

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 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:

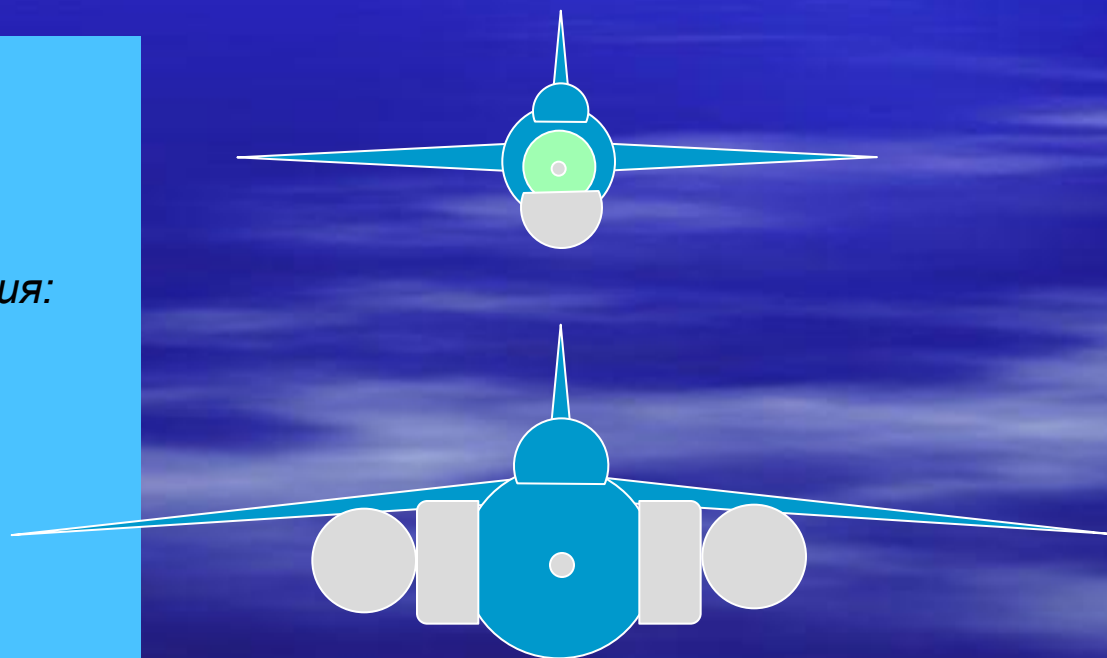
- дозвуковые;
- сверхзвуковые.

2. По наличию системы управления:

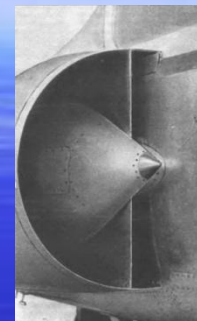
- регулируемые;
- нерегулируемые.

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 :

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

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

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

M_H	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

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

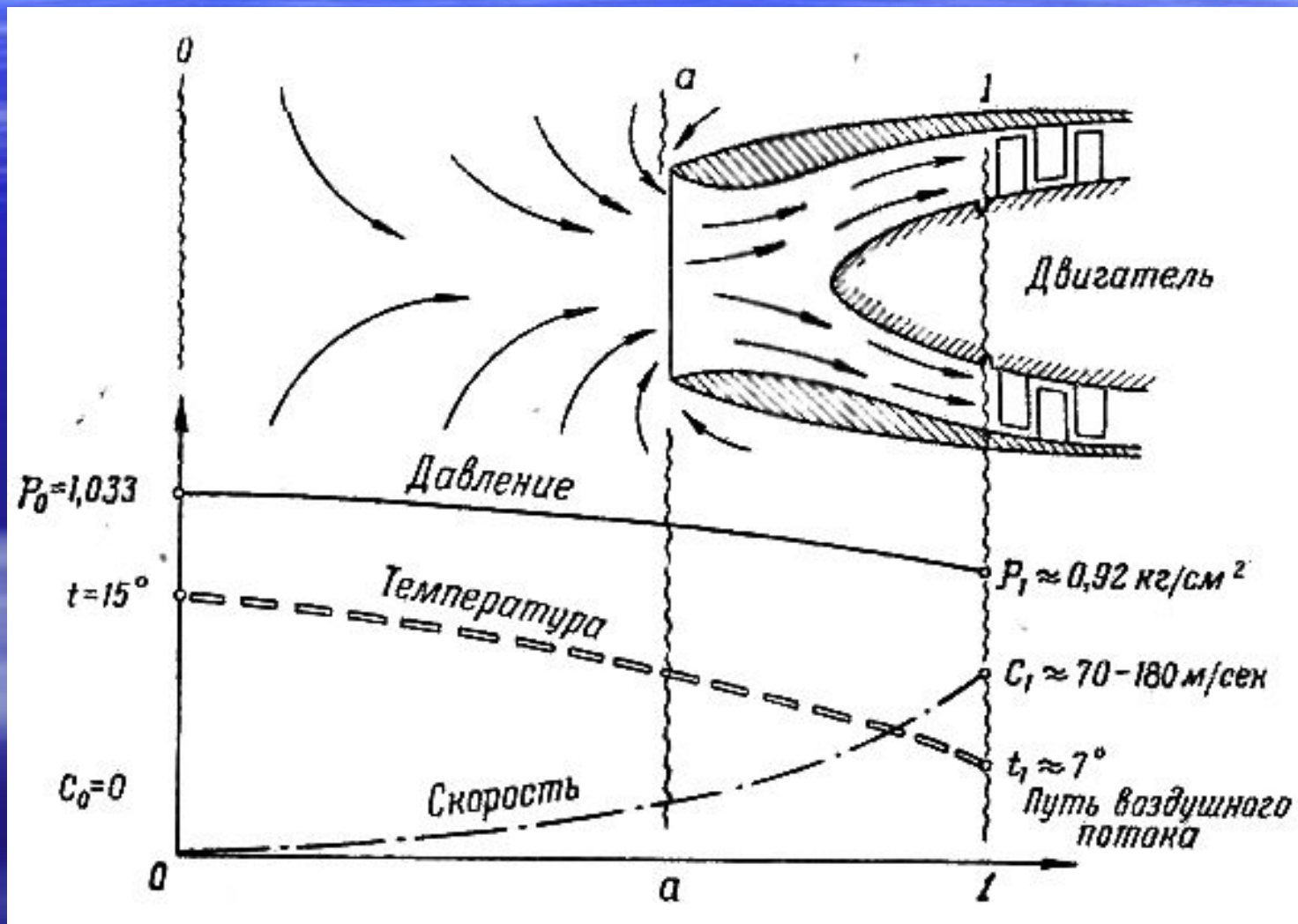
$$\lambda_{\text{в}} = \frac{c_{\text{в}}}{a_{\text{кр}}}$$

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

Для воздуха

t	0 °С	20 °С	100 °С	200 °С
К	1.403	1.400	1.401	1.398

Дозвуковое ВУ



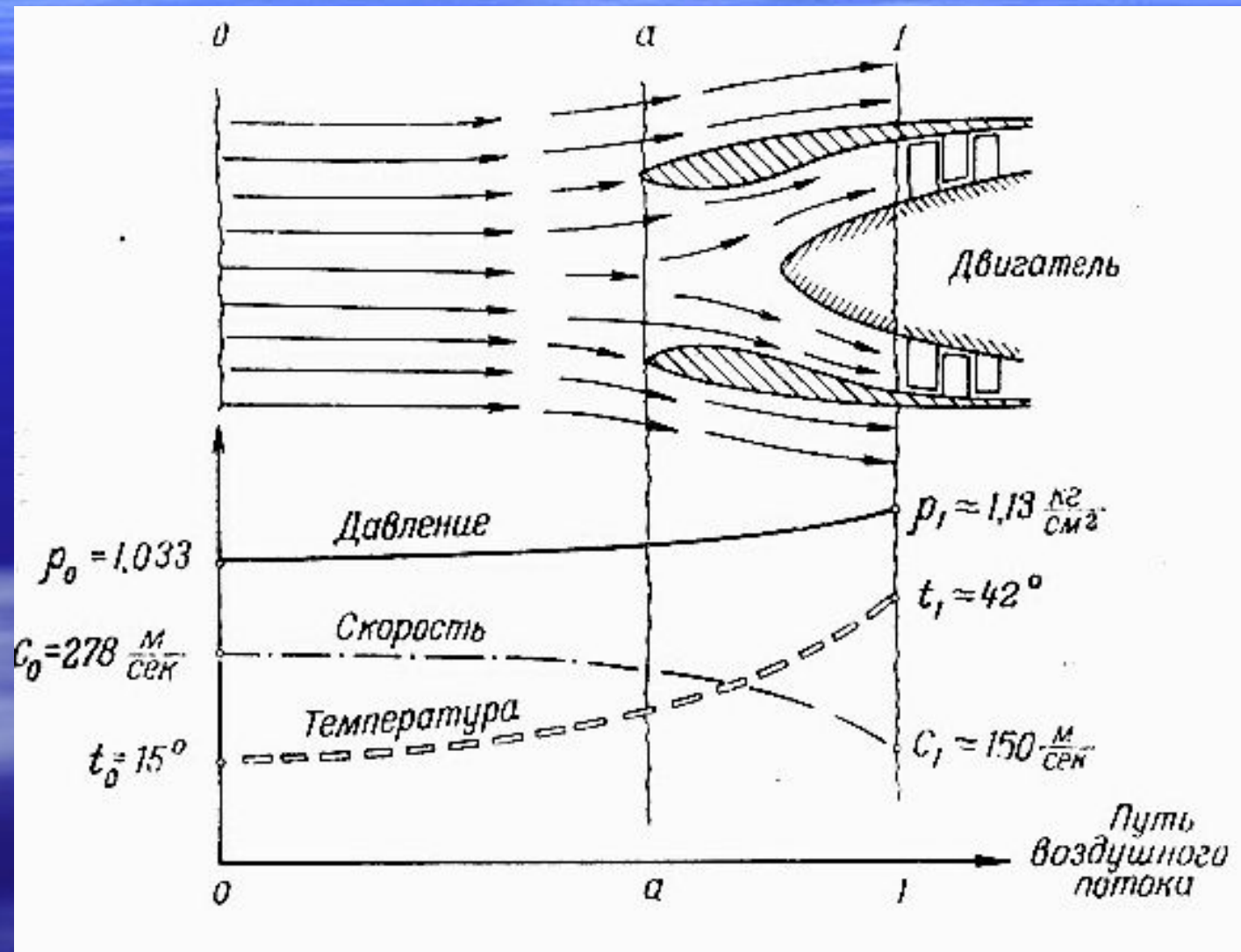
Двигатель работает на месте (скорость полета $c_0 = 0$)

