатия рассматриваемое здесь ВУ имеет более высокое значение максимального коэффициента восстановления давления расчетных условиях работы и меньший габаритный диаметр, а следовательно, меньшее внешнее сопротивление. Оба преимущества - следствие того, что в данном случае обеспечивается осевое или близкое к нему направление движения потока на выходе из зоны сверхзвукового торможения (после замыкающего прямого скачка).
- **Недостатки ВУ внутреннего сжатия.** Сжатие сверхзвукового потока в геометрических стенках имеет, однако, больше недостатков, чем достоинств. В условиях работы, когда располагаемый расход воздуха через сечение Н ($F_H = F_{BX}$) больше расхода, который могут пропустить сечения КР или В, перед сечением ВХ возникает головная ударная волна, которая в своей основной части представляет собой прямой скачок уплотнения.

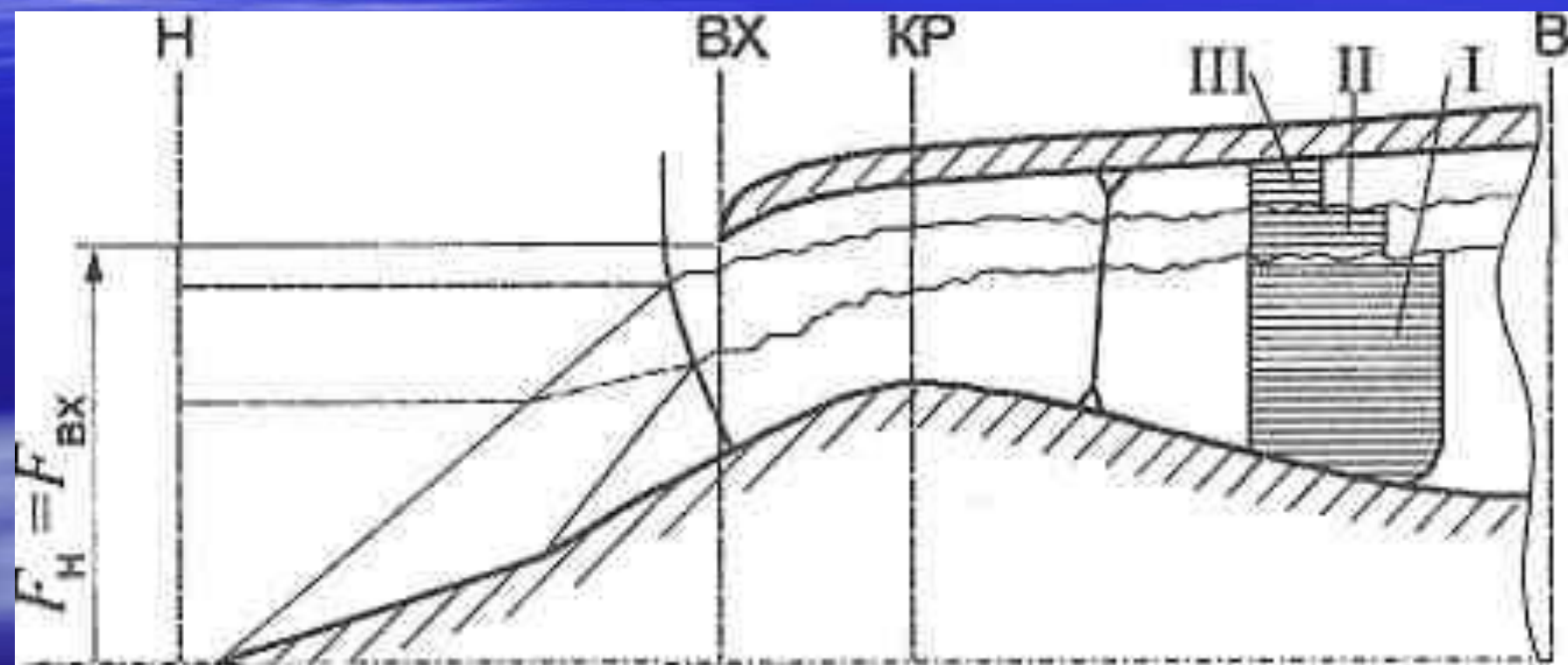


Помпаж

- Помпаж представляет собой автоколебательный процесс изменения положения головной ударной волны, давления во внутреннем канале и расхода воздуха через него. Помпаж -это низкочастотные колебания (5 ... 10 Гц).
- Амплитуда колебаний давления зависит от числа M_p и длины внутреннего канала. С их повышением она возрастает (и может достигать 30 ... 50 % среднего давления), так как увеличиваются масса и инерционность столба воздуха, заполняющего входное устройство.

Помпаж возникает на докритических режимах работы при высоких скоростях полета и низкой пропускной способности компрессора q (k в).

1. располагаемый расход воздуха, который проходил бы через ВУ при сверхзвуковой картине течения на участке Н-ВХ, больше потребного расхода воздуха, который может пройти через сечение В.
