

БАЛАШОВСКИЙ ВОЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ

---

Кафедра аэродинамики и динамики полета

Попков Н.П.

*(На правах рукописи)*

## **КРАТКИЙ КУРС ЛЕКЦИЙ**

**"ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА  
БОЕВОГО САМОЛЕТА"**

**АЭРОДИНАМИКА Ту-22МЗ**

1999

Учебное пособие написано в соответствии с учебной программой Балашовского ВАИ по курсу "Практическая аэродинамика боевого самолета" преподавателем кафедры аэродинамики и динамики полета Попковым Н.П.

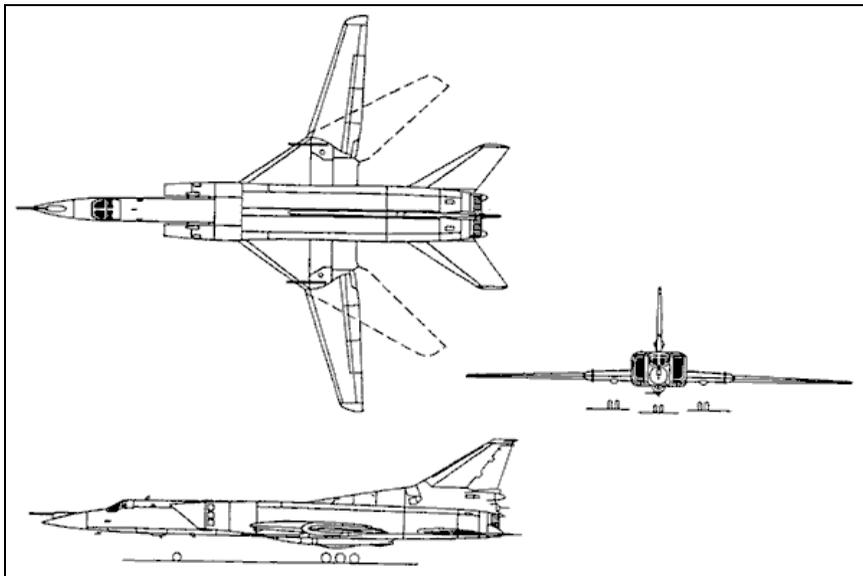
Теоретический материал излагается в сжатой форме, с достаточной степенью строгости, приводится большое число проблемных вопросов, примеров и практических задач.

При изложении сложных вопросов, требующих длительных рассуждений, использовались схемы опорных сигналов, элементы проблемного обучения и элементы обучения по опорным точкам.

Учебное пособие предназначено для курсантов военных авиационных институтов и может быть рекомендовано летному составу строевых частей.

## ВСТУПЛЕНИЕ.

Ту-22М3 – этот изящный самолет, напоминающий своими очертаниями истребитель, на сегодняшний день является единственным в мире современным типом среднего бомбардировщика. Он длительное время являлся "камнем преткновения" на советско-американских переговорах по ограничению стратегических вооружений, став с 80<sup>ых</sup> годов символом мощи бомбардировочной авиации.



Первый полет самолета состоялся 20 июня 1977 года, а в 1983 году он был принят на вооружение ВВС.

Ту-22М3 предназначен для поражения наземных и морских целей сверхзвуковыми ракетами и авиабомбами днем и ночью в любых метеоусловиях.

В соответствии с договором об ограничении стратегических вооружений, подписанным между СССР и США, максимальный темп выпуска ограничивался 30 самолетами в год, однако с 1991 года объемы производства значительно сократились.

В результате исключения из состава российских ВВС физически и морально устаревших самолетов Ту-16 и Ту-22, а также неизбежного списания из-за выработки

ресурса самолетов Ту-22М2, к концу 90-х годов Ту-22М3 остался единственным средним бомбардировщиком российских ВВС и самой массовой в мире машиной дальней авиации (до 1993 года выпущено 268 самолетов).

В 1992 году самолет Ту-22М3 был представлен общественности на международном авиасалоне в Фарнборо (Великобритания), где получил высочайшую оценку специалистов. Удивление зарубежных специалистов вызвала огромная масса боевой нагрузки самолета (24т), сравнимая лишь с боевой нагрузкой бомбардировщика В-52. Самолетов такого класса не имеют ВВС ни одной страны, кроме России. С 1992 года самолет Ту-22М3 с полным комплектом вооружения предложен на продажу зарубежным странам.

Самолет Ту-22М3 применялся на заключительном этапе войны в Афганистане, где наносил мощные бомбовые удары по скоплению войск противника. В 1987-1988 годах участвовал в разблокировании окруженного моджахедами города Хоста, в октябре 1988 года прикрывал вывод советских войск из Афганистана (широко применялись тяжелые бомбы ФАБ-1500 и ФАБ-3000).

На 1.01.96 года в ВВС России насчитывалось 100 самолетов Ту-22М3, а в ВМФ - 130. В настоящее время самолет Ту-22М3 является основным бомбардировщиком средней дальности Российских ВВС.

Несмотря на изменение международных реалий, в настоящее время Ту-22М3 сохранил свое значение как стратегическое ударное средство. Базируясь в глубине российской территории, он может держать под прицелом горячие точки как ближнего, так и дальнего зарубежья. Он может наносить "обезоруживающие" удары по противнику при малом времени реакции, оставаясь малоуязвимым для современных средств ПВО. Замедление темпов переоснащения российского флота новыми кораблями, неопределенность с программой авианосного флота увеличивают роль противокорабельной авиации берегового базирования. Все это делает Ту-22М3 одним из ключевых типов боевых машин авиационного парка России.

# I. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА.

## 1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА САМОЛЕТА.

Ty-22M3 – сверхзвуковой самолет дальнего действия с крылом изменяемой стреловидности (КИС), предназначен для нанесения мощных бомбовых и ракетных ударов в глубоком тылу противника (бомбовая нагрузка – 24т, ракеты 3 × X-22 или 10 × X-15).

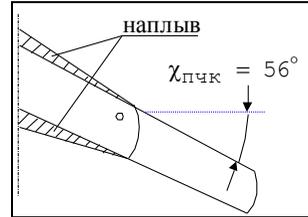
Первый полет совершил в 1977 году. Принят на вооружение в 1983 году. С большим успехом применялся в боевых действиях в Афганистане в 1987–1989 годах (боевых потерь не имелось).

### Основные геометрические данные:

Длина самолета – 42.46 м.

Высота самолета – 11.05 м.

$\chi, ^\circ$	20°	30°	65°
$l, \text{м}$	34.28	32.6	23.3
$S, \text{м}^2$ с наплывом	183.6	186.4	175.8



Для аэродинамических расчетов принято:

$$S=163.38\text{м}^2, \quad l=26.35\text{м}, \quad b_{\text{сах}}=7.121\text{м}.$$

### Летные данные:

$V_{\text{макс}}=2300\text{км/ч}$  ( $H=13\text{км}$ , МФР,  $\chi=65^\circ$ ,  $m=92\text{т}$ )

$H_{\text{пр}}=14\text{км}$  ( $m=92\text{т}$ , МФР,  $\chi=65^\circ$ ,  $M=1.3$ )

Практическая дальность

$L_{\text{пр}}=6800\text{км}$  ( $\chi=30^\circ$ ,  $V=850\div 900\text{км/ч}$ )

$L_{\text{пр}}=2000\text{км}$  ( $\chi=65^\circ$ ,  $V=1330\text{км/ч}$ )

$L_{\text{пр}}=3350\text{км}$  ( $\chi=65^\circ$ ,  $V=850\text{км/ч}$ ,  $H=500\text{м}$ )

### Основные эксплуатационные ограничения:

$M_{\text{макс.доп}} (M_{\text{м.м.}})=2.35$  ( $\chi=65^\circ$ )

$$V_{\text{макс.доп}} (V_{\text{пр}}^{\text{М.М.}}) = 1020 \text{ км/ч}$$

$$V_{\text{мин.экспл.пр}}^{\text{В}} = 500 \text{ км/ч}$$

$\chi, ^\circ$	20°	30°	65°
$\rho_y^3$ (при нормальной эксплуатации)	1.6	2.0	2.0
$\rho_{y \text{ макс}}^3$ (по прочности)	1.8	2.3	2.5
$\rho_{y \text{ мин}}^3$	0		

$$\gamma_{\text{макс.доп}} = 50^\circ \quad (\chi = 65^\circ)$$

## 2. ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ САМОЛЕТА.

Компоновка – рациональный выбор внешних формы и размеров частей самолета, их взаимного расположения, обеспечивающий заданные летно-тактические характеристики.

Основные требования к аэродинамической компоновке:

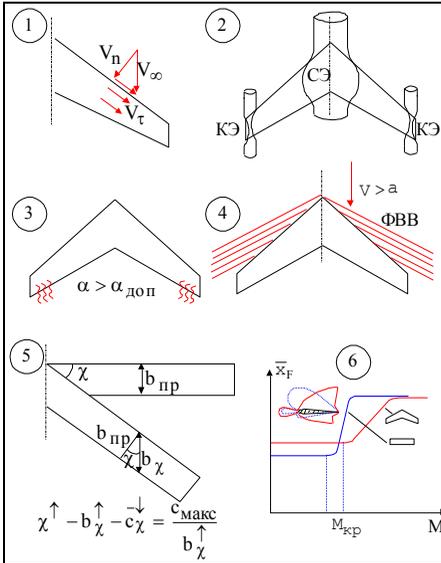
- большая дальность – более 6000 км;
- возможность полета на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях, на больших и малых высотах;
- возможность базирования на аэродромах 1-го класса.

### А). ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ КРЫЛА.

Крыло изменяемой стреловидности (КИС) позволяет наиболее полно реализовать преимущества стреловидного крыла и сгладить его недостатки:

#### 1) Наличие эффекта скольжения.

Эффект скольжения – это наличие тангенсальной составляющей скорости  $V_t$ , которая не участвует в создании аэродинамических сил давления (в том числе подъемной силы).  $V_t$  способствует перетеканию пограничного слоя к концам стреловидного крыла и тем самым способствует его отрыву.



Следует помнить, что в создании подъемной силы на стреловидном крыле участвует только нормальная составляющая скорости  $V_n$ , поэтому при том же угле атаки и тех же критериях геометрического, динамического подобия подъемная сила стреловидного крыла всегда меньше, чем у прямого.

2) Наличие концевого (КЭ) и срединного (СЭ) эффектов.

КЭ – это поджатие струйки в горизонтальной плоскости, что приводит к увеличению местных скоростей и подъемной силы на концах стреловидного крыла.

СЭ – это расширение струек в горизонтальной плоскости, которое приводит к изменению подъемной силы в средней части крыла.

Концевой и срединный эффекты значительно уменьшают располагаемое значение подъемной силы, так как в то время, когда на концах крыла подъемная сила достигает своего максимального значения средняя часть крыла остается недогруженной.

3) Концевой срыв потока при  $\alpha \geq \alpha_{доп}$  (срывной подхват).

Перетекание пограничного слоя к концам стреловидного крыла (за счет эффекта скольжения) и увеличение пиков разряжения приводит к тому, что отрыв пограничного слоя зарождается не в средней части, как у прямого крыла, а на его концах. Отрыв пограничного слоя на концах стреловидного крыла приводит к смещению центра давления и аэродинамического фокуса вперед и появлению кабрирующего момента (срывной подхват).

4) Эффект дозвуковой передней кромки при сверхзвуковых скоростях.

Каждая точка передней кромки крыла является источником слабых возмущений, которые распространяются внутри конуса слабых возмущений.