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

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

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

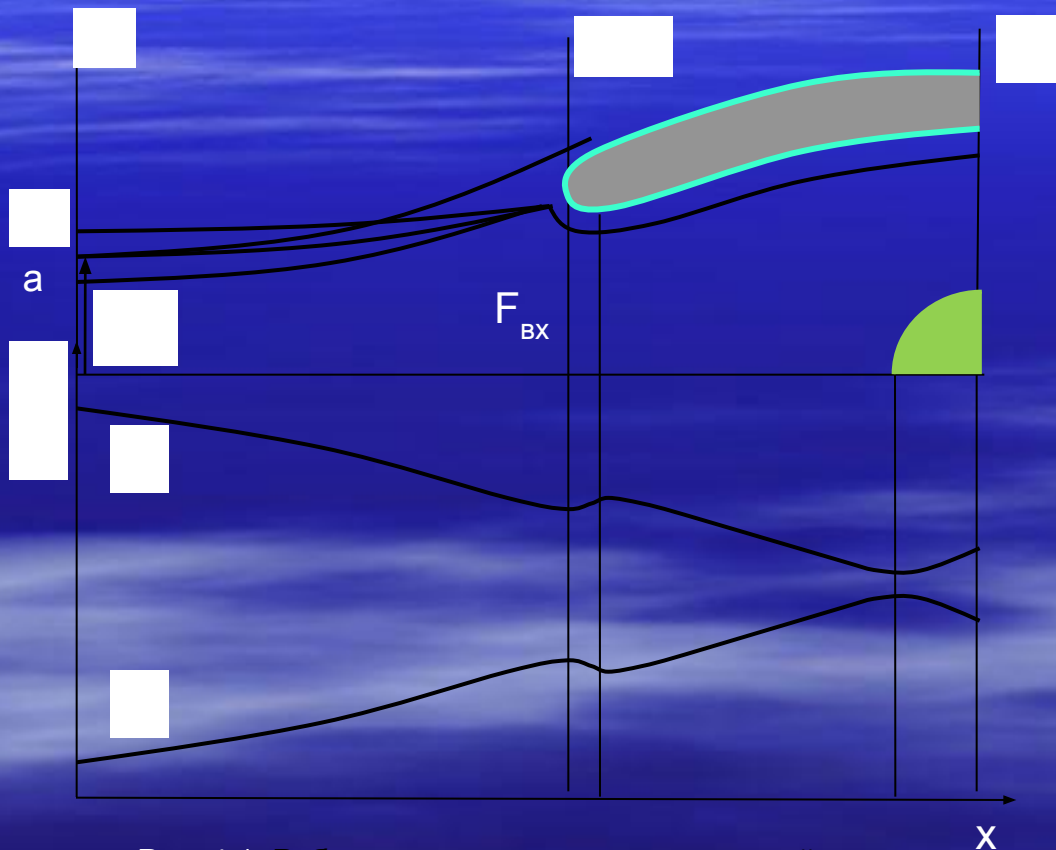
Двигатель работает в полете



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

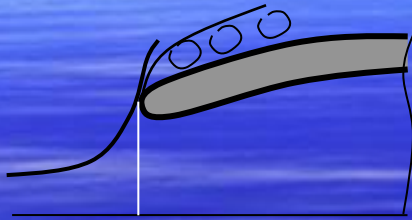


Рис. 4.2. $c_n \gg c_{расч}$

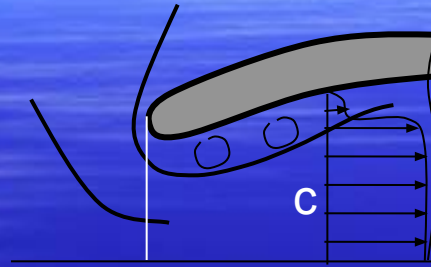


Рис. 4.3. $c_n \ll c_{расч}$

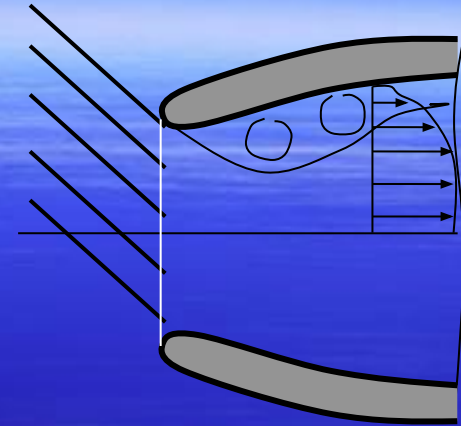
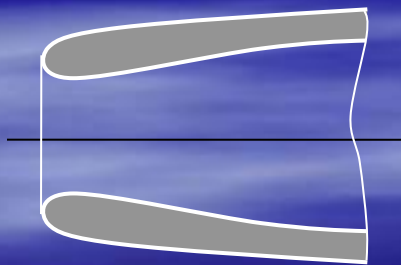
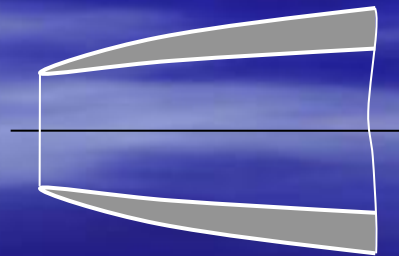


Рис. 4.4. Косой обдув

Особенности конструкции самолетных входных устройств



Дозвуковые



Сверхзвуковые

Особенности конструкции вертолетных входных устройств

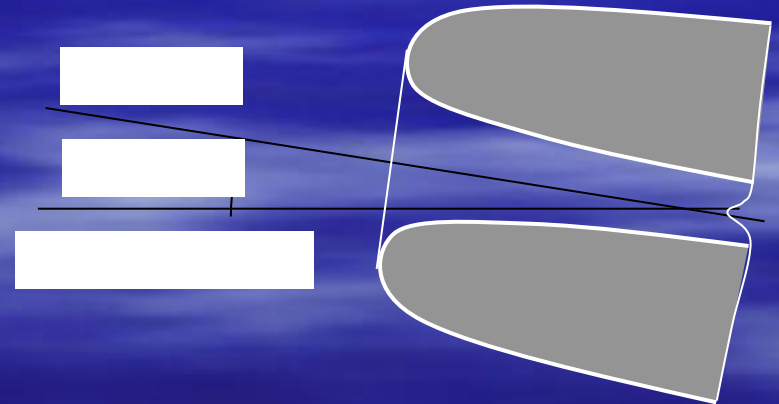
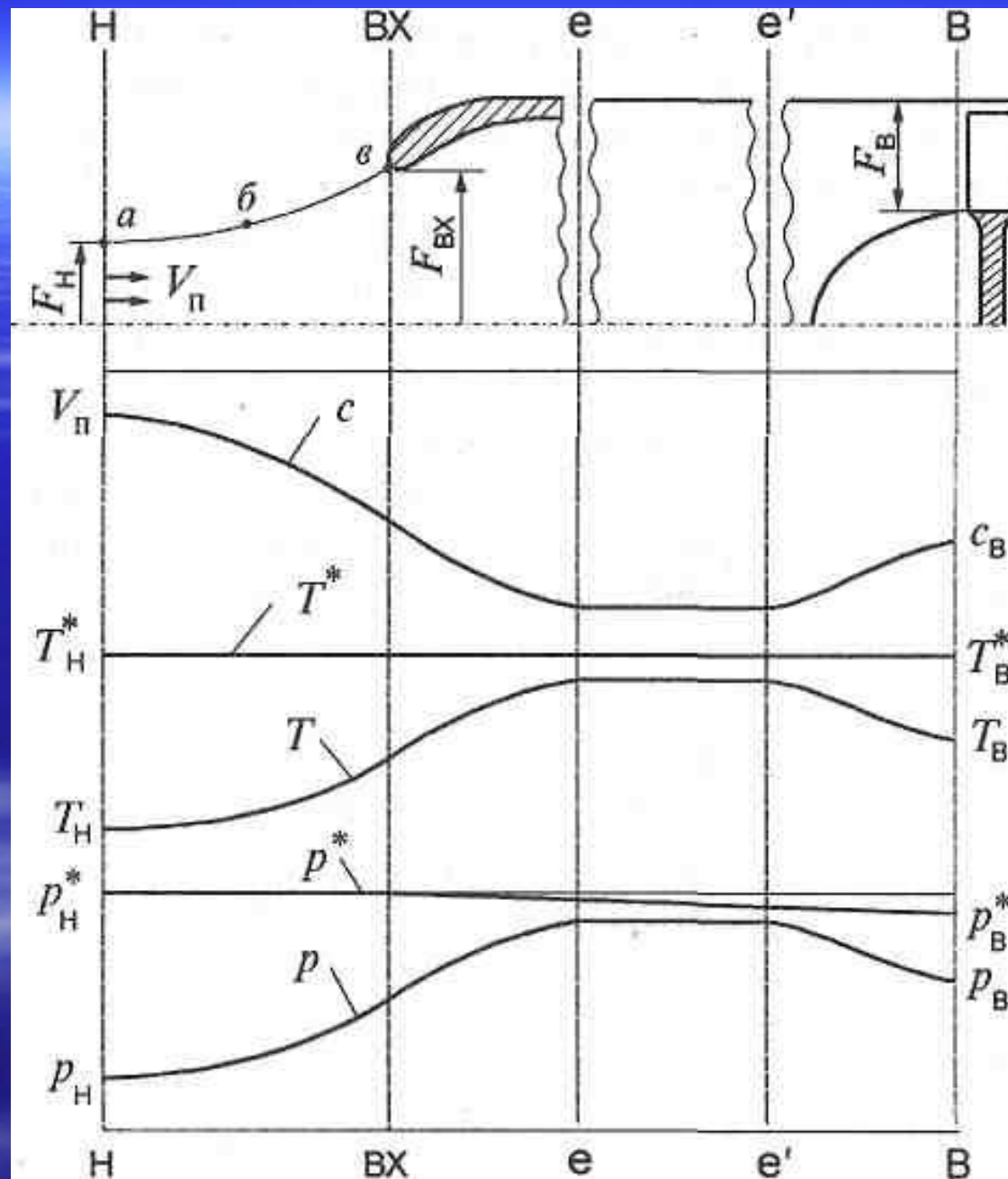