2. головная волна, с помощью которой разрушается картина течения сверхзвукового потока и обеспечивается условие неразрывности потока, пересекаясь с системой косых скачков уплотнения, формирует поток, склонный к обратным течениям.



Зуд

- Зуд, возникает на сверхкритических режимах работы ВУ в результате взаимодействия замыкающего прямого скачка уплотнения с пограничным слоем при высоких значениях $q(\lambda_\epsilon)$ (пропускная способность компрессора), т. е. когда потребный расход воздуха существенно больше располагаемого.
- Зуд представляет собой высокочастотные (100 ... 250 Гц) колебания замыкающего прямого скачка и давления воздуха в канале ВУ. Они передаются на летательный аппарат в виде мелкой дрожи - зуда

Пути преодоления помпажа и зуда

- Для выхода из этого режима зуд, необходимо уменьшить интенсивность замыкающего скачка: увеличить располагаемый расход воздуха через входное устройство или уменьшить потребный расход воздуха через двигатель.
- При снижении числа M_p увеличиваются углы наклона косых скачков уплотнения, они удаляются от входной кромки обечайки и соответственно от головной ударной волны. Поэтому при $M_p < 1,4 \dots 1,5$ помпаж не возникает.
- Снижение числа M_p - это один из возможных путей выхода из помпажа.

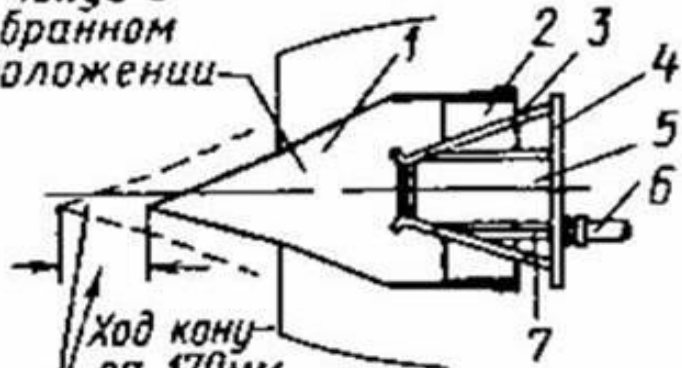
Пути преодоления помпажа и зуда

1. смещением поверхности сжатия по оси ВУ навстречу потоку или обечайки - в противоположную сторону;
2. увеличением одного или нескольких углов поворота потока при обтекании поверхности сжатия; соответственно увеличиваются углы наклона косых скачков уплотнения, и наружные гидравлические стенки сверхзвукового потока
3. увеличением угла наклона обечайки (и соответствующим уменьшением лобовой площади сечения на входе в обечайку FBX).