Образующая конуса является фронтом волны возмущения (ФВВ). При наличии серии фронтов волн возмущения сверхзвуковой поток до встречи с крылом плавно тормозится и поворачивается. Так как резкого торможения потока нет, то мощных скачков уплотнения не возникает, а волновое сопротивление значительно меньше, чем у прямого крыла при том же числе  $M$  полета.

5) Уменьшение относительной толщины профиля при увеличении стреловидности крыла.

При увеличении стреловидности крыла ( $\chi \uparrow$ ) увеличивается хорда по потоку воздуха, что в свою очередь приводит к уменьшению относительной толщины профиля ( $\bar{c} \downarrow$ ) и уменьшению волнового сопротивления. Так при увеличении стреловидности крыла с  $0^\circ$  до  $60^\circ$  относительная толщина крыла уменьшается в 2 раза, а профильное волновое сопротивление уменьшается в 4 раза.

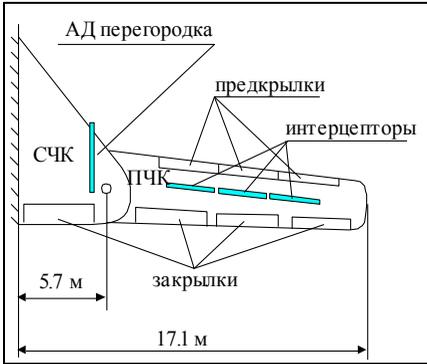
$$C_{x_{во}} = \frac{B\bar{c}^2}{\sqrt{M^2 - 1}}$$

6) Плавное смещение аэродинамического фокуса на околозвуковых скоростях.

Причиной смещения фокуса назад при  $M > M_{кр}$  является появление и развитие сверхзвуковых зон на крыле. На стреловидном крыле в отличие от прямого, сверхзвуковые зоны развиваются не одновременно по всему размаху – вначале на концах, а только затем, при наличии больших чисел  $M$ , в области срединного эффекта. Неодновременное развитие сверхзвуковых зон приводит к плавному перемещению аэродинамического фокуса на околозвуковых скоростях, что в свою очередь благоприятно влияет на характеристики устойчивости и управляемости.

Крыло состоит из средней части крыла (СЧК) и подвижной (ПЧК). Поворотный узел расположен на  $1/3$  полоразмаха от оси, что дает:

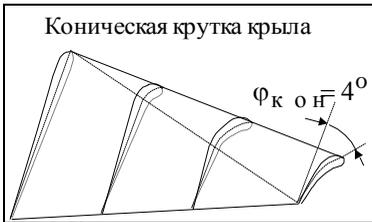
- увеличение прочности и жесткости крыла;
- уменьшение веса крыла;
- незначительную перебалансировку самолета при изменении стреловидности ( $\Delta x_F \leq 2\% \text{САХ}$ ,  $\Delta \varphi_{СТ} \leq 1^\circ$ ).



ние, торможение в воздухе и на земле);

- аэродинамический гребень или перегородка (борьба с концевым срывом).

Крыло имеет коническую крутку ( $\varphi_{\text{кон}}=4^\circ$ ), что позволяет:



$X_a \downarrow, K \uparrow$ ).

- уменьшить нагрузку на концах крыла;

- уменьшить опасность концевого срыва;

- уменьшить балансирующие потери подъемной силы и тем самым увеличить аэродинамическое качество ( $\Delta Y_{\text{бал}} \downarrow$ ,

Максимальная стреловидность крыла ( $\chi_{\text{макс}}=65^\circ$ ) выбрана из условия обеспечения режима дозвуковой передней кромки при максимальной сверхзвуковой скорости полета

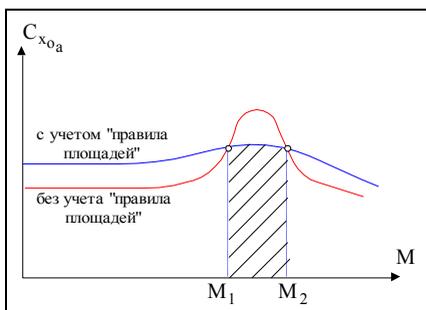
$$M = \frac{1}{\cos \chi} = \frac{1}{\cos 65^\circ} = 2.37$$

На крыле размещены:

- 3 секции предкрылков (выдвижные, щелевые);

- 4 секции закрылков: двухщелевые, выдвижные, дифференциальные (выпуск и уборка закрылков заблокирована с выпуском и уборкой предкрылков);

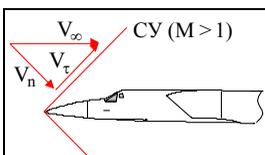
- 3+4 секции интерцепторов (поперечное управление



(сверхзвуковые скорости), сопротивление самолета даже увеличивается.

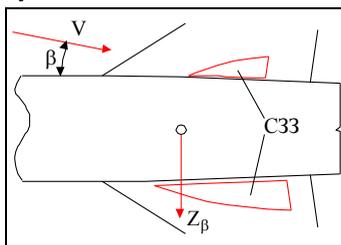
Стыковка крыла с фюзеляжем выполнена без учета "правила площадей", так как "поджатие фюзеляжа" дает преимущество только на определенном расчетном числе  $M$ , а на других, за счет появления дополнительных вихрей (дозвуковые скорости) и скачков уплотнений

## Б). ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ ФЮЗЕЛЯЖА.



1) Острая удлиненная носовая часть для уменьшения волнового сопротивления  $X_B$  (при сверхзвуковых скоростях образуются косые присоединенные скачки уплотнения (СУ)).

2) Хвостовая часть выполнена с малым углом к нулю:

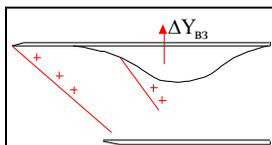


- на околозвуковых  $V$  уменьшается  $X_B$ , так как местные сверхзвуковые зоны (МСЗЗ) слабые;

- отсутствует волновое рыскание.

3) Размещение выходных сопел уменьшает донное сопротивление (отсутствует), так как донный срез заполняется выходными газами.

## В). ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА.



Воздухозаборник выполнен с горизонтальным клином, что обеспечивает устойчивую работу двигателя даже на больших  $\alpha$ . Воздухозаборник является несущим (на сверхзвуковых скоростях прирост

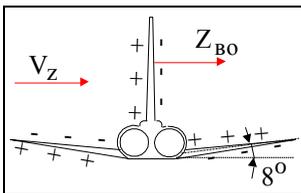
подъемной силы воздухозаборника  $\Delta Y_{вз}$  составляет до 6т). Прирост подъемной силы от воздухозаборников повышает аэродинамическое качество самолета ( $K^{\uparrow}$  на 10%), но ухудшает продольную устойчивость самолета.

### Г). ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ.

Хвостовое оперение состоит из управляемого стабилизатора и киля с рулем направления.

Управляемый стабилизатор:  $\chi_{ст}=59.5^{\circ}$

- большая площадь стабилизатора ( $S_{ст}=S_{кр}/3$ ) обеспечивает высокую эффективность, но увеличивает лобовое сопротивление ( $X_a^{\uparrow}$ ) и уменьшает аэродинамическое качество ( $K^{\downarrow}$ );
- поперечное "V" стабилизатора составляет  $\psi_{ст}=+8^{\circ}$ , что обеспечивает:



1) уменьшение опасности касания ВПП консолями стабилизатора на взлете и посадке;

2) уменьшение боковой нагрузки на вертикальное оперение при скольжении (см.рисунок).

Для обеспечения аварийного поперечного управления (при отказе интерцепторов) стабилизатор может работать в режиме "ножницы" с углами отклонения  $\pm 5 \div 6^{\circ}$ . Большие углы отклонения стабилизатора в режиме "ножницы" недопустимы, особенно на больших приборных скоростях, из-за опасности разрушения хвостового оперения.

Киль:

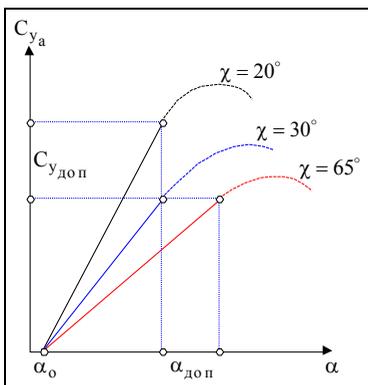
- сравнительно небольшая площадь киля ( $S_{к}=33м^2$ ) увеличивает аэродинамическое качество самолета и его прочность;
- достаточная путевая устойчивость самолета (при малой площади киля) обеспечивается сравнительно небольшой стреловидностью ( $\chi_{во}=57^{\circ}$ ), и применением форкиля, который обеспечивает работу киля в режиме дозвуковой передней кромки до максимально допустимых чисел М полета.

### 3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА ПРИ МАЛЫХ ЧИСЛАХ М.

Аэродинамические характеристики – зависимости коэффициентов аэродинамических сил и моментов от угла атаки и числа М полета.

#### А). ЗАВИСИМОСТЬ КОЭФФИЦИЕНТА ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ ОТ УГЛА АТАКИ.

Рассмотрим  $C_{y_a} = f(\alpha)$  без учета упругих деформаций, влияния близости земли и балансировочных потерь.



#### Анализ:

1. До  $\alpha_{доп}$  зависимость  $C_{y_a} = f(\alpha)$  линейна и выражается зависимостью:

$$C_{y_a} = C_{y_a}^\alpha (\alpha - \alpha_0),$$

где  $C_{y_a}^\alpha$  берется для соответствующей стреловидности крыла с учетом упругих деформаций и с учетом балансировочных потерь.

2. При увеличении стреловидности ( $\chi \uparrow$ ):

- ухудшаются несущие свойства ( $C_{y_a} \downarrow$ ), так как уменьшается нормальная составляющая скорости, участвующая в создании подъемной силы;
- увеличивается допустимый угол атаки ( $\alpha_{доп} \uparrow$ );
- уменьшается прирост перегрузки при полете в болтанку ( $\Delta n_{уб} \downarrow$ );
- существенно ухудшаются взлетно-посадочные характеристики (ВПХ):

$$\chi \uparrow \rightarrow C_{y_a} \downarrow (\alpha = \text{const}) \rightarrow V_{пос} \uparrow$$

$$\Delta \chi = 10^\circ \rightarrow \Delta V_{пос} = 10 \text{ км/ч}$$

$\chi$	$\alpha_0$	$\alpha_{доп}$	$\alpha_{кр}^{АУАСП}$	$C_{удоп}$	$C_{у_{теор}}^\alpha$
20°	0.5	9.5	9	0.75	0.083
30°	0.5	9.5	9	0.7	0.08

65°	0.5	12	9	0.7	0.06
-----	-----	----	---	-----	------

3. При  $\alpha > \alpha_{\text{доп}}$  - полет запрещен: появляется слабая тряска (может проявиться не ярко выраженная неустойчивость по перегрузке), при дальнейшем увеличении угла атаки наблюдается валежка и при углах атаки примерно  $\alpha_{\text{св}} \approx 19^\circ$  ( $\chi = 30^\circ$ ) возможно сваливание.

4. На самолете установлена система АУАСП.