Рис. 4.5. Схема вертолетных входных устройств



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.

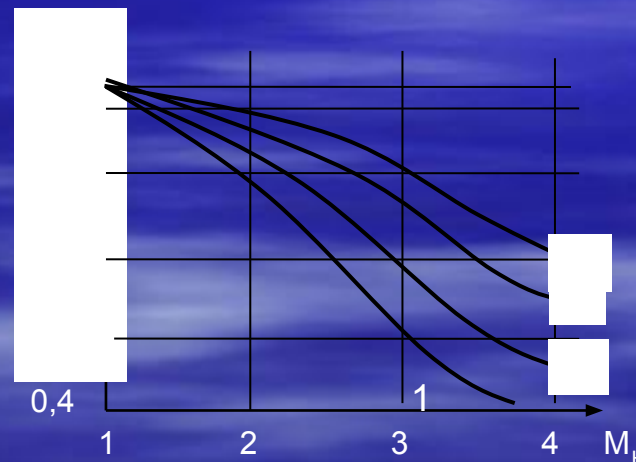
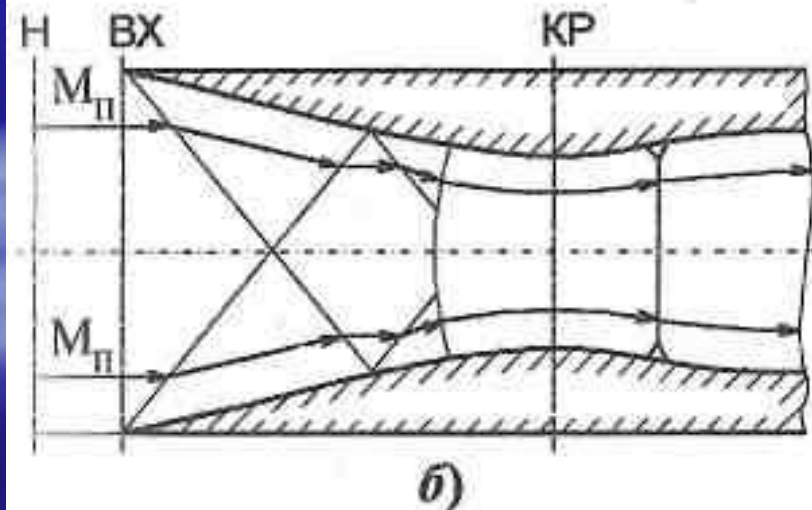
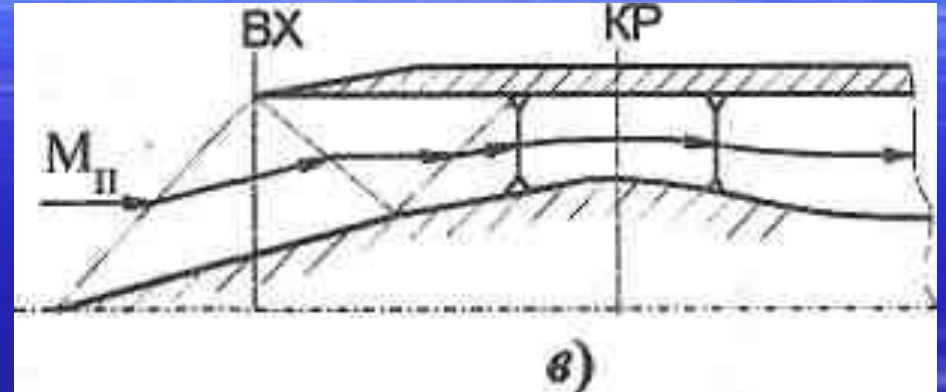
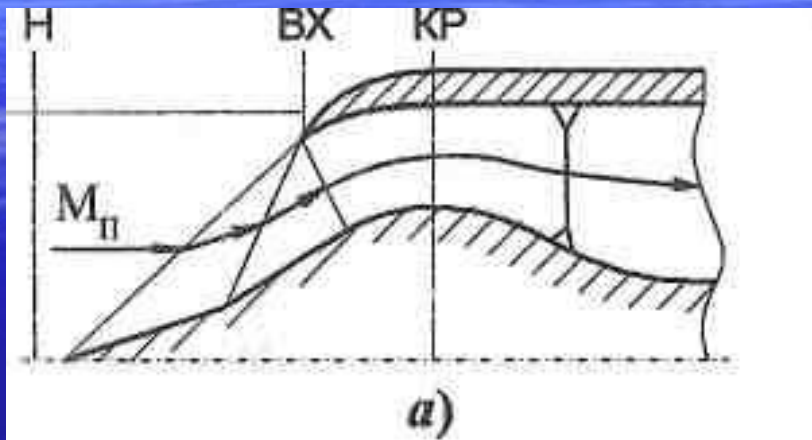


Рис. 4.7. График зависимости коэффициента сохранения полного давления от расчетного числа M полёта и количества скачков уплотнения.

Схемы сверхзвуковых ВУ



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

Вопрос 3. Принципиальная схема и работа сверхзвуковых входных устройств

Расчетный режим работы сверхзвукового входного устройства внешнего сжатия

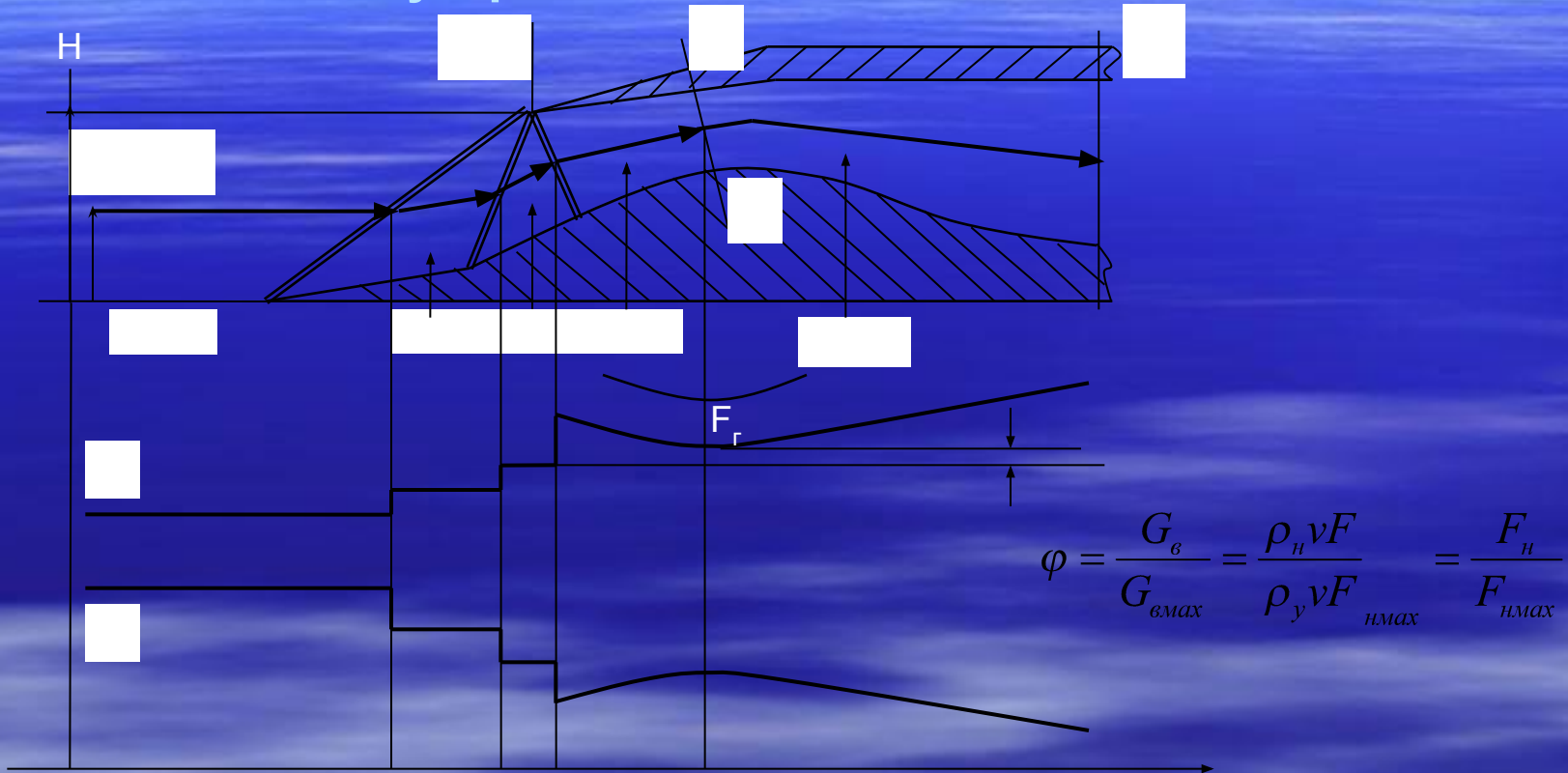


Рис. 4.8. Расчетный режим работы сверхзвукового входного устройства внешнего сжатия.