а

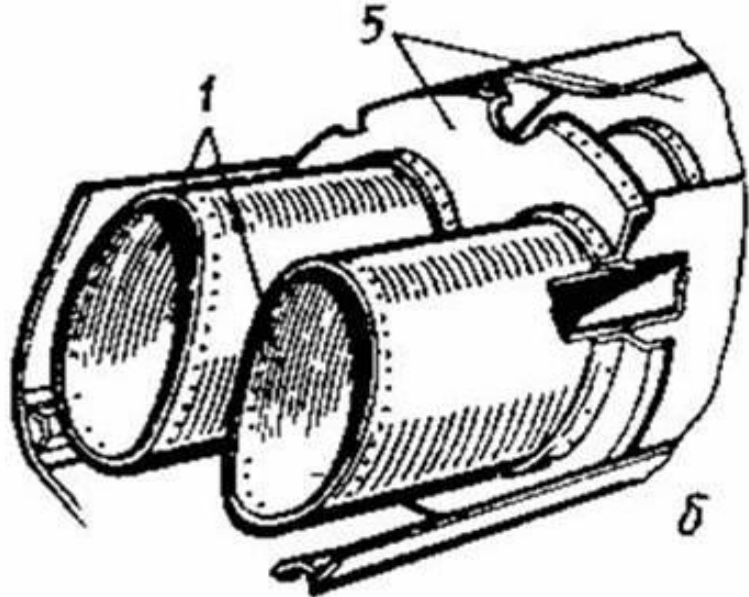
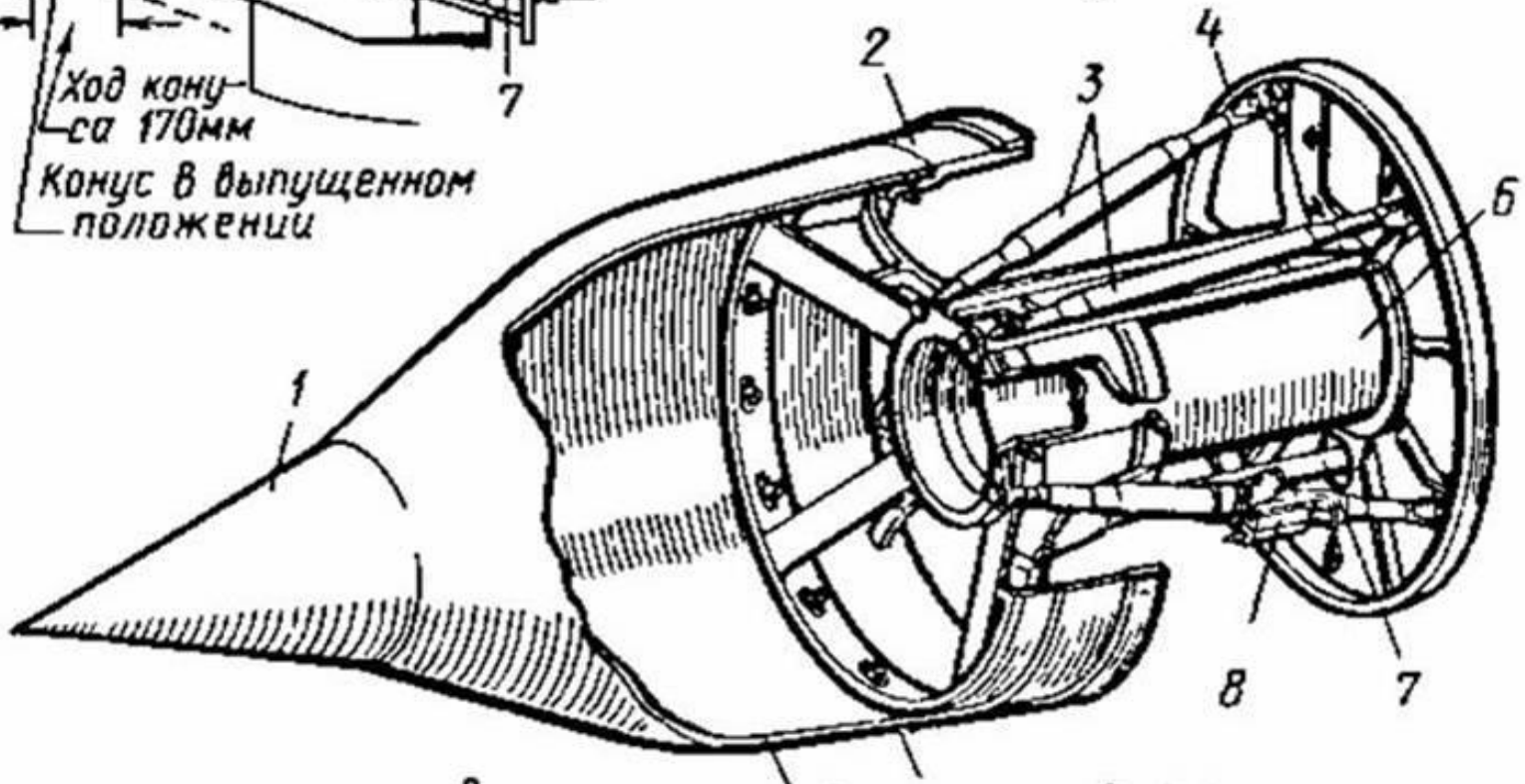
Схема перемещения конуса