Согласно ОТТ ВВС ( $\alpha_{\text{доп}} - \alpha_{\text{кр}}^{\text{АУАСП}} \geq 2+3^\circ$ )

$\chi = 65^\circ \rightarrow (\alpha_{\text{доп}} - \alpha_{\text{кр}}^{\text{АУАСП}}) = 12^\circ - 9^\circ = 3^\circ$  (удовл.), то есть АУАСП своевременно предупреждает о приближении к  $\alpha_{\text{доп}}$

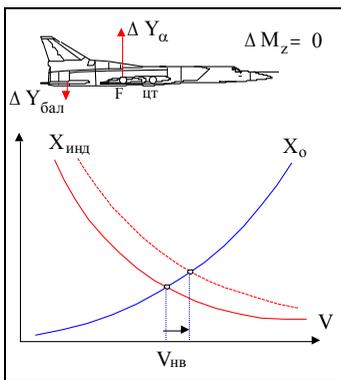
$\chi = 30^\circ \rightarrow (\alpha_{\text{доп}} - \alpha_{\text{кр}}^{\text{АУАСП}}) = 9.5^\circ - 9^\circ = 0.5^\circ$  (неудовл.), поэтому при  $\chi = 30^\circ$  запрещается превышать  $\alpha$  по указателю  $7.5^\circ$

$\chi = 20^\circ \rightarrow (\alpha_{\text{доп}} - \alpha_{\text{кр}}^{\text{АУАСП}}) = 9.5^\circ - 9^\circ = 0.5^\circ$  (неудовл.). Полет при  $\chi = 20^\circ$  с убранной механизацией не рекомендуется.

#### Замечания:

На несущие свойства большое влияние оказывают балансировочные потери подъемной силы и упругие деформации крыла.

1). Балансировочные потери подъемной силы - это подъемная сила стабилизатора, направленная вниз, которая необходима для продольной балансировки самолета.



$-\Delta Y_{\text{бал}} \uparrow \rightarrow C_{y\alpha} \downarrow (\alpha = \text{const}) \rightarrow V_{\text{пос}} \uparrow \rightarrow L_{\text{пр}} \uparrow$   
 $-\Delta Y_{\text{бал}} \uparrow \rightarrow X_{\text{инд}} \uparrow \rightarrow V_{\text{нв}} \uparrow$

За счет изменения центровки дальность полета может уменьшаться на 6%

$(x_F - x_T) \uparrow \rightarrow \Delta Y_{\text{бал}} \uparrow \rightarrow L \downarrow$

2). Упругие деформации крыла.

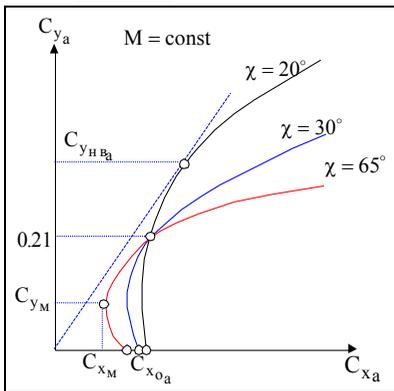
Влияние упругих деформаций крыла на несущие свойства заключается в том, что из-за аэродинамической нагрузки концы крыла закру-

чиваются на уменьшение углов атаки (до  $-8^\circ$ ), что и

приводит к уменьшению подъемной силы всего крыла. При больших  $V_{пр}$ ,  $C_{y_a}^a$  уменьшается до 30%.

**Б). ПОЛЯРА САМОЛЕТА.**

Поляра – график зависимости коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъемной силы.



Теоретическая поляра (без учета балансировочных потерь и крутки крыла – "плоский самолет") имеет вид:

$$C_{x_a} = C_{x_{o_a}} + A \cdot C_{y_a}^2$$

Для реального самолета уравнение поляры принимает несколько иной вид:

$$C_{x_a} = C_{x_M} + A \cdot (C_{y_a} - C_{y_M})^2,$$

где:  $C_{x_M}$  – минимальный  $C_{x_a}$

$C_{y_M} - C_{y_a}$ , соответствующий  $C_{x_M}$

$\chi$	$C_{x_{o_a}}$	A	$C_{y_{HVB}}^{(H=0)}$	$K_{max}$
20°	0.02	0.09	0.5	15.5
30°	0.019	0.106	0.45	14.5
65°	0.016	0.18	0.3	11.5

$C_{x_M}$  меньше  $C_{x_{o_a}}$  по следующей причине:

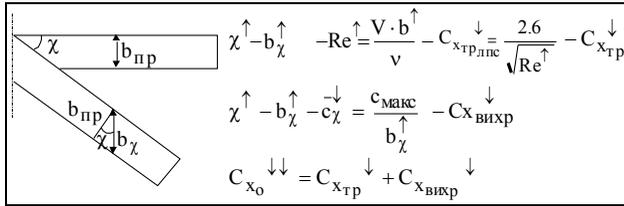
- из-за геометрической крутки крыла при  $\alpha_o$  консоли крыла создают большую отрицательную подъемную силу и большое индуктивное сопротивление, которое можно уменьшить, увеличив подъемную силу ( $C_{y_a}$ ).

Анализ:

1. При увеличении стреловидности увеличивается индуктивное сопротивление

$$\chi \uparrow \rightarrow \lambda \downarrow = \frac{\ell^2 \downarrow}{S} \approx \lambda_{эф} \downarrow \rightarrow A \uparrow = \frac{1 + \delta}{\pi \cdot \lambda_{эф} \downarrow} \rightarrow C_{x_{инд}} \uparrow \text{ (наклон поляры увеличивается)} \rightarrow K_{max} \downarrow, C_{y_{HVB}} \downarrow \rightarrow V_{HVB} \uparrow$$

2. При увеличении стреловидности уменьшается безындуктивное сопротивление  $\chi \uparrow \rightarrow C_{x_0} \downarrow \downarrow = C_{x_{тр}} \downarrow + C_{x_{вихр}} \downarrow$



3. Смещение основ поляры влево и увеличение наклона при  $\chi \uparrow$  приводит к тому, что все поляры пересекаются в одной точке, что соответствует  $C_{y_a} = 0.21$

Для средних полетных масс этому  $C_{y_a}$  соответствует

скорость  $V_{гп} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{y_a} \rho S}} \approx 750 \div 800 \text{ км/ч}$

**Вывод:** На  $V < 750 \text{ км/ч}$  выгодна  $\chi = 30^\circ$ , а на  $V > 800 \text{ км/ч}$  - выгодна  $\chi = 65^\circ$ , даже на дозвуковых  $V$ .

**Замечание:** Внешние подвески существенно влияют на дальность полета самолета. Для учета этого вводится понятие ПЛС (показатель лобового сопротивления).

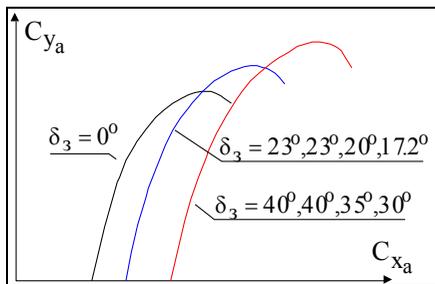
$ПЛС \approx 17000 \cdot C_{x_{o_a}}$

$ПЛС = ПЛС_{с-та} + ПЛС_{р-ты} + ПЛС_{б} + \dots$

Наименование	ПЛС
самолет	320
1р под фюзеляжем	17
2р под крылом	58

4. ВЛИЯНИЕ ОТКЛОНЕНИЯ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА И БЛИЗОСТИ ЗЕМЛИ НА АДХ САМОЛЕТА.

А). ЗАКРЫЛКИ.



При отклонении закрылков увеличиваются кривизна профиля крыла ( $f$ ), площадь крыла ( $S$ ) и кинетическая энергия пограничного слоя ( $E_{кинпс}$ ), что приводит к увеличению  $C_{y_a}$  и особенно  $C_{x_a}$  на данном угле атаки. В результате поляра сдвигается

вправо за счет роста  $C_{x_a}$  и вытягивается вверх за счет увеличения  $C_{y_a}$ . Так как  $C_{x_a}$  увеличивается в большей степени, чем  $C_{y_a}$ , максимальное аэродинамическое качество уменьшается.

$\delta_z \uparrow \rightarrow f \uparrow, S \uparrow, E_{кинпс} \uparrow \rightarrow C_{y_a} \uparrow, C_{x_a} \uparrow \rightarrow$  поляра сдвигается вправо и вытягивается вверх.

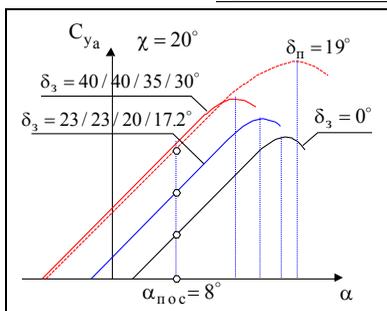
При  $\delta_z \uparrow$  до  $40^\circ \rightarrow C_{y_a} \uparrow$  примерно в 2 раза  $\rightarrow V_{пос} \downarrow$ . Так, например, для  $m=96t$  при выпуске закрылков в посадочное положение посадочная скорость уменьшается с 413 до 316 км/час.

Для приближенных расчетов можно считать, что  $\Delta \delta_z = +10^\circ \rightarrow \Delta V_{пос} = -10 \text{ км/ч}$

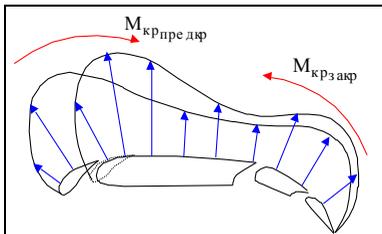
**Замечание:** При  $\delta_z \uparrow \rightarrow \alpha_{кр} \downarrow$  - необходим предкрылок.

### Б). ПРЯДКРЫЛКИ.

При отклонении предкрылков:



- плавный вход потока на крыло,  $E_{кинпс} \uparrow \rightarrow \alpha_{кр} \uparrow, \alpha_{доп} \uparrow$ ;
- $M_{кр.закр} \downarrow \rightarrow$  уменьшается вероятность разрушения крыла на больших приборных скоростях (см. рисунок)
- $C_{y_a} \downarrow \rightarrow V_{пос} \uparrow \approx 15+20 \text{ км/ч}$ .



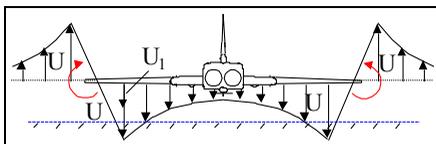
Для исключения полета с отклоненными закрылками и неотклоненными предкрылками на самолете выполнена блокировка, которая обеспечивает выпуск закрылков только после того, как выпустились предкрылки. Т.е. при выпуске закрылков вначале отклоняются предкрылки, а затем закрылки. При уборке закрылков вначале убираются закрылки, а затем предкрылки.

**Замечание:** Отклонение механизации значительно ухудшает аэродинамическое качество самолета, в основном, за счет роста безындуктивного сопротивления.

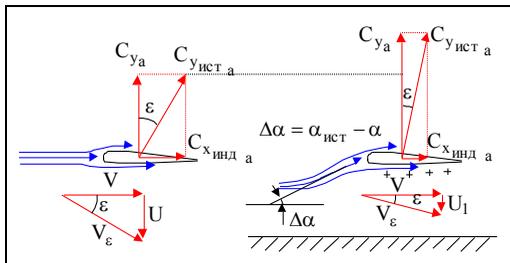
$\chi$	$\delta_{з}$	$\delta_{пр}$	положение шасси	$K_{\max}$
$20^\circ$	$0^\circ$	$0^\circ$	ШУ	15.5
$20^\circ$	$0^\circ$	$19^\circ$	ШУ	12
$20^\circ$	$0^\circ$	$19^\circ$	ШВ	8.75
$20^\circ$	$23^\circ$	$19^\circ$	ШВ	7.5
$20^\circ$	$40^\circ$	$19^\circ$	ШВ	6

### в). ВЛИЯНИЕ БЛИЗОСТИ ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ.

Близость земной поверхности влияет на обтекание крыла и горизонтального оперения. Особенно это существенно для самолетов с низкопланной схемой.