Вопрос 4. Неустойчивые режимы работы и регулирование сверхзвуковых входных устройств

Влияние скорости полета при постоянном режиме работы двигателя

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

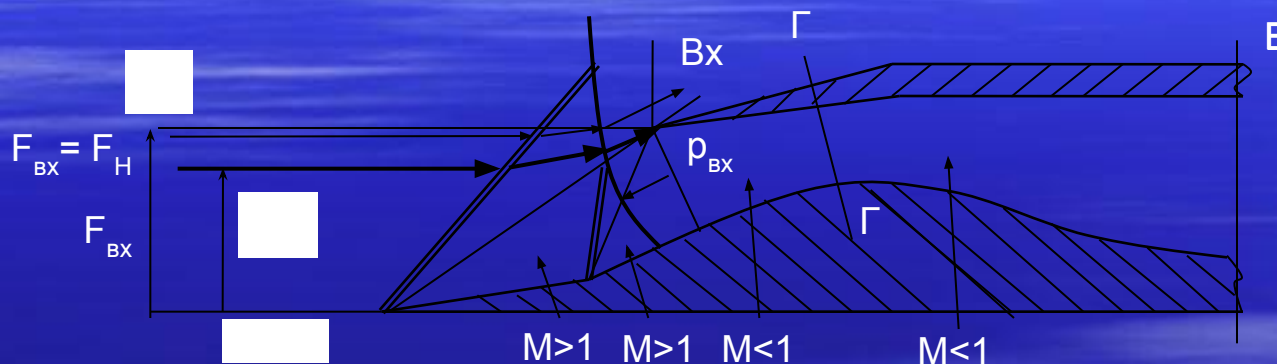


Рис. 4.9. Влияние уменьшения скорости полета относительно расчетной при постоянном режиме работы двигателя на работу сверхзвукового входного устройства

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

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) $M_H > M_{H \text{ расч}}$, $n = \text{const}$, $G_V = \text{const}$

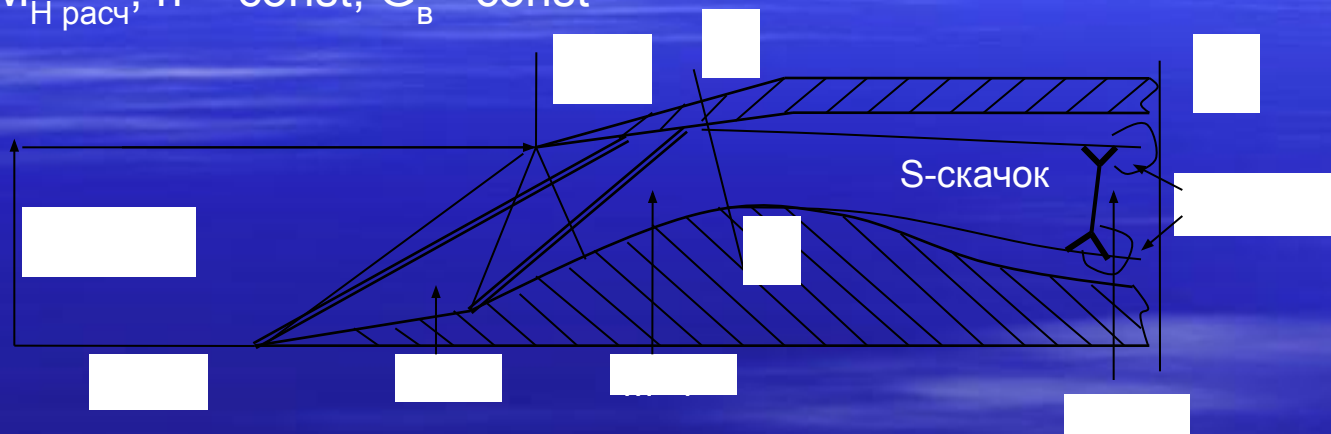


Рис. 4.10. Влияние увеличения скорости полета относительно расчетной при постоянном режиме работы двигателя на работу сверхзвукового входного устройства

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

Мероприятия по предупреждению:

1. Увеличение $\beta \rightarrow$ скачки сфокусируются на передней кромке обечайки.
2. Уменьшение F_{Γ} до $F_{\Gamma} = F_{\Gamma \text{ потр}} = F_{\Gamma \text{ опт}}$.

Вопрос 4. Неустойчивые режимы работы и регулирование сверхзвуковых входных устройств

Влияние режима работы двигателя

а) $n \downarrow (G_{\text{в}} < G_{\text{в расч}}), M_{\text{Н}} = \text{const}$

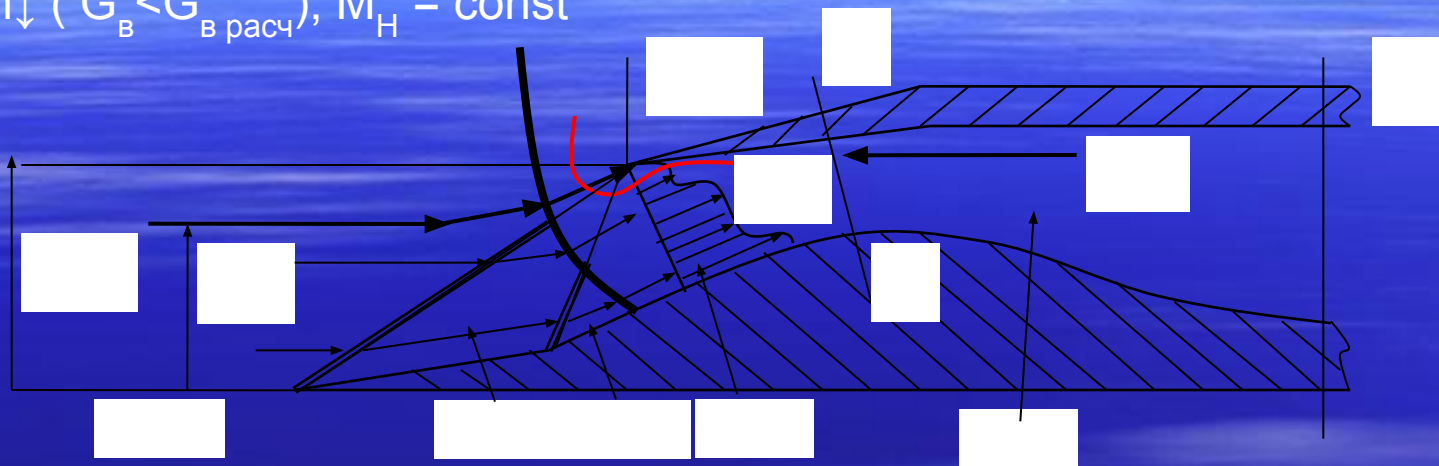


Рис. 4.11. Влияние уменьшения режима работы двигателя на работу сверхзвукового входного устройства

$$n \downarrow \rightarrow G_{\text{в ДВ}} \downarrow \rightarrow p_{\text{вх}} \uparrow \rightarrow G_{\text{вГ}} \downarrow$$

Мероприятия по предупреждению помпажа:

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

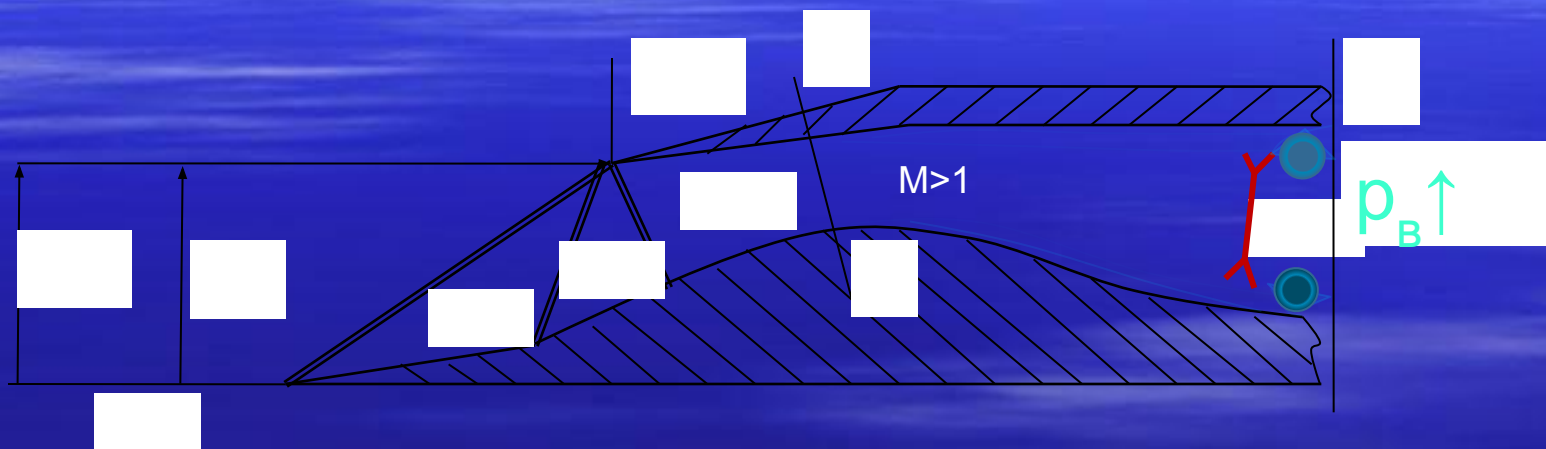


2007 Denis Evstafyev

Вопрос 4. Неустойчивые режимы работы и регулирование сверхзвуковых входных устройств