Конус в
убранном
положении



Ход кону-
са 170мм

Конус в выпущенном
положении



б

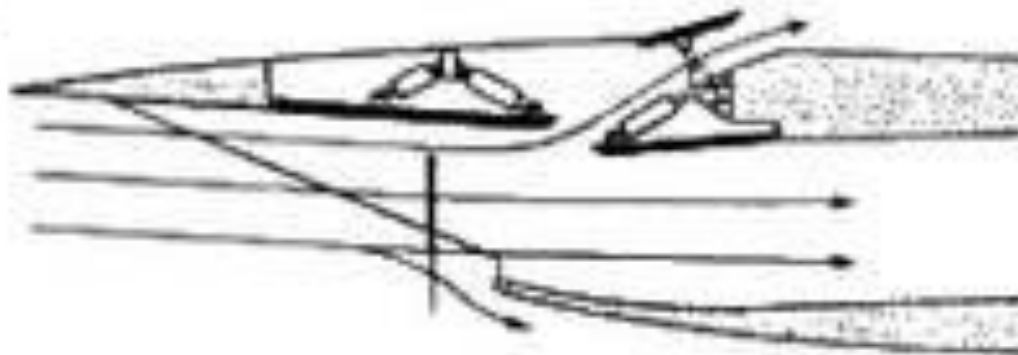
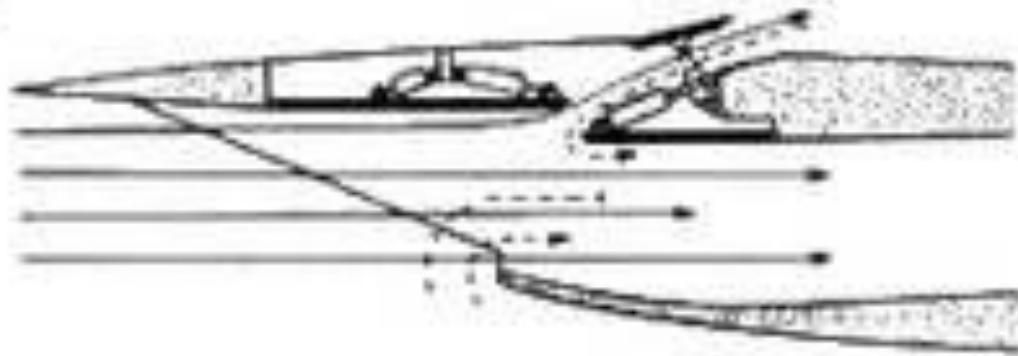
АЛ-31Ф