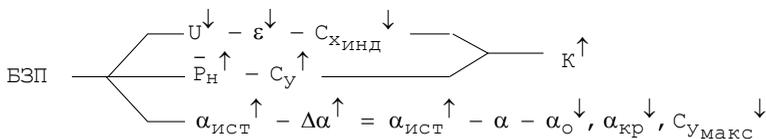


Экранирующий эффект земли снижает мощность концевых вихрей ( $U^\downarrow$ ) и уменьшает скос потока за крылом ( $\epsilon^\downarrow$ ), что приводит к уменьшению индуктивного сопротивления.



Кроме того, под крылом несколько увеличивается давление, что приводит к росту  $C_{y_a}$  при том же угле атаки. Истинный же угол атаки ( $\alpha_{\text{ист}}$ ) несколько возрастает ( $\Delta\alpha = \alpha_{\text{ист}} - \alpha$ ),

поэтому происходит уменьшение  $\alpha_{кр}$  и  $C_{у_{макс}}$ .



5. АДХ С УЧЕТОМ СЖИМАЕМОСТИ ВОЗДУХА.

А).  $C_{уа}^\alpha = f(M)$

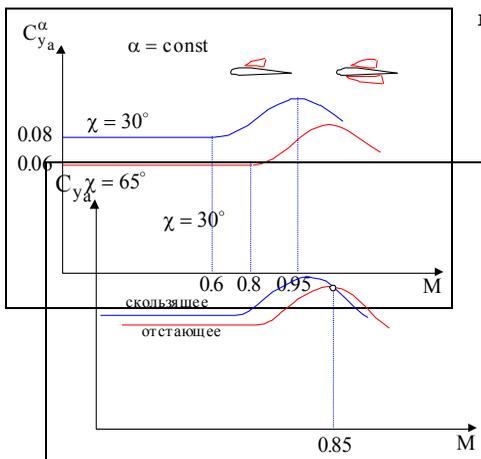
Анализ:

Рассмотрим влияние сжимаемости на несущие свойства при  $\chi=30^\circ$ .

До чисел  $M=0.4+0.6$   $C_{уа} \approx const$ ,  $C_{уа}^\alpha \approx const$ .

При  $M>0.6$  на верхней поверхности развивается местная сверхзвуковая зона:  $C_{уа}^\uparrow$ ,  $C_{уа}^\alpha^\uparrow$ .

При  $M>0.95$  на нижней поверхности местная сверхзвуковая зона развивается интенсивнее, чем на верхней:  $C_{уа}^\downarrow$ ,  $C_{уа}^\alpha^\downarrow$ .



наблюдаются при  $M>1.4$ .

Влияние на пилотирование.

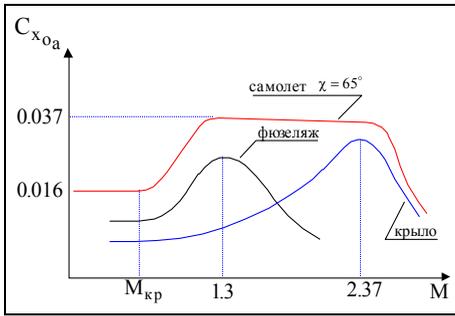
1). При наличии  $\beta$  из-за разной фактической стреловидности полукрыльев МСЗ на них развивается несимметрично (поперечная неустойчивость (валежка), обратная реакция по крену при даче ноги). При  $\chi=65^\circ$  эти явления

2).  $C_{удоп}=0.7$  ( $\chi=30^\circ+65^\circ$ ) при всех числах  $M$  без внешних подвесок. Постоянство  $C_{удоп}$  обеспечивается увеличением

передаточного числа от штурвала к интерцепторам при  $\chi > 50^\circ$ , что обеспечивает достаточную управляемость при  $C_{удоп} = 0.7$

### Б). $C_{x_{oa}} = f(M)$ .

*Анализ:*



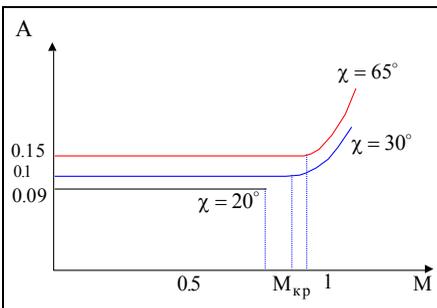
1. Фюзеляж. Максимальное сопротивление фюзеляжа при  $M = 1.3$  – мощный головной скачок уплотнения.

При  $M > 1.3$  наклон скачка уплотнения увеличивается,  $C_{x_0}$  фюзеляжа уменьшается.

2. Крыло. Максимальное сопротивление крыла при  $M = 2.37$ , когда на передней кромке образуется скачок уплотнения ( $\chi = 65^\circ$ ).

3. Несимметричное развитие на крыле и фюзеляже скачков уплотнения (волновой кризис) приводит к  $C_{x_{oa}} \approx \text{const}$  для  $M = 1.3 \div 2.37$

### В). $A = f(M)$ .

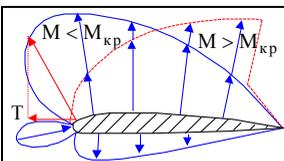


При дозвуковых скоростях полета коэффициент индуктивности ( $A$ ) зависит от геометрических параметров крыла и профиля

$$A = \frac{1 + \delta}{\pi \cdot \lambda}$$

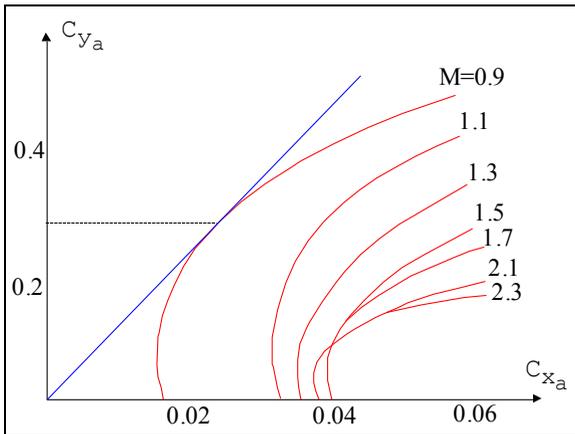
На сверхзвуковых скоростях коэффициент индуктивности зависит от числа  $M$  полета:

$$A = \frac{\sqrt{M^2 - 1}}{4}$$



Рост коэффициента индуктивности на трансзвуковых скоростях обусловлен уменьшением подсосывающей силы (Т).

**Г). ПОЛЯРЫ САМОЛЕТА ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ЧИСЛАХ М.**



Изменение поляр при  $M \uparrow$  связано с развитием волнового кризиса и появлением волнового сопротивления.

При  $M \leq M_{кр}$  поляры накладываются одна на другую.

При  $M > M_{кр}$  :  
 $- C_{x_{0a}} \uparrow \rightarrow \text{ос-}$

нование поляр смещается вправо;

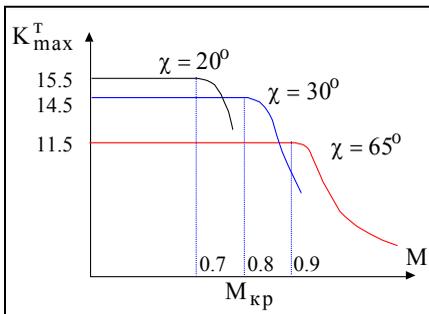
- $A \uparrow \rightarrow C_{x_{в.и.}} \uparrow \rightarrow$  увеличивается наклон поляр вправо;
- $x_F \uparrow \rightarrow \Delta Y_{бал} \uparrow \rightarrow (C_{x_{0a}} - C_{x_M}) \uparrow$

По полярам можно определить:

$C_{у_{нв}} \rightarrow V_{нв}, K_{макс}^T = \frac{C_{у_{нвa}}}{C_{x_{0a}} + A \cdot C_{у_{нвa}}^2}$  для заданного числа М.

$K_{макс}^T$  - максимальное качество (теоретическое), которое не всегда может быть достигнуто в полете.

Проведя касательные ко всем полярам, можно получить зависимость  $K_{макс}^T = f(M)$ .



За  $M_{кр}$  приняты такие числа М с которых наблюдается резкое уменьшение  $K_{макс}^T$ .

Замечание: Реальные  $K_{макс}^{гп}$  и  $V_{нв}$  горизонтального полета определяются по полетным полярам.

### Анализ:

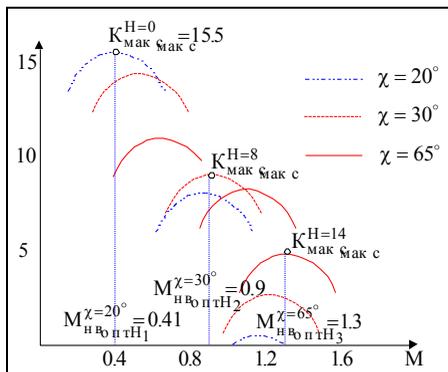
Для реализации максимального теоретического аэродинамического качества самолета при полете на различных числах  $M$  необходимо:

- полет с дозвуковыми скоростями выполнять при  $\chi=20^\circ$ ;
- полет с околосзвуковыми скоростями выполнять при  $\chi=30^\circ$ ;
- полет со сверхзвуковыми скоростями выполнять при  $\chi=65^\circ$ .

Следует иметь в виду, что реализация максимальных значений теоретического качества возможна только на определенных высотах. Значения максимального качества горизонтального полета для  $m=100\text{т}$ ,  $\chi=65^\circ$  приведены в таблице.

H, км	4	8	12	14
$K_{\text{гп}}^{\text{макс}}$	11	10.5	6.9	5.8
$V_{\text{нв}}^{\text{пр}}$	650	650	600	600
$M_{\text{нв}}$	0.7	0.8	1.1	1.3

Рассмотрим, как изменяется аэродинамическое качество горизонтального полета при изменении числа  $M$ , стреловидности крыла и высоты.



### Анализ:

- для обеспечения наибольшего максимального качества на заданной высоте полета летчик должен установить оптимальную стреловидность крыла, а затем наиболее выгодное число  $M$ ;
- чтобы с подъемом на высоту обеспечить  $K_{\text{макс}}^{\text{макс}}$  необходимо увеличить стреловидность крыла и наиболее выгодное число  $M$  полета;

- полет при  $\chi=20^\circ$  и  $30^\circ$  на  $H>10\text{км}$  невыгоден.

### Проблемные вопросы:

1. Перечислить преимущества и недостатки стреловидного крыла.
2. Назвать хотя бы три преимущества выдвинутого, двухщелевого, дифференциального закрылка в сравнении с простым закрылком.
3. Объяснить необходимость применения выдвинутого, щелевого предкрылка.
4. Объяснить необходимость применения конической крутки крыла.
5. Объяснить необходимость применения стыковки крыла с фюзеляжем без учета "правила площадей".
6. Объяснить необходимость применения на самолете управляемого стабилизатора.
7. Почему форкиль обеспечивает эффективность киля на больших сверхзвуковых скоростях?
8. Верно ли высказывание, что при увеличении угла атаки всегда увеличивается аэродинамическое качество, коэффициенты индуктивного сопротивления и сопротивления трения?
9. Верно ли высказывание, что при увеличении стреловидности крыла индуктивное сопротивление, наимыгоднейшая скорость и допустимый угол атаки увеличиваются?
10. Почему при увеличении стреловидности крыла безындуктивное сопротивление уменьшается?
11. Изобразить на одном графике две поляры самолета:

1 - без внешних подвесок, 2 - с внешними подвесками.  
Влияют ли внешние подвески на  $K_{\max}$ ,  $V_{\text{нв}}$  и дальность полета?