Влияние режима работы двигателя

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

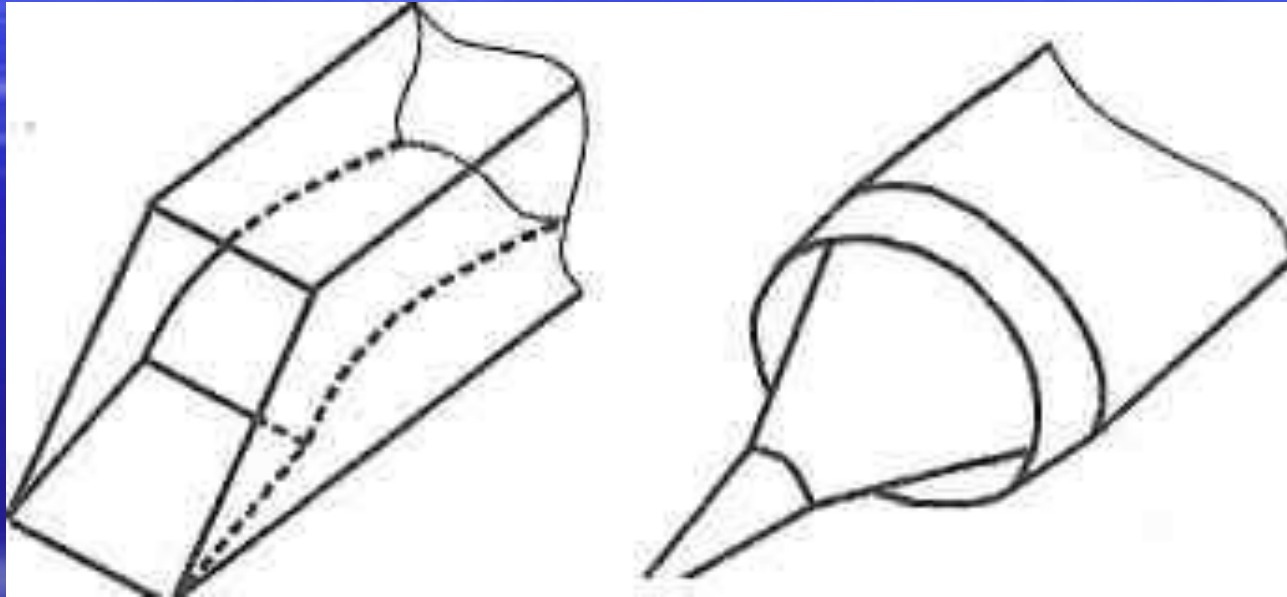


Мероприятия по предупреждению «зуда»:

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



Типы сверхзвуковых ВУ



Плоское ВУ

Осесимметричное ВУ

Миг-21

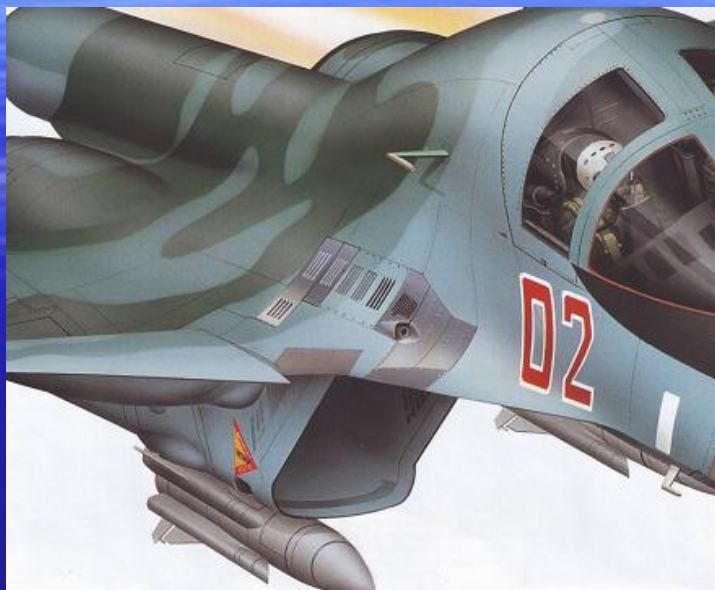


Су-7



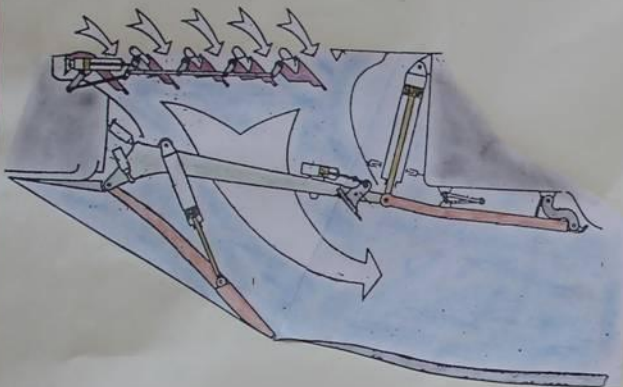
Су-7БКЛ польских ВВС

Воздухозаборники Су-27

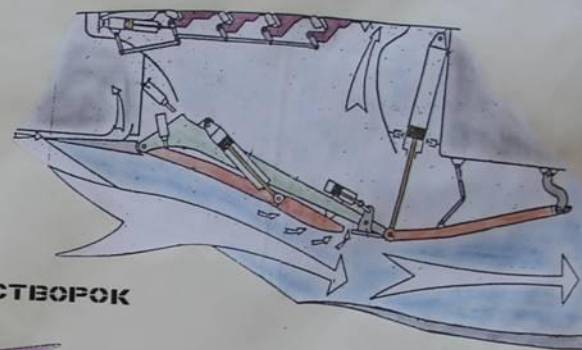


ВХОДНОЕ УСТРОЙСТВО СУ С-ТА МИГ-29

**ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ
ПАНЕЛЕЙ КЛИНА**



**РЕЖИМ ПОЛЕТА
(МИНИМАЛЬНОЕ ГОРЛО)**

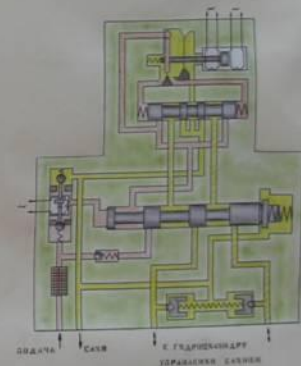
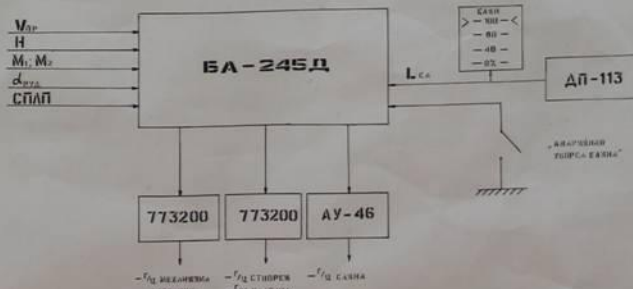


**МЕХАНИЗМ ФИКСАЦИИ СТВОРОК
ВЕРХНЕГО ВХОДА**



**АГРЕГАТ УПРАВЛЕНИЯ
АУ-46**

**ПРОГРАММЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ
КЛИНА ВОЗДУХОЗАБОРНИКА**



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.