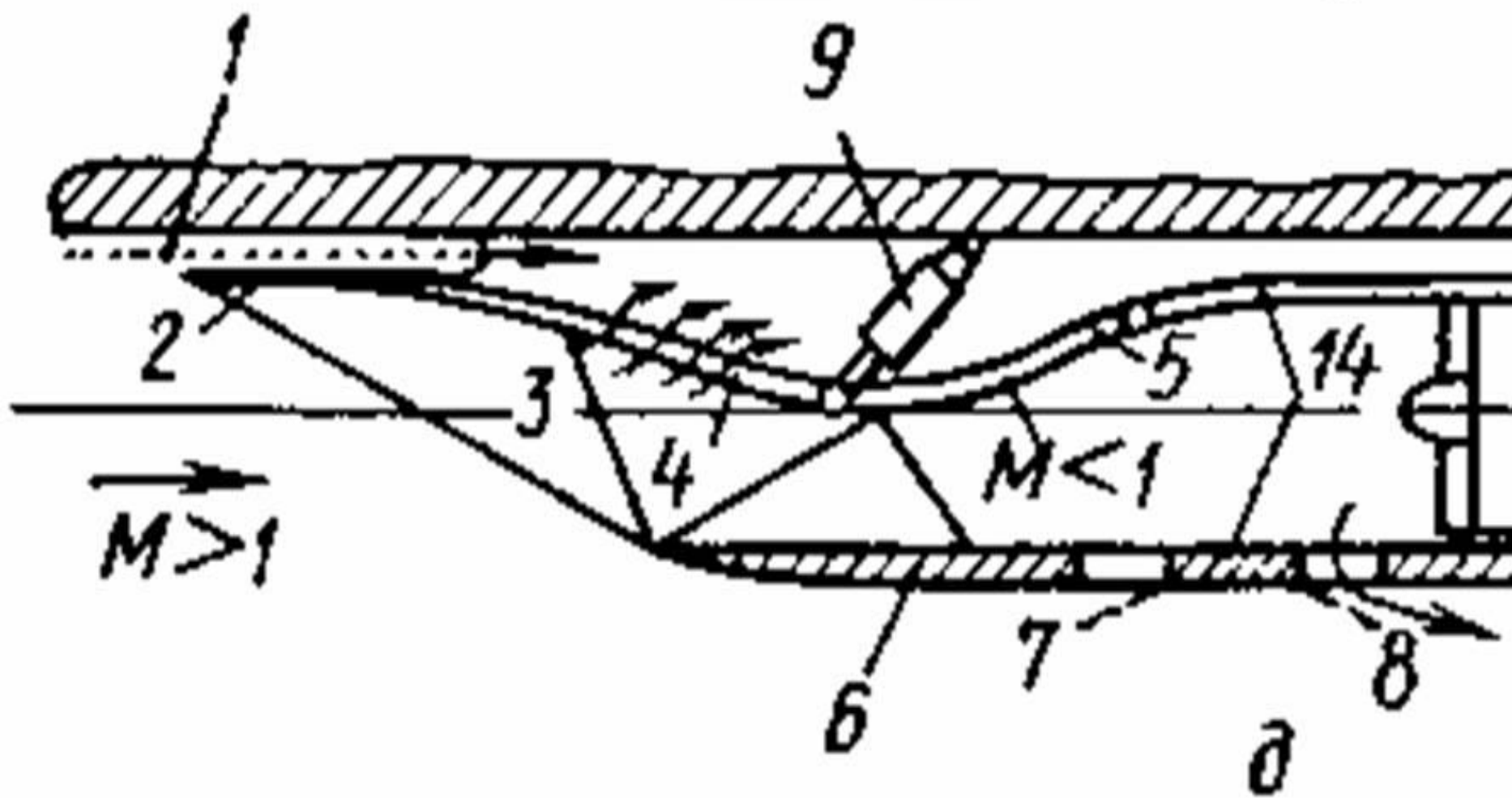


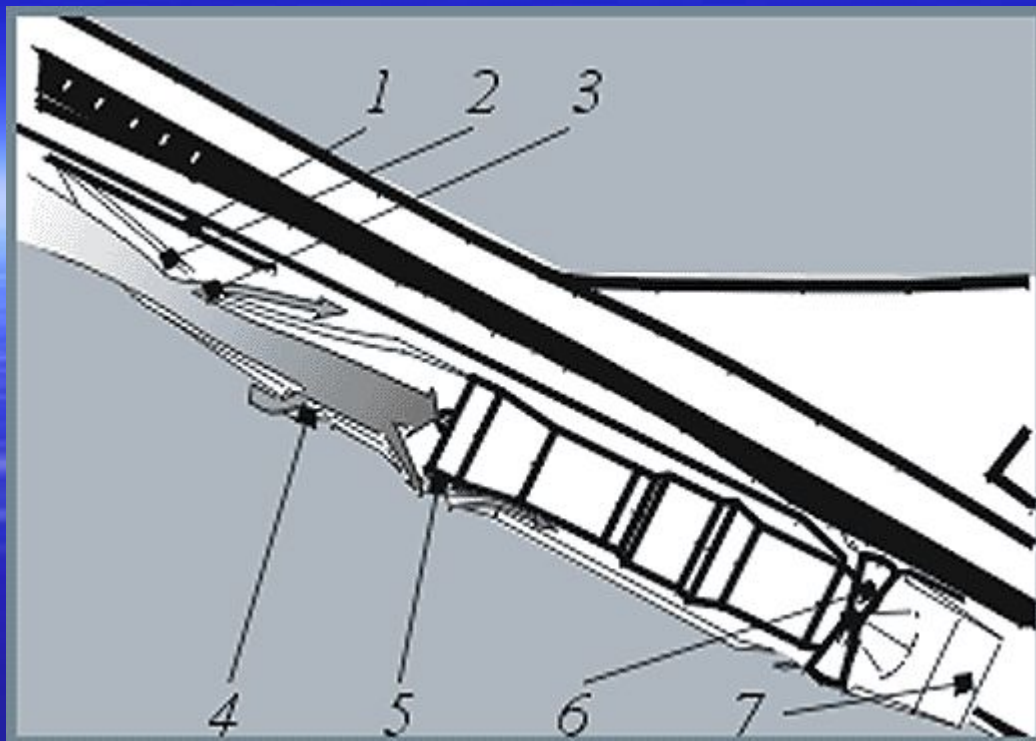
- Тяга: 7670 кгс
- Тяга на форсаже: 12500 кгс
- Ресурс: 1000 ч
Температура турбины: 1427 °C
- Степень пов. давления: 23
- Расход воз.: до 112 кг
Расход воз.: до 112 кг/сек
- Расход топ.: 3,96 кг/с
Расход топ.: 3,96 кг/с кг/ч
- Удельный расход

Геометрия
совкового
воздухозаборника
самолета F-14 с в
полете со
скоростями.

- а) дозвуковой
- б) околозвуковой
- в) сверхзвуковой







Щель 1 между фюзеляжем и гондолой служит для слива пограничного слоя. Накопившийся по длине фюзеляжа турбулентный пограничный слой не попадает, таким образом, в тракт двигателя, что улучшает режим работы лопаток компрессора.

Обеспечение на всех режимах полета оптимальных параметров воздушного потока, подходящего к двигателю, осуществляется за счет автоматического регулирования геометрии воздухозаборника подвижной рампы 2 (с щелями 3 для слива пограничного слоя с плоскости рампы) и створками перепуска воздуха 4 и 5. При изменении положения рампы изменяется не только площадь входа воздушного потока в тракт двигателя, но и система скачков уплотнения, возникающих при сверхзвуковых скоростях на передних кромках воздухозаборника и на отдельных участках подвижной рампы.

МиГ-29А воздухозаборники



Cy-34



Cy-30



F-16



F-15