12. Верно ли высказывание, что на посадке, в следствии влияния близости земной поверхности, скорость сваливания,  $S_y$ ,  $S_{y\max}$ ,  $\alpha_{\text{кр}}$ ,  $\alpha_0$  увеличиваются?
13. Объясните, почему при выпуске предкрылков  $S_{y\downarrow}$ .

**Решить самостоятельно :**

1. Определить  $V_{\text{гпр}}$ , соответствующую  $S_{y\text{доп}}$ , если масса самолета  $78000+1500 \cdot \text{№п/п}$  [кг],  $\chi=65^\circ$ . Ответ представить в км/ч. (№п/п - номер по порядку в классном журнале).
2. Определить  $V_{\text{нвпр}}$ , если  $m=78000+1500 \cdot \text{№п/п}$  [кг],  $\chi=65^\circ$  ( $\delta_3=0^\circ$ , ШУ).
3. Определить воздушную скорость горизонтального полета, если  $V_{\text{пр}}=550+15 \cdot \text{№п/п}$  [км/ч],  $H=500 \cdot \text{№п/п}$  [м]. Ответ представить в км/ч.

4. Определить  $M_{нв}$  на высотах 4, 8, 12, 14 км, если  $V_{нвпр}$  соответственно для этих высот и для  $m=100г$  равна 650, 650, 600, 600 км/час.

## II. ПРЯМОЛИНЕЙНОЕ УСТАНОВИВШЕЕСЯ ДВИЖЕНИЕ САМОЛЕТА.

### 1. КРИВЫЕ Н.Е. ЖУКОВСКОГО. ВЛИЯНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ НА КРИВЫЕ Н.Е. ЖУКОВСКОГО.

Кривые Н.Е. Жуковского – совмещенные на графике в одинаковом масштабе кривые располагаемой тяги и лобового сопротивления.

#### А) КРИВЫЕ РАСПОЛАГАЕМЫХ ТЯГ.

Кривая располагаемой тяги – график зависимости располагаемой тяги двигателя от скорости полета на заданной высоте.

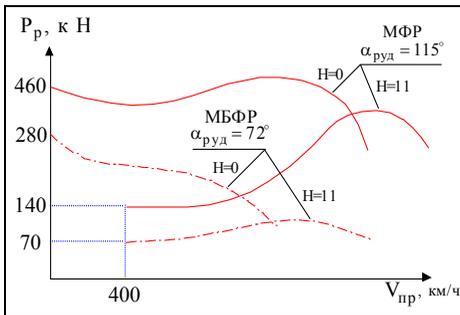
Располагаемая тяга – суммарная тяга всех двигателей, установленных на самолете, с учетом потерь (входное и выходное устройства, агрегаты...)

$$P_p = 2 \cdot \sigma \cdot P_{дв},$$

где  $\sigma = 0.95$  ( $H=0, V=0$ ) – коэффициент потерь.

#### Анализ:

При увеличении скорости полета в эксплуатационном диапазоне располагаемая тяга вначале уменьшается



$P_p \downarrow = m_c \cdot P_{уд} = m_c \cdot (c_5 - V \uparrow)$ ,  
а затем увеличивается из-за роста  $m_c \sim V^3$ .

$$V \uparrow - (c_c - V) \downarrow - P_{дв} \downarrow - P_p \downarrow$$

$$V \uparrow \uparrow - \left[ \begin{array}{c} (c_c - V) \downarrow \\ m_c \uparrow \sim V^3 \end{array} \right] - P_{дв} \uparrow - P_p \uparrow$$

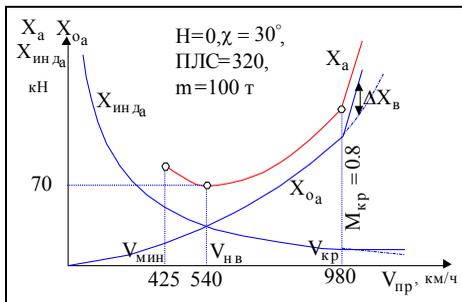
$$V \uparrow \uparrow \uparrow - (c_c - V) \downarrow \downarrow - P_{дв} \downarrow \downarrow - P_p \downarrow \downarrow$$

С подъемом на высоту  $P_p$  двигателя уменьшается из-за  $\rho_H \downarrow \rightarrow m_c \downarrow$ .

С увеличением скорости на больших высотах  $P_p$  увеличивается, а на малых высотах  $P_p$  изменяется незначительно ( $P_p \approx \text{const}$ ).

**Замечание:** На  $P_p$  существенно влияет  $t_H$ , особенно на форсаже.  $\Delta t = +1^\circ\text{C} \rightarrow \Delta P_p \approx -1\%$

#### Б) КРИВАЯ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ



- это график зависимости лобового сопротивления от скорости полета на заданной высоте.

$$X_a = C_{x_{оа}} \frac{\rho V^2}{2} S + \frac{2A(mg)^2}{\rho V^2 S}$$

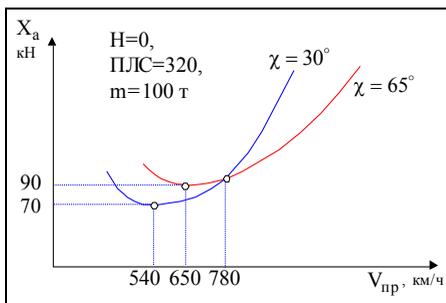
$$X_{минa} = \frac{mg}{K_{макс}} \approx 70 \text{ кН}$$

$$X_a = 0.7 C_{x_{оа}} \rho_H M^2 S + \frac{A(mg)^2}{0.7 \rho_H M^2 S}$$

**Замечание:**

При  $M > M_{кр}$   $X_a$  резко возрастает из-за появления  $X_{ва}$ , что приводит к отвалу кривой влево.

При увеличении стреловидности с 30° до 65° ...



$$A \uparrow = \frac{1 + \delta}{\pi \cdot \lambda_{эф}} \downarrow, \quad X_{инда} \uparrow \rightarrow V_{нв} \uparrow \text{ с}$$

540 до 650 км/ч (m=100т).

2.  $K_{макс} \downarrow \rightarrow X_{минa} \uparrow$  с 70 до 90 кН (m=100т).

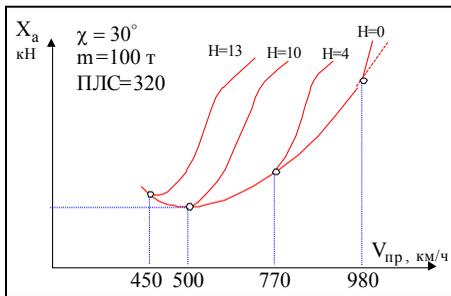
3.  $M_{кр} \uparrow \rightarrow V_{кр} \uparrow$  с 980 до 1100 км/ч (m=100т).

4.  $C_{x_{оа}} \downarrow \rightarrow X_a \downarrow$  ( $V > 780$  км/час)  $\rightarrow V_{макс} \uparrow$  с 1100 до 1300 км/час (m=100т).

**Замечание:** При  $V < 780$  км/ч (m=100т)  $X_a^{\chi=30^\circ} < X_a^{\chi=65^\circ}$   
 При  $V > 780$  км/ч (m=100т)  $X_a^{\chi=30^\circ} > X_a^{\chi=65^\circ}$

С увеличением высоты...

1.  $V < V_{кр}$  - кривые лобового сопротивления накладываются друг на друга.



меньшей скорости.

**Замечание:** На  $H < 8 \div 9$  км  $V_{нвпр}$ ,  $X_{мина}$ ,  $K_{гпмакс}$  примерно постоянны.

На  $H > 8 \div 9$  км  $V_{нвпр} \downarrow$ ,  $X_{мина} \uparrow$ ,  $K_{гпмакс} \downarrow$ .

При увеличении полетной массы  $\rightarrow X_{инда} \uparrow \rightarrow$  кривая лобового сопротивления смещается вверх и вправо  
 $\rightarrow V_{нвпр} \uparrow \sim \sqrt{mg}$ ,  $X_{мина} \uparrow \sim mg$ .

Внешние подвески, отказ двигателя, выпуск шасси, отклонение предкрылков, закрылков, интерцепторов приводят к увеличению  $X_{оа}$  и кривая лобового сопротивления смещается вверх и влево, при этом  $V_{нвпр} \downarrow$ ,  $X_{мина} \uparrow$ .

## 2. ДИАПАЗОН СКОРОСТЕЙ И ВЫСОТ УСТАНОВИВШЕГОСЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА (ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ).

Диапазон скоростей и высот – интервал скоростей от минимальной до максимальной на высотах от 0 до  $H_{ст}$ .

### Характерные скорости УГП:

1) Минимальная скорость

$$V_{мин} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{удоп} \rho S}}$$

$\chi = 30^\circ \div 65^\circ \rightarrow C_{удоп} = 0.7 \rightarrow V_{мин} = 425$  км/ч ( $m = 100$  т,  $ПЛС = 320$ )

$\chi = 20^\circ \rightarrow C_{удоп} = 0.75 \rightarrow V_{мин} = 410$  км/ч ( $m = 100$  т,  $ПЛС = 320$ )

2) Наивыгоднейшая скорость

2.  $V > V_{кр} \dots$

-  $M_{кр} = \text{const}$

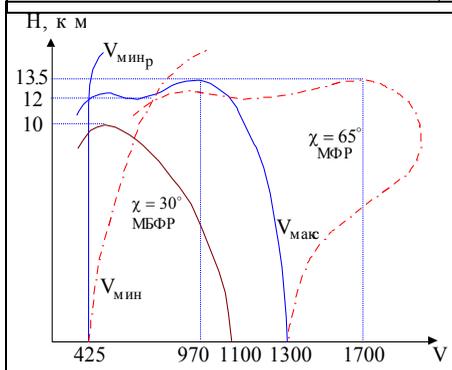
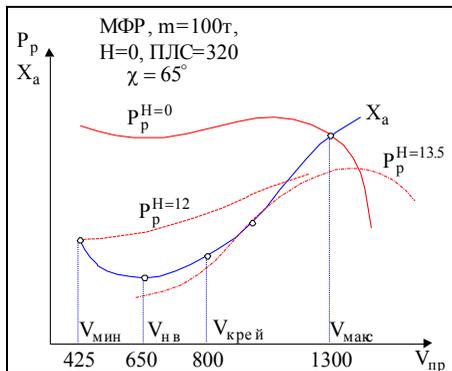
-  $V_{кр} \downarrow = M_{кр} \text{const} \cdot a_n \downarrow$

$$V_{крпр} \downarrow \downarrow = V_{кр} \downarrow \cdot \sqrt{\frac{\rho_n}{\rho_0} \downarrow}$$

... отвал кривых лобового сопротивления, связанный с появлением  $\Delta X_{ва}$ , происходит на

$$V_{\text{НВ}} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{y_{\text{НВ}a}} \cdot \rho \cdot S}}, \quad (C_{y_{\text{НВ}a}}^{\chi=65^\circ} = 0.3),$$

$V_{\text{НВ}} \rightarrow X_{\text{мин}a} \rightarrow (P_p - X_a)_{\text{мин}} \rightarrow \theta_{\text{наб} \text{макс}}$ , максимальная продолжительность полета и максимальная дальность планирования



3) Максимальная скорость ( $V_{\text{макс}}$ ) - крайняя правая точка пересечения кривых Н.Е. Жуковского

4) Минимальная по тяге ( $V_{\text{мин}p}$ ) - появляется на  $H > 12\text{км}$

5) Крейсерская скорость ( $V_{\text{крейс}}$ ) - определяется проведением касательной ( $L_{\text{макс}}$ ).