$$C_{x\text{вх}} = \frac{X_{\text{вх}}}{q_H F_{\text{midex}}},$$

$$q_H = \frac{\rho_H V_{\text{п}}^2}{2} = \frac{k}{2} p_H M_{\text{п}}^2$$

q_H - скоростного напора набегающего потока

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

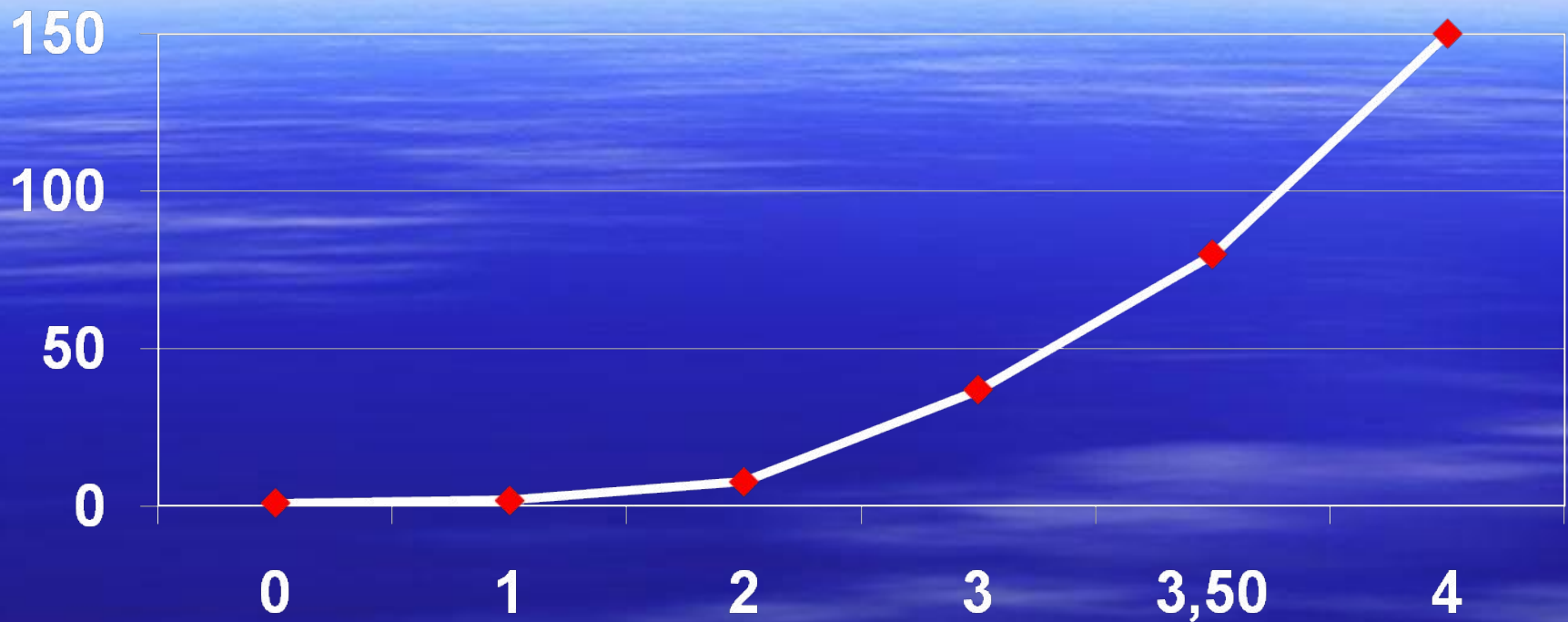
Коэффициент расхода $\varphi = F_0 / F_{\text{вх}}$ – отношение площади сечения невозмущенного потока воздуха, проходящего через двигатель к лобовой площади входного сечения обечайки

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

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

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

Изменение степени повышения давления на входном устройстве

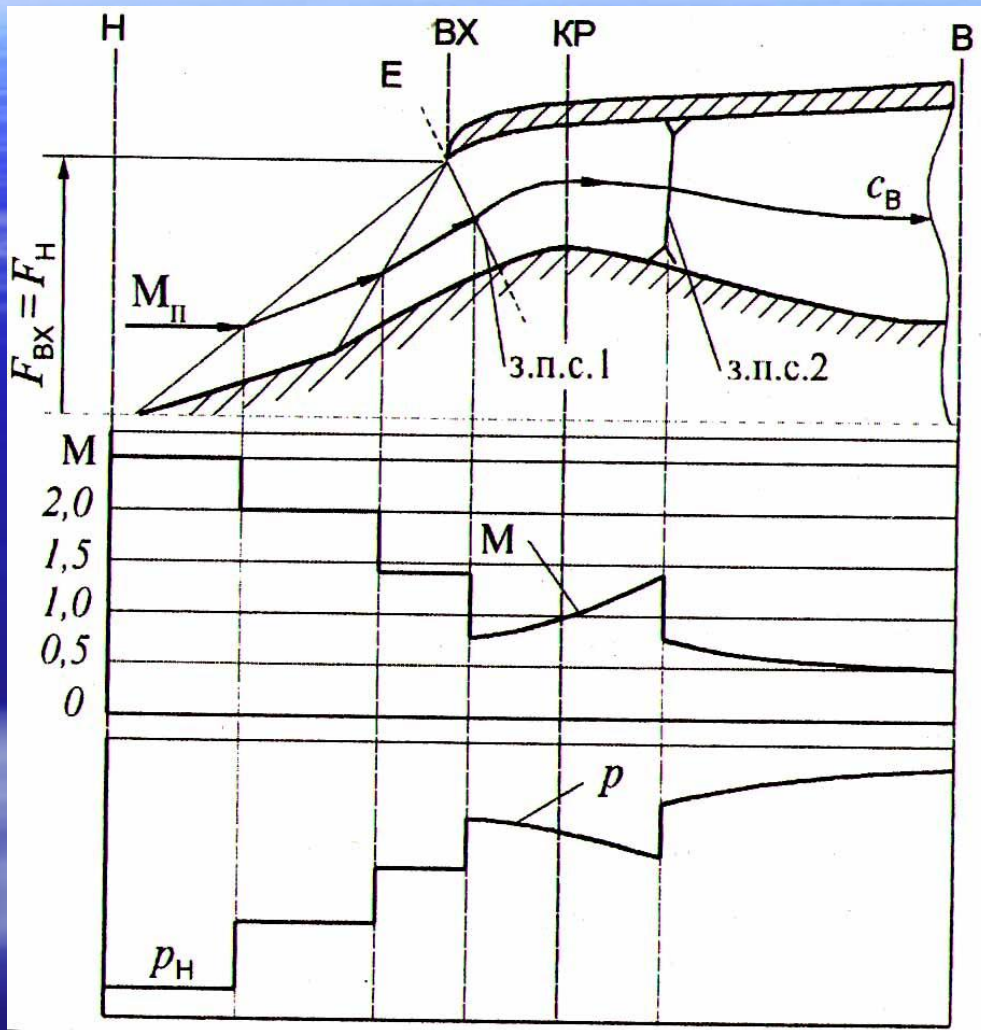


МП	0	1	2	3	3,5	4
π_V	1	1,9	7,8	37	80	150
$\pi_V \sigma_{\text{ВХ}}$	0,9	1,84	6,7	24	40	60
$\sigma_{\text{ВХ}}$	-	1	0,72	0,33	0,21	0,14

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



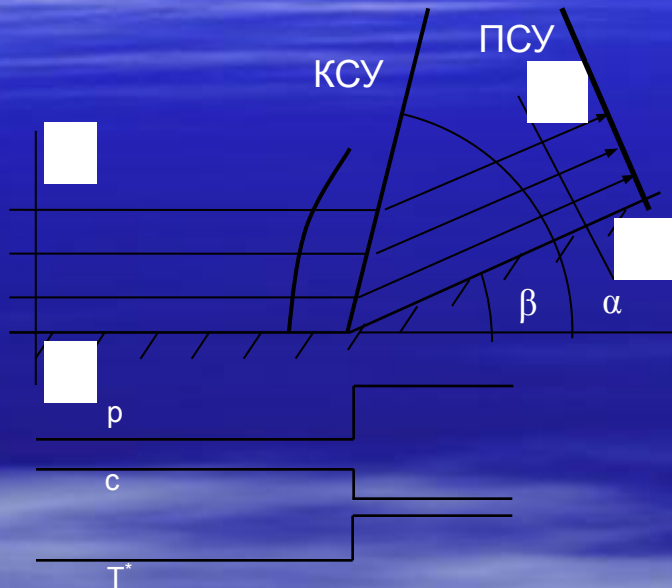
Во-первых, нельзя выполнить торможение сверхзвукового потока перед, входным устройством аналогично торможению дозвукового потока. Сверхзвуковой поток может тормозиться (не считая прямого скачка уплотнения) только в результате обтекания какой-либо поверхности.

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

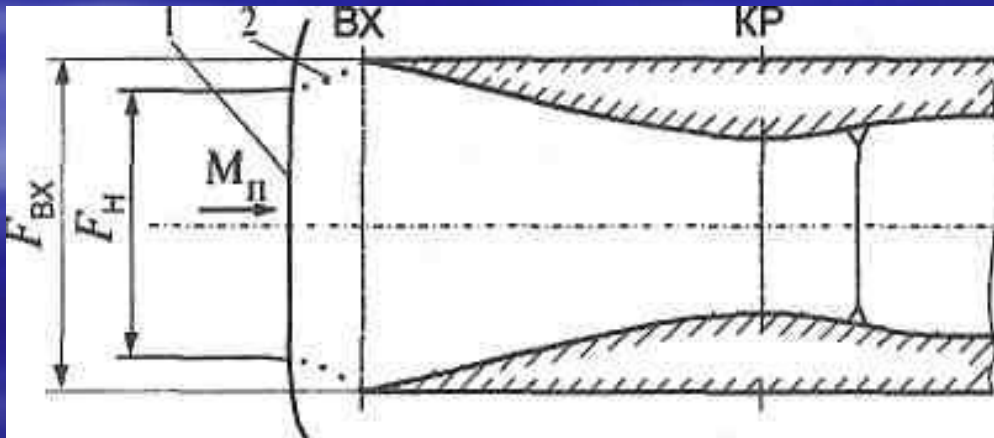
$$M_H \uparrow \rightarrow \downarrow \alpha \rightarrow \Delta p_{СК} \uparrow \rightarrow \Delta T_{СК} \uparrow \rightarrow \sigma_{СК} \downarrow$$

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

- 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 ($F_H = F_{ВХ}$) 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.