### Замечания:

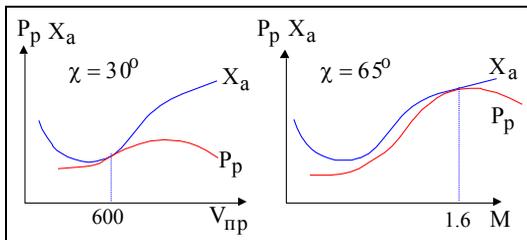
1. Характерные скорости УГП, определяемые по кривым Н.Е. Жуковского, существенно зависят от эксплуатационных факторов ( $m$ ,  $P_n$ ,  $t_n$ , наличие подвесок и т.д.).

2.  $V_{\text{мин}}$  и  $V_{\text{макс}}$ , определяемые по кривым Н.Е. Жуковского, являются теоретическими. Эти скорости ограничивают, так как выполнять полет на них невозможно или опасно.

3. Полет на  $H_{\text{СТ}}$  сложен и опасен (на  $H_{\text{СТ}}$  кривые  $X_a$  и  $P_p$  имеют одну точку касания):

- скорость на  $H_{\text{СТ}}$  близка к  $V_{\text{мин}}$

( $\chi=30^\circ$ ,  $\Delta\alpha_{\text{св}}=2^\circ \rightarrow$  опасность сваливания);



-  $H_{стдюзв}$  находится на границе I и II режимов...

Для  $m=100т$ , МФР:

$$H_{ст}^{\chi=30^{\circ}}=13км$$

$$H_{ст}^{\chi=65^{\circ}}=13.5км$$

Для повышения безопасности полетов на больших высотах назначается практический потолок ( $H_{пр}$ ):

$$H_{пр} \approx H_{ст} - (200 \div 300) м$$

На  $H_{пр}$  возможно выполнять развороты с  $\gamma=20^{\circ}$  или установившийся набор высоты с  $V_{макс}=0.5м/с$  ( $H_{пр}^{доzv}$ ) и  $3м/с$  ( $H_{пр}^{свzv}$ ).

Величина  $H_{пр}$  и  $H_{ст}$  зависит от многих факторов ( $\chi$ ,  $m$ ,  $R_{дв}$ , наличие подвесок и т.д.):

$\Rightarrow \Delta t = +15^{\circ} \rightarrow \Delta H_{пр} = -(300 \div 400) м$  при работе двигателей на МФР и  $-(800 \div 1000) м$  при МФР;

$\Rightarrow \Delta m = +15т \rightarrow \Delta H_{пр} = -1000 м$ ;

$\Rightarrow$  при переходе с МФР на МФР  $\rightarrow \Delta H_{пр} = -3000 м$  ( $\chi=30^{\circ}$ );

$\Rightarrow$  наличие подвесок:

1 ракета -  $\Delta H_{пр} = -200 м$

2 ракеты -  $\Delta H_{пр} = -1200 м$

30×ФАВ-250 -  $\Delta H_{пр} = -1200 м$

$H_{пр}$  определяется по графикам, приведенным в РЛЭ.

### 3. ОГРАНИЧЕНИЕ МИНИМАЛЬНОЙ И МАКСИМАЛЬНОЙ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА.

#### ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЙ ДИАПАЗОН СКОРОСТЕЙ И ВЫСОТ ПОЛЕТА.

##### А) ОГРАНИЧЕНИЕ МИНИМАЛЬНОЙ СКОРОСТИ ( $V_{мин}$ ).

$$V_{мин} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{удопг} \cdot \rho \cdot S}}$$

При  $V \approx V_{мин}$  возникает слабая тряска, которая усиливается с  $H \uparrow$ , и слабовыраженный "срывной подхват".

При  $V < V_{\text{мин}}$  наблюдается "валежка", а при  $C_{yа} > (1.1 \div 1.2) \cdot C_{удопа}$  самолет сваливается на крыло.

Для исключения опасности непреднамеренного выхода самолета на режим сваливания назначается *минимально эксплуатационная скорость* -  $V_{\text{мин}э}$ .

$$V_{\text{мин}э} = V_{\text{мин}} + 30 \text{ км/ч}$$

На высотах более 7 км начинает существенно проявляться сжимаемость ( $|\delta V_{\text{сж}}| \uparrow$ )

$$V_{\text{мин}пр} \uparrow = V_{\text{инд}} - (\delta V_a + \delta V_{\text{инстр}} + |\delta V_{\text{сж}}| \uparrow) \rightarrow V_{\text{мин}э} \uparrow$$

$$\Delta H = +1 \text{ км} \rightarrow \Delta V_{\text{мин}} = +5 \text{ км/ч}$$

$$\Delta m = +5 \text{ т} \rightarrow \Delta V_{\text{мин}} = +10 \text{ км/ч}$$

Для повышения уровня безопасности и простоты запоминания введены временные ограничения по  $V_{\text{мин}э}$  для всех масс:

$$\underline{\chi = 30^\circ}: \quad H < 7.6 \text{ км} \quad V_{\text{мин}э} = 500 \text{ км/ч},$$

$$H \geq 7.6 \text{ км} \quad V_{\text{мин}э} = 550 \text{ км/ч}$$

*Замечание:* При полетах "по потолкам" разрешается уменьшать скорость полета до  $M = 0.8$  (см. режим максимальной дальности).

$$\underline{\chi = 65^\circ}: \quad H < 7 \text{ км} \quad V_{\text{мин}э} = 500 \text{ км/ч},$$

$$H = 7 \div 13 \text{ км} \quad V_{\text{мин}э} = 550 \text{ км/ч},$$

$$H > 13 \text{ км} \quad M \geq 1.1$$

( $H = 13 \text{ км}$ ,  $V_{\text{пр}} = 550 \text{ км/ч} \rightarrow M \approx 1 \rightarrow$  волновой кризис, ухудшаются характеристики устойчивости и управляемости, скачкообразно изменяются показания барометрических приборов).

Наличие подкрыльевых подвесок ...

Подкрыльевые подвески  $\rightarrow$

$$\rightarrow \Delta C_{удопа} = -0.05 \rightarrow \Delta V_{\text{мин}} \approx +20 \text{ км/час (теоретически)}.$$

Фактически эти изменения несколько отличаются от теоретических в следствии влияния подвески на поперечную устойчивость и управляемость.

$$\underline{\chi = 20^\circ}: \quad V_{\text{мин}э} = 480 \text{ км/ч}$$

$\chi=30^\circ$ :	$H \leq 7.6 \text{ км}$	$V_{\text{мин}9} \geq 530 \text{ км/ч}$
	$H > 7.6 \text{ км}$	$V_{\text{мин}9} \geq 550 \text{ км/ч}$
$\chi=65^\circ$ :	$V_{\text{мин}9} \geq 550 \text{ км/ч}$	

*Замечания:*

1. При полете с подкрыльевыми подвесками скорости должны быть не менее указанных. При меньших скоростях наблюдается существенное ухудшение управляемости, возможны тряска, валежка и сваливание.
2. При подходе к  $V_{\text{мин}9}$  АУАСП срабатывает за ...
  - $\chi=20^\circ$   $\Delta\alpha_{\text{СВ}}=0.5 \pm 1^\circ$ ;
  - $\chi=30^\circ$  АУАСП-31кр не срабатывает, то есть необходимо контролировать  $\alpha_{\text{Тек}} \leq 7.5^\circ$  (АУАСП-34кр срабатывает);
  - $\chi=65^\circ$   $\Delta\alpha_{\text{СВ}}=2 \pm 3^\circ$ .
3. При отклонении механизации  $V_{\text{мин}}$  уменьшается.
4. Из-за влияния близости земной поверхности (при выполнении взлета и посадки)  $V_{\text{мин}}$  увеличивается.

**Б) ОГРАНИЧЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОЙ СКОРОСТИ.**

Превышать  $V_{\text{макс}}$  запрещается из-за:

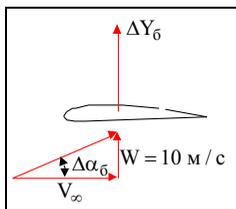
- опасность превышения  $n_y^3$  в болтанку (при стандартном вертикальном порыве  $W=10\text{м/с}$ );
- опасность разрушения конструкции (по местной прочности: обшивка, лючки, фонари...);
- по аэродинамическому нагреву:  $T^* = T_H \cdot (1 + 0.2 \cdot M^2)$ ;
- по волновому кризису (волновая тряска, ухудшение устойчивости и управляемости).

Для расширения эксплуатационного диапазона скоростей и высот полета конструктор назначил не одну, а две максимальные эксплуатационные скорости:

- $V_{\text{мм}}$  ( $M_{\text{мм}}$ ) - максимальная маршрутная -  $t_{\text{пол}} \leq 1 \pm 2 \text{ мин}$ ;
- $V_{\text{нм}}$  ( $M_{\text{нм}}$ ) - наибольшая маршрутная -  $t_{\text{пол}}$  не ограничено.

**1) Ограничение  $V_{\text{макс}}$  при  $\chi=20^\circ$ .**

Причина: опасность превышения  $n_y^3 = 1.6$  при  $W=10\text{м/с}$ .



$$n_{y_6} = 1 + \Delta n_{y_6} = 1 + \frac{\Delta Y_6}{mg} = 1 + k \frac{C_y^\alpha \Delta \alpha_6 \rho V^2 S}{2mg},$$

$$\text{где } \Delta \alpha_6 \approx \frac{W}{V_\infty} \quad n_{y_6} = 1 + k \frac{C_y^\alpha W \rho V S}{2mg}$$

$K=0.9$  - коэффициент, учитывающий динамику нагружения конструкции самолета.

$$V_i = 600 \text{ км/ч} \rightarrow \Delta n_{y_6} = 0.6 \rightarrow n_{y_6} = 1.6$$

**Замечание:** Следует иметь в виду, что для  $\chi = 20^\circ$  при  $M = 0.5$  начинается слабая волновая тряска, а при  $M = 0.6$  - проявляется уже недопустимая тряска.

$$H \uparrow \rightarrow V_i = \text{const} \rightarrow M \uparrow$$

Для  $V_i = 600 \text{ км/ч}$ :  $H = 1.5 \text{ км}$   $M = 0.5$ ;  $H = 3 \text{ км}$   $M = 0.6$

- Выводы:**
1. На  $H \leq 1.5 \text{ км}$  ( $\chi = 20^\circ$ )  $V_{\text{макс. доп.}} = 600 \text{ км/ч}$ .
  2. На  $H = 1.5 \div 3 \text{ км}$  ( $\chi = 20^\circ$ )  $V_{\text{макс. доп.}} = 600 \text{ км/ч}$ , но только в ОСП.

## 2) Ограничение $V_{\text{макс}}$ при $\chi = 30^\circ$ .

**Причина:** опасность превышения  $n_y = 2.0$  при  $W = 10 \text{ м/с}$ .

$$V_{\text{нм}}^{\chi=30^\circ} = 710 \text{ км/ч} \quad (H \leq 7.6 \text{ км})$$

$$V_{\text{мм}}^{\chi=30^\circ} = 780 \text{ км/ч} \quad (H \leq 7 \text{ км})$$

$$M_{\text{нм}}^{\chi=30^\circ} = 0.9 \quad (H > 7.6 \text{ км})$$

$$M_{\text{мм}}^{\chi=30^\circ} = 0.95 \quad (H > 7 \text{ км})$$

Превышать  $M = 0.9 \div 0.95$  ( $\chi = 30^\circ$ ) *запрещается* - опасное развитие волнового кризиса (волновая тряска, ухудшается устойчивость по скорости и управляемость, скачкообразное изменение показаний барометрических приборов).

## 3) Ограничение $V_{\text{макс}}$ при $\chi = 65^\circ$ .

**Причина:** опасность разрушения конструкции (по местной прочности), аэродинамический нагрев.

$$q_{\text{макс. доп}} = 5000 \text{ кгс/м}^2 \quad (49050 \text{ Н/м}^2) \rightarrow V_i = \sqrt{\frac{2q_{\text{макс. доп}}}{\rho_0}} = 1020 \text{ км/ч}$$

$$V_{\text{пр}} = V_{\text{инд}} - (\delta V_a + \delta V_{\text{инстр}} + \delta V_{\text{сж}}), \quad (\delta V_a + \delta V_{\text{инстр}}) \approx 0$$

На малых высотах  $|\delta V_{\text{сж}}| \approx 0 \rightarrow V_{\text{пр}} \approx V_i$ .

При  $H \uparrow \quad |\delta V_{\text{сж}}| \uparrow \rightarrow V_{\text{пр}} \uparrow \quad (V_i = \text{const})$ , поэтому:

$$V_{\text{MM}}^{\chi=65^\circ} = 1020 \text{ км/ч} \quad (H \leq 7.5 \text{ км})$$

$$V_{\text{MM}}^{\chi=65^\circ} = 1150 \text{ км/ч} \quad (H = 7.5 \div 10.5 \text{ км})$$

$$V_{\text{MM}}^{\chi=65^\circ} = 1240 \text{ км/ч} \quad (H = 10.5 \div 14 \text{ км})$$

$$M_{\text{MM}}^{\chi=65^\circ} = 2.35 \quad (H > 14 \text{ км})$$

*Замечание:*  $T^* = T_H \cdot (1 + 0.2 \cdot M^2) = 217 \cdot (1 + 0.2 \cdot 2.35^2) = 456 \text{ К} = 184^\circ \text{C}$

При  $T = 180 \div 190^\circ \text{C}$  алюминиевые сплавы, из которых выполнены основные силовые элементы конструкции самолета, уменьшают свою прочность в 2+3 раза.

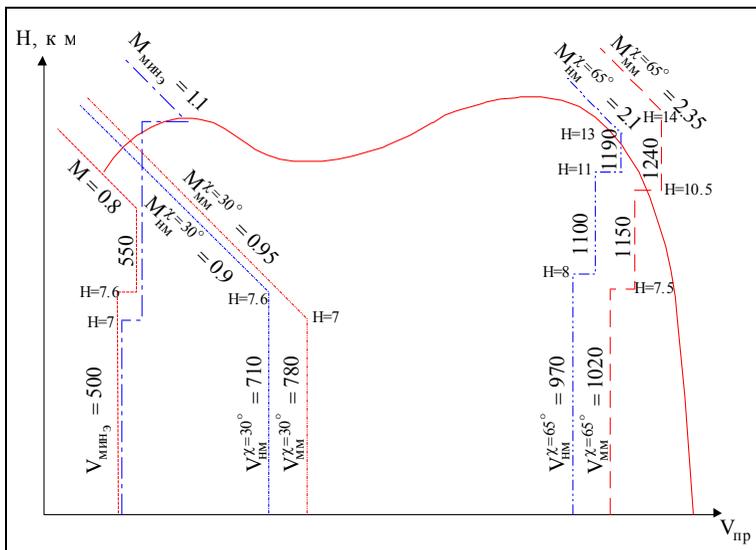
$$V_{\text{HM}}^{\chi=65^\circ} = 970 \text{ км/ч} \quad (H \leq 8 \text{ км})$$

$$V_{\text{HM}}^{\chi=65^\circ} = 1100 \text{ км/ч} \quad (H = 8 \div 11 \text{ км})$$

$$V_{\text{HM}}^{\chi=65^\circ} = 1190 \text{ км/ч} \quad (H = 11 \div 13 \text{ км})$$

$$M_{\text{HM}}^{\chi=65^\circ} = 2.1 \quad (H > 13 \text{ км})$$

## В) ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЙ ДИАПАЗОН СКОРОСТЕЙ И ВЫСОТ ПОЛЕТА.



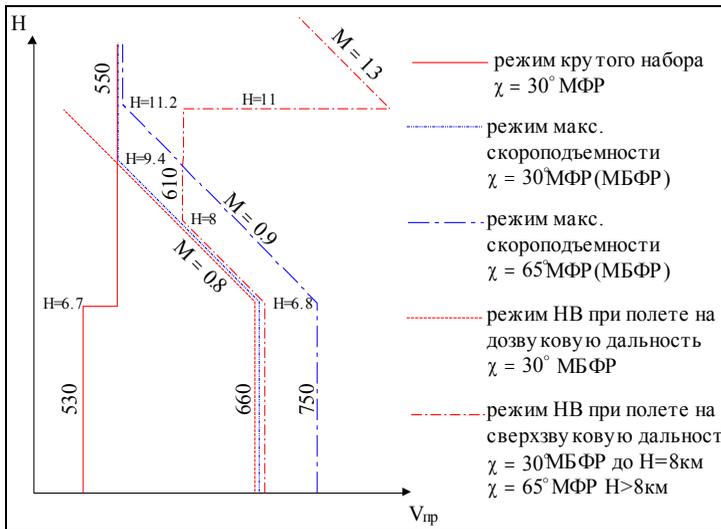
Анализ:

1. На  $H < 14 \text{ км}$ , даже в режиме прямолинейного горизонтального полета, летчик может вывести самолет за пределы ограничений максимальной скорости по аэродинамическому нагреву и прочности конструкции ЛА.

2. На  $H > 12 \text{ км}$  полет разрешается только при  $\chi = 65^\circ$ .
3. На  $H > 13 \text{ км}$  полет разрешен только на сверхзвуковой скорости  $M \geq 1.1$  ( $\chi = 65^\circ$ ).

#### 4. ХАРАКТЕРНЫЕ РЕЖИМЫ НАБОРА ВЫСОТЫ И СНИЖЕНИЯ.

##### А) ХАРАКТЕРНЫЕ РЕЖИМЫ НАБОРА ВЫСОТЫ.



##### 1) Режим крутого набора.

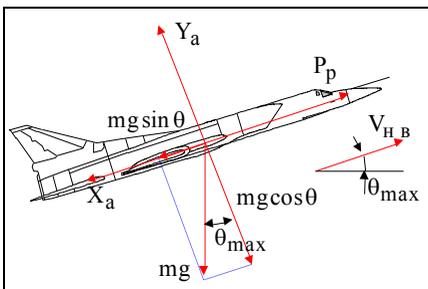
$$P - m \cdot g \cdot \sin\theta - X_a = 0 \quad (\text{условие } V = \text{const})$$

$$\sin\theta = \frac{P - X_a}{mg} = \frac{P}{mg} - \frac{1}{K} \quad \theta_{\text{макс}} \rightarrow K_{\text{макс}} \rightarrow V_{\text{нв}} \text{ (МФР)}$$

Для  $m=100 \text{ т}$ ,  $\chi=65^\circ$  ( $V_{\text{нвпр}}=650 \text{ км/ч}$ ):  $\theta_{\text{макс}}=22^\circ$ ,  $V_y=70 \text{ м/с}$ .

Для  $m=124 \text{ т}$  (взлет,  $\chi=20^\circ$ ),  $\delta_3=23^\circ$ ,  $V_{\text{наб}}=400 \text{ км/ч}$ :

$$\theta_{\text{макс}} = 13.5^\circ, \quad V_y = 26 \text{ м/с}$$



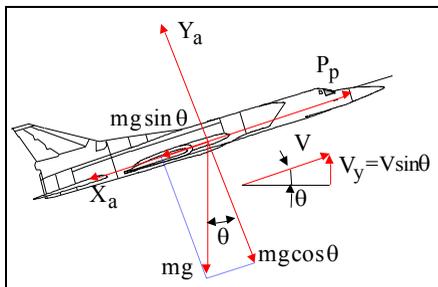
**Замечание:** Несмотря на большую тяговооруженность, большие  $V_y$  при работе двух двигателей, отказ одного двигателя в некоторых случаях делает набор высоты невозможным из-за недостатка тяги.

Порядок выполнения:

$\chi=30^\circ$ , до  $H=6\div 7$  км  $V_{пр}=530$  км/ч, далее  $V_{пр}=550$  км/ч (МФР).

## 2) Режим максимальной скороподъемности.

Режим максимальной скороподъемности сверхзвукового самолета - это такой режим,



при котором прирост энергетической высоты ( $H_3$ ) за единицу времени максимальный.

Энергетическая высота - это полная энергия приходящая на единицу силы тяжести самолета.

$$H_3 = \frac{E_{полн}}{mg} = \frac{mgH + \frac{mV^2}{2}}{mg} = H + \frac{V^2}{2g}$$

или  $E_{полн} = (P_p - X_a) \cdot L$

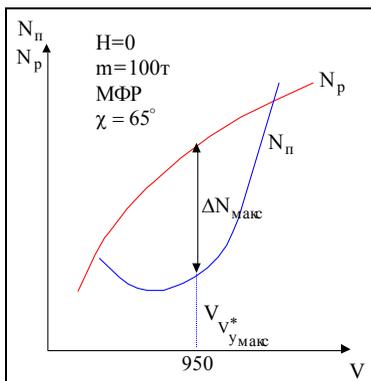
$$H_3 = \frac{E_{полн}}{mg} = \frac{P_p - X_a}{mg} \cdot L$$

$$V_y^* = \frac{dH_3}{dt} = V_y + \frac{V \cdot dV}{g \cdot dt} \quad (2.1)$$

или  $V_y^* = \frac{dH_3}{dt} = \frac{P_p - X_a}{mg} \cdot V$

$$P_p \cdot V = N_p \quad X_a \cdot V = N_n$$

$$V_{у макс}^* = \frac{\Delta N_{у макс}}{mg} = 84 \text{ м/с}$$



У летчика вариометр измеряет  $V_y$ . Одной и той же  $V_y^*$  будут соответствовать различные  $V_y$  в зависи-

мости от программы набора высоты:

Программа 1 - летчик в процессе набора высоты поддерживает постоянную воздушную скорость. В этом случае

$$\frac{dV}{dt} = 0, \text{ то есть в соответствии с формулой (2.1)}$$

$$V_y = V_{y \text{ макс}}^*$$

Программа 2 - летчик в процессе набора высоты поддерживает постоянную приборную скорость. В этом случае с подъемом на высоту воздушная скорость полета будет

возрастать, то есть  $\frac{dV}{dt} > 0$ . Вертикальная скорость в этом случае определяется по формуле

$$V_y^{(V_{\text{пр}})} = \frac{V_{y \text{ макс}}^*}{1 + \frac{0.002 \cdot V_{\text{пр}}^2}{(20 - H)^2}}$$

$V_y^{(V_{\text{пр}})}$ , м/с - вертикальная скорость, соответствующая режиму максимальной скороподъемности при условии  $V_{\text{пр}} = \text{const}$ ;

$V_{y \text{ макс}}^*$ , м/с - максимальная энергетическая скороподъемность;

$V_{\text{пр}}$ , м/с - приборная скорость полета;

$H$ , км - высота, на которой определяется энергетическая скороподъемность.