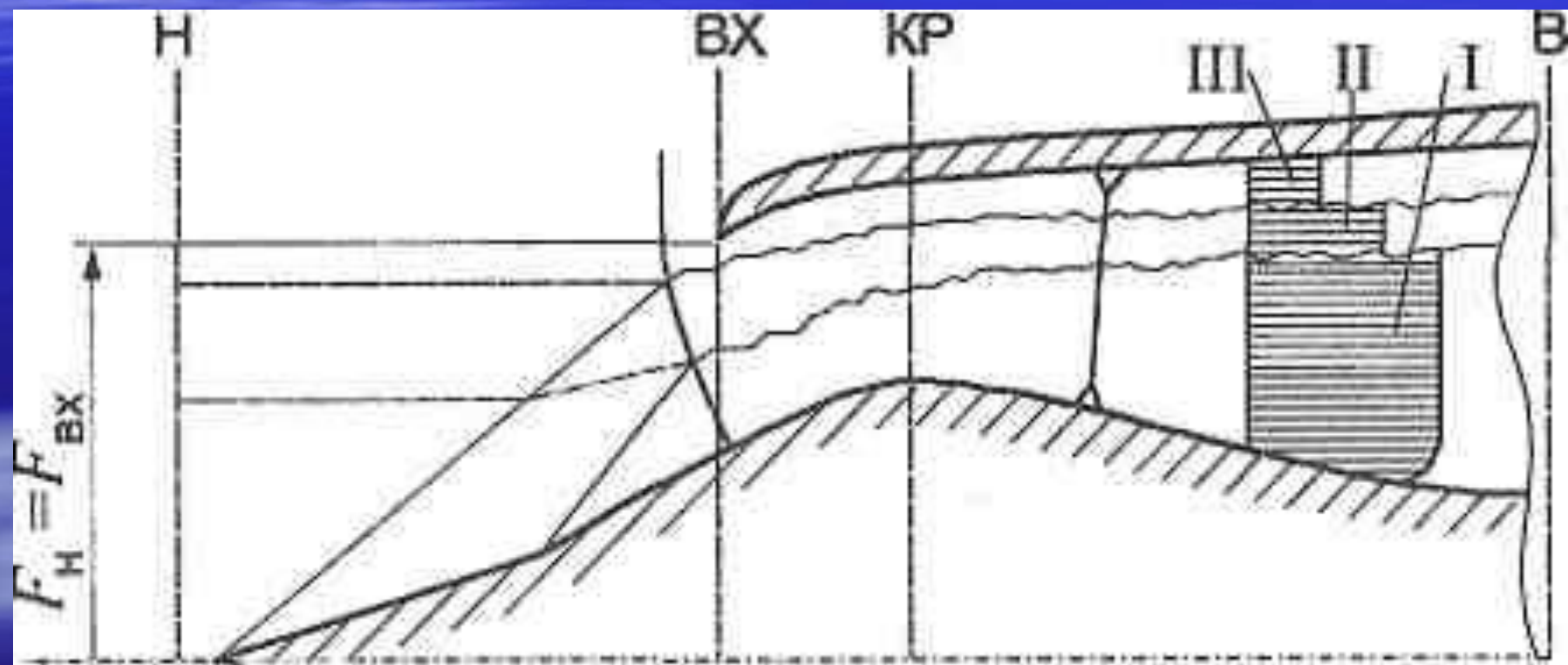


Помпаж

- 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.

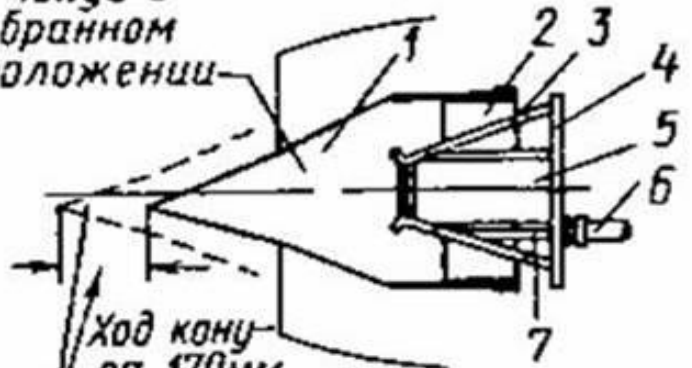
Пути преодоления помпажа и зуда

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).

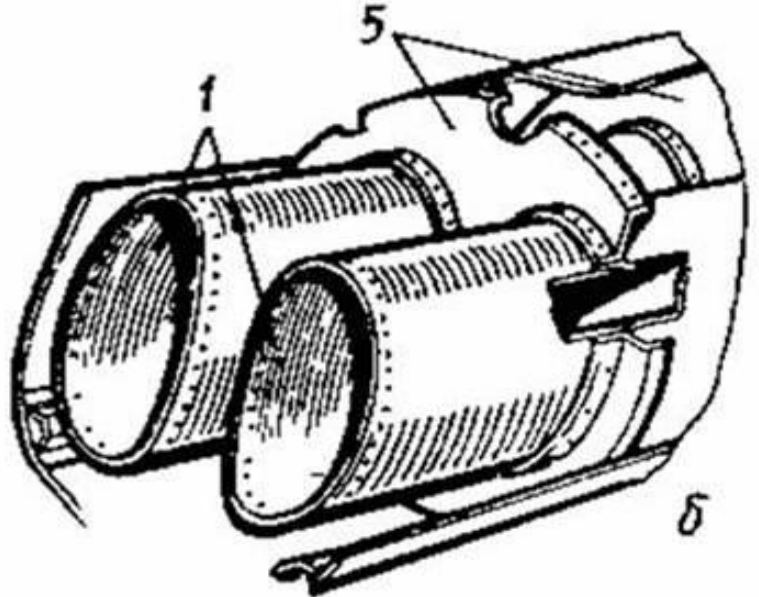
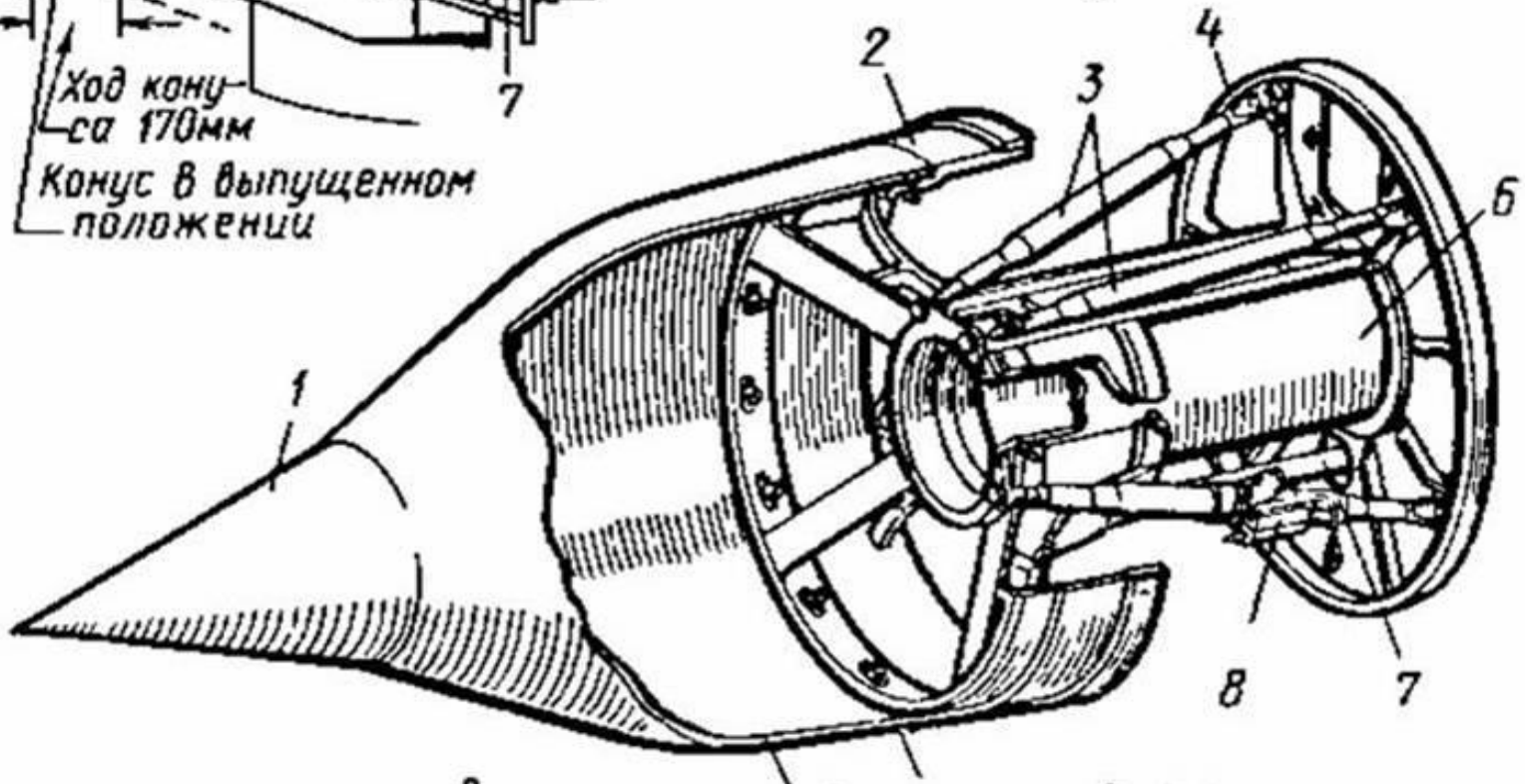
а

Схема перемещения конуса

Конус в
убранном
положении



Ход кону-
са 170мм
Конус в выпущенном
положении



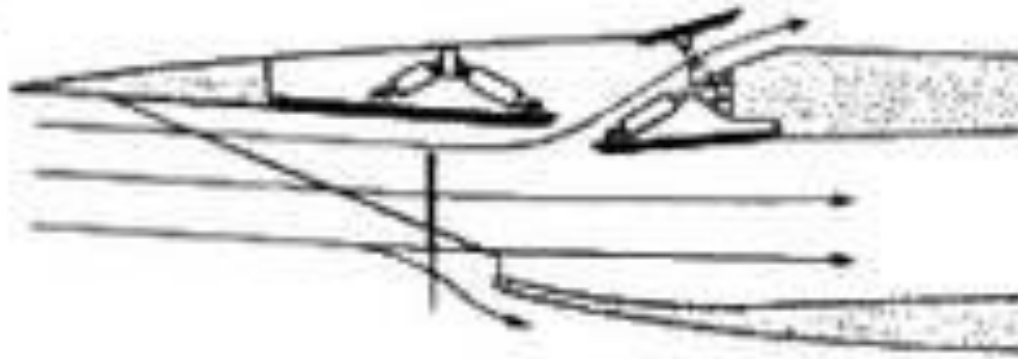
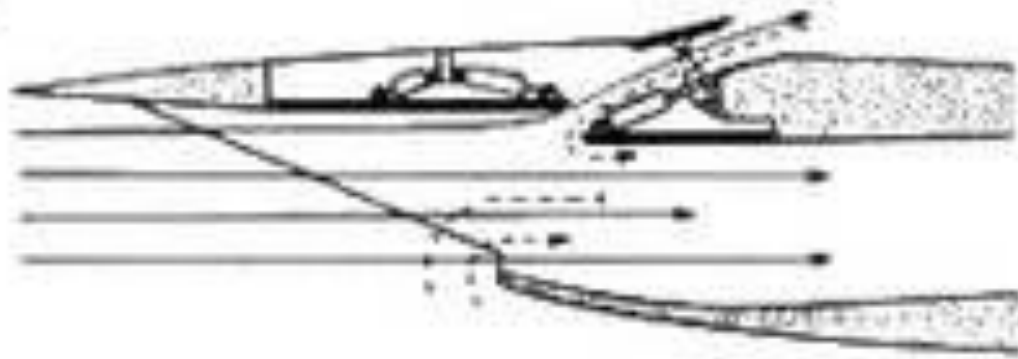
АЛ-31Ф

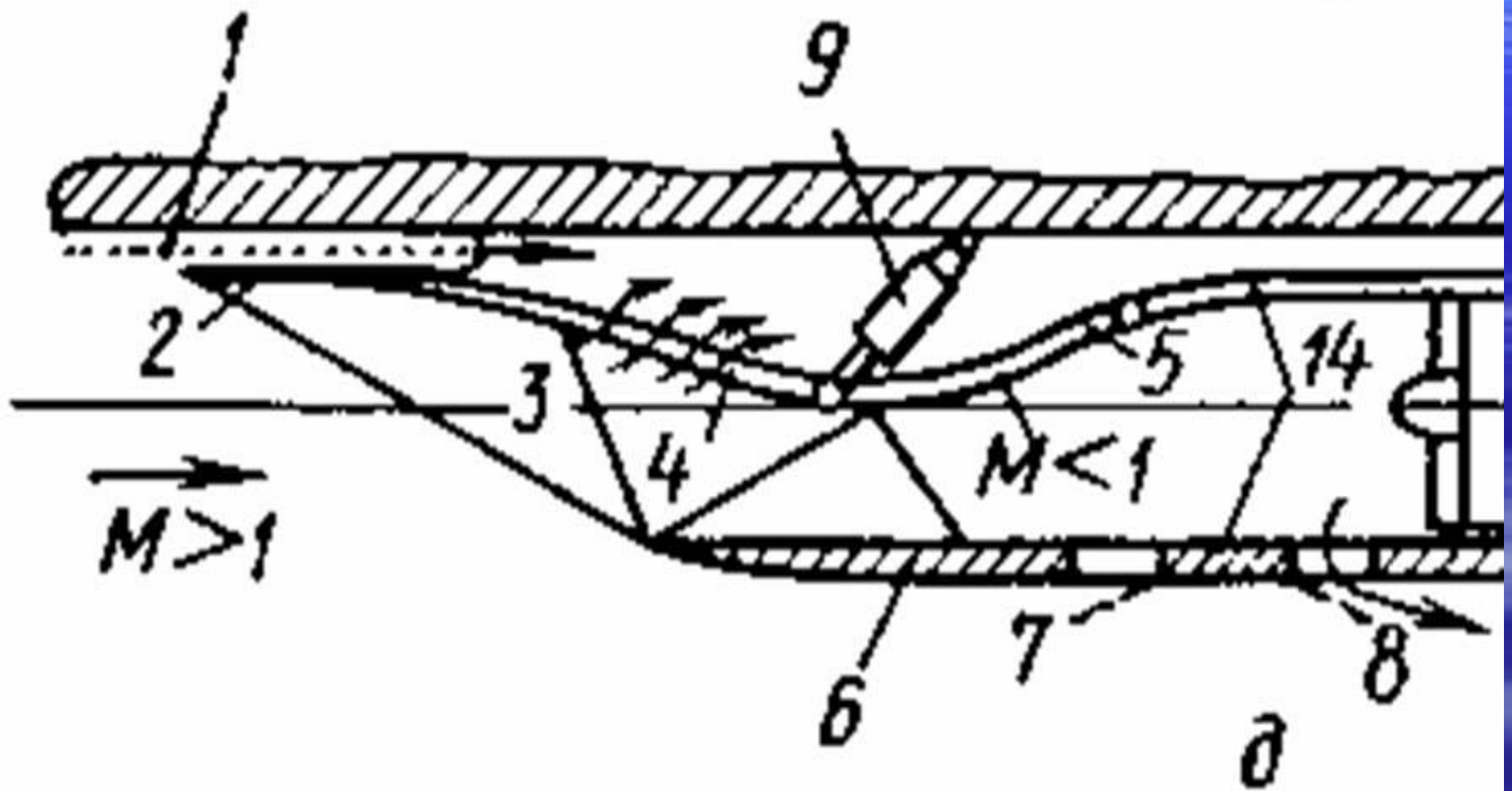


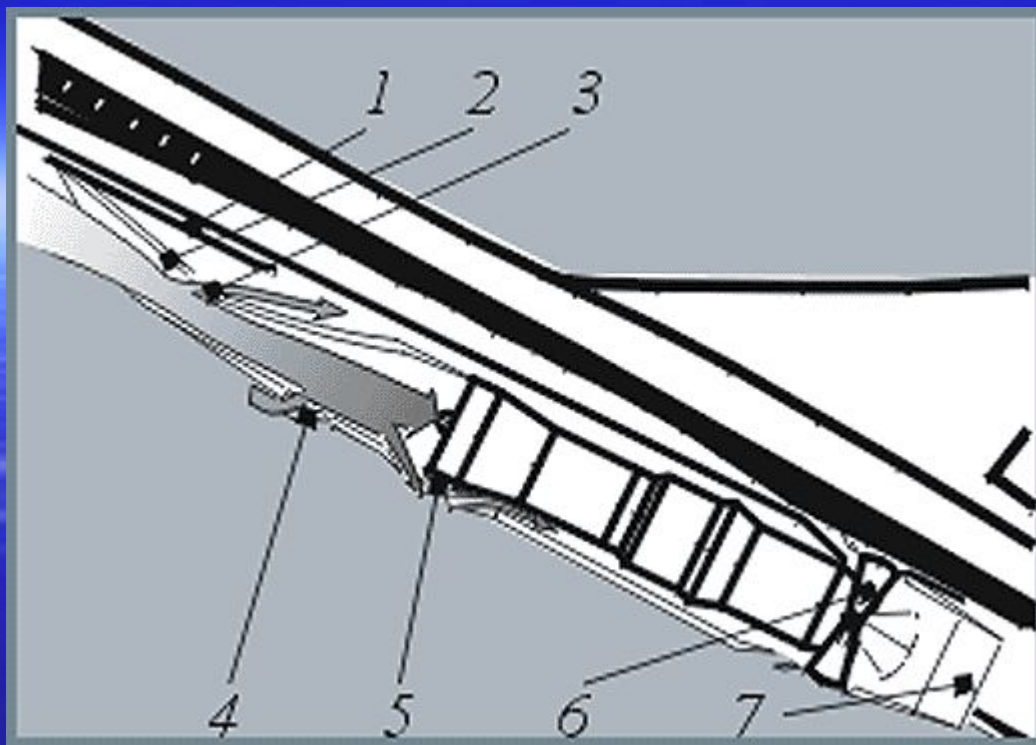
- Тяга Тяга: 7670 кгс
- Тяга на форсаже Тяга на форсаже: 12500 кгс
- Ресурс: 1000 ч Температура турбины: 1427 °C
- Степень пов. давления: 23
- Расход воз.: до 112 кг Расход воз.: до 112 кг/сек
- Расход топ.: 3,96 кг/с кг Расход топ.: 3,96 кг/с кг/ч
- Удельный расход

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

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



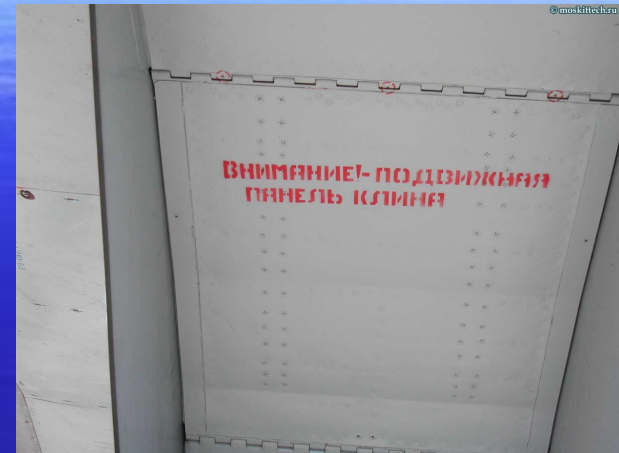




Щель 1 между фюзеляжем и гондолой служит для слива пограничного слоя. Накопившийся по длине фюзеляжа турбулентный пограничный слой не попадает, таким образом, в тракт двигателя, что улучшает режим работы лопаток компрессора.

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