Программа 3 - летчик в процессе набора высоты поддерживает постоянным число  $M$ . В этом случае, с подъемом до высоты  $H = 11 \text{ км}$ , воздушная скорость уменьшается

( $\frac{dV}{dt} < 0$ ), и вертикальная скорость определяется по формуле

$$V_y^{(M)} = \frac{V_{y \text{ макс}}^*}{1 - \frac{M^2}{2450} \cdot (340 - 4 \cdot H)}$$

где,  $V_y^{(M)}$  [м/с],  $V_{y \text{ макс}}^*$  [м/с],  $H$  [км],  $M = M V_{y \text{ макс}}^*$ .

На высотах более 11 км ( $H > 11 \text{ км}$ ), при  $M = \text{const}$ , воздушная скорость не изменяется ( $a_H = \text{const}$ ,  $\frac{dV}{dt} = 0$ ) и вертикальная скорость становится равной энергетической скороподъемности (см. программу 1).

Порядок выбора программы набора высоты.

	$H = 0 \text{ км}$	$H = 5 \text{ км}$	$\Delta V$ , %	Примечания
--	--------------------	--------------------	----------------	------------

$V_{пр} V_{у* макс}$	1000	800	20 %	
$V_{у* макс}$	1000	900	10 %	Оптим. режим
$M_{у макс}$	0.9	0.7	22 %	

Порядок выполнения:

- |   |   |
|---|---|
| - $\chi=30^\circ$ (МФР или МБФР)              | - $\chi=65^\circ$ (МФР)                       |
| $V_{пр}=660\text{км/час}$ до $H=6.8\text{км}$ | $V_{пр}=750\text{км/час}$ до $H=6.8\text{км}$ |
| $M=0.8$ $H=6.8\div 9.4\text{км}$              | $M=0.9$ $H=6.8\div 11.2\text{км}$             |
| $V_{пр}=550\text{км/час}$ $H>9.4\text{км}$    | $V_{пр}=550\text{км/час}$ $H>11.2\text{км}$   |

**Замечание:** Приведенные в РЛЭ скорости режима максимальной скороподъемности при  $\chi=65^\circ$  (МФР) несколько отличаются от теоретических:

$$V=950\text{км/ч} \quad \text{до } H<7\text{км}$$

$$V_{пр}=750\text{км/ч} \quad H=7\div 11\text{км}$$

(время набора  $H=11\text{км}$  составляет  $\approx 5\text{мин}$ )

$$H=11\text{км} - \text{разгон до } M=1.6$$

$$M=1.6 \quad H>11\text{км}$$

### 3). Режим набора высоты при полете на дальность.

#### Полет на дозвуковую дальность.

Полет на дозвуковую дальность выполняется на МБФР с  $\chi=30^\circ$  (набор высоты на МФР - увеличивает километровый расход топлива в 3÷4 раза). С увеличением высоты километровый расход топлива уменьшается, поэтому необходимо быстрее набрать  $H_{крейс}$ , т.е. выдерживать режим набора высоты, соответствующий примерно режиму  $V_{у макс}^*$  ( $\chi=30^\circ$ ).

Порядок выполнения:

- |                          |   |
|--------------------------|---|
| - $\chi=30^\circ$ (МБФР) | $V_{пр}=660\text{км/ч}$ до $H=6.8\text{км}$ , |
|                          | $M=0.8$ $H>6.8\text{км}$                      |

#### Полет на сверхзвуковую дальность выполняется:

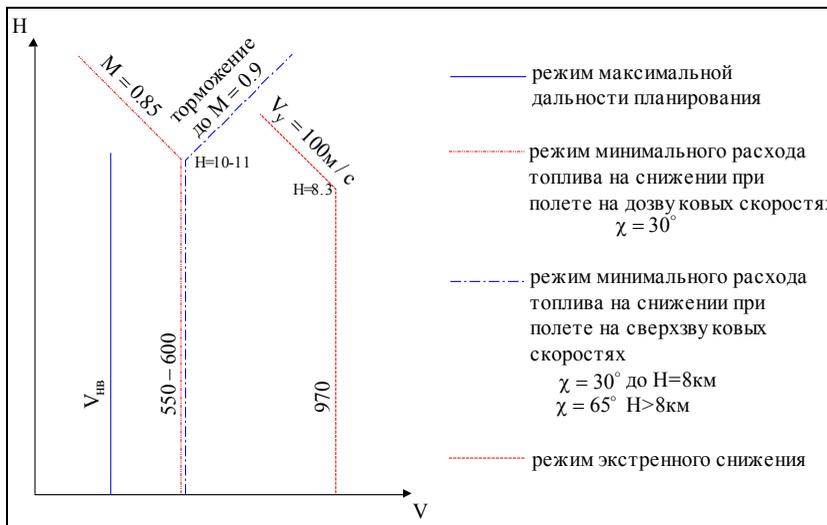
$$V_{пр}=660\text{км/ч} \quad \text{до } H=6.8\text{км} \quad (\chi=30^\circ)$$

$$M=0.8 \quad H=6.8\div 8\text{км} \quad (\chi=30^\circ)$$

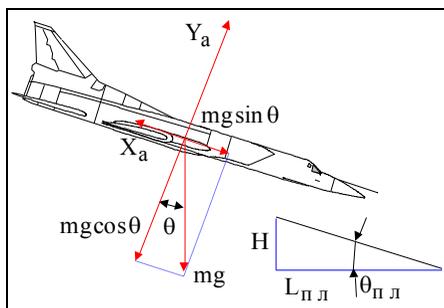
$$V_{пр}=610\text{км/ч} \quad H=8\div 11\text{км} \quad (\chi=30^\circ)$$

разгон  $V_{пр} \uparrow = 660 \rightarrow 850 \text{ км/час}$  ( $H=11 \text{ км}$ ,  $\chi=65^\circ$ )  
 $M=1.3$   $H>11 \text{ км}$  ( $\chi=65^\circ$ )

**Б) ХАРАКТЕРНЫЕ РЕЖИМЫ СНИЖЕНИЯ.**



**1). Режим максимальной дальности планирования (снижения).**



$$\text{tg} \theta_{\text{пл мин}} = - \frac{1}{K_{\text{макс}}}$$

$$L_{\text{пл макс}} = K_{\text{макс}} \cdot H$$

$$\chi = 30^\circ \quad K_{\text{макс}} = 14.5$$

$$V_{\text{нв}} = 500 \text{ км/ч} \quad (m = 90 \text{ т})$$

$$\chi = 65^\circ \quad K_{\text{макс}} = 11.5$$

$$V_{\text{нв}} = 650 \text{ км/ч} \quad (m = 100 \text{ т})$$

При отказе двух двигателей рекомендуемая скорость планирования  $550 \div 650 \text{ км/ч}$  (благоприятные условия для запуска двигателей и сохранение управления рулевыми поверхностями ( $R_{\text{масла ГС}}$ )).

Определим максимальные дальности планирования и снижения ( $R_{МГ}$ ),  $H=10\text{км}$ ,  $\chi=30^\circ$ ,  $C_{x_{авт}}=0.01$ ,  $V_{пр}=550\text{км/ч}$

$$\Delta X_{авт}=2 \cdot \Delta C_{x_{авт}} \cdot \frac{\rho_0 V^2}{2} S \approx 46\text{кН}$$

Планирование:  $K_{прив} = \frac{1}{\frac{1}{K} - \frac{X_{авт}}{Y}} = 8.7$

$$L_{макс} = K_{прив} \Delta H_{э} = K_{прив} \left( (H_2 + \frac{V_2^2}{2g}) - (H_1 + \frac{V_1^2}{2g}) \right) = 8.7 \cdot 12.4 = 108\text{км}$$

Снижение:  $K_{прив} = \frac{1}{\frac{1}{K} - \frac{P_{МГ}}{Y}} = 19$      $\Delta H_{э} = 12.4$  (смотри выше)

$$L_{сниж_{макс}} = 19 \cdot 12.4 = 236\text{км}$$

## 2) Режим минимального расхода топлива на снижении.

Режим минимального расхода топлива на снижении достигается на режиме малого газа и скорости, незначительно большей наивыгоднейшей.

При незначительном увеличении скорости снижения

$$V \uparrow (K \approx \text{const}) \quad - \quad V_y \uparrow = \frac{V \uparrow}{K} \rightarrow t_{сн} \downarrow, \quad L_{сн} \approx \text{const} \rightarrow q \downarrow$$

Кроме того  $V_{сн_{рек}} > V_{нв} \rightarrow$  1-ый режим (безопасность, простота).

### Рекомендуемые режимы снижения:

- на дозвуковых скоростях

$$V_{сн.рек_{пр}} = 550 \div 600 \text{км/час}, \quad M \leq 0.85 \quad (\chi = 30^\circ, \text{ МГ})$$

**Замечание:** На  $H > 10\text{км}$   $V_{пр} = 550\text{км/час}$  соответствует  $M > 0.85$  (волновой кризис,  $K \downarrow$ ,  $q \uparrow$ ,  $\rightarrow$  необходимо выдерживать  $M = 0.85$ )

- на сверхзвуковых скоростях:

$H > 10 \div 11\text{км}$ :  $\chi = 65^\circ$ , МГ снижение с одновременным торможением до  $M = 0.9$

$H > 8\text{км}$ , но  $H < 10 \div 11\text{км}$ :  $V_{пр} = 550 \div 600\text{км/ч}$

$H < 8\text{км}$ :  $\chi = 30^\circ$ , МГ  $V_{пр} = 550 \div 600\text{км/ч}$ .

### 3). Режим экстренного снижения.

После принятия решения на экстренное снижение необходимо:

МГ,  $\chi=65^\circ$ , снижение с  $V_y < 100 \text{ м/с}$ .

$H=5 \text{ км}$  начать вывод из снижения с таким расчетом, чтобы закончить его на  $H=4 \text{ км}$  ( $n_y \approx 1.4$ ).

#### *Замечания:*

1.  $H > 8 \div 9 \text{ км}$  выдерживать  $V_y = 100 \text{ м/с}$  ( $V < V_{\text{нм}}$ )  
 $H < 8 \div 9 \text{ км}$  выдерживать  $V = V_{\text{нм}}$  ( $V_y < 100 \text{ м/с}$ )
2. Применять интерцепторы в качестве воздушных тормозов нецелесообразно ( $V_{\text{пр}}$  при отклоненных интерцепторах должна быть меньше или равна  $600 \text{ км/ч}$ )

При отклонении интерцепторов

$$X_a \uparrow \rightarrow \theta \uparrow (V \downarrow \text{ до } 600 \text{ км/ч}) \rightarrow V_y \downarrow \rightarrow t_{\text{сн}} \uparrow$$

#### Проблемные вопросы:

1. Объясните, почему при увеличении температуры наружного воздуха и высоты полета максимальная скорость УТП уменьшается?
2. Верно ли высказывание, что при увеличении числа  $M$  полета индуктивное и безындуктивное сопротивления уменьшаются?
3. Объясните, почему при  $V > V_{\text{кр}}$  лобовое сопротивление самолета резко возрастает?
4. Верно ли высказывание, что увеличение  $\chi$  с  $30^\circ$  до  $65^\circ$  приводит к уменьшению индуктивного, безындуктивного сопротивлений, наивыгоднейшей приборной скорости, максимального аэродинамического качества, критических числа  $M$  и скорости полета?
5. С какой стреловидностью ( $\chi=30^\circ$  или  $\chi=65^\circ$ ) "выгоднее" выполнять полет на скорости  $700 \text{ км/час}$  ( $m=100\text{т}$ ) и почему?

6. Назовите причину уменьшения  $V_{нвпр}$ ,  $K_{гпмакс}$  и увеличения  $H_{мина}$  на высотах полета более  $8+9$ км.
7. Изменяется ли величина  $V_{нвпр}$  в процессе полета (выработка топлива, сброс груза ...) и почему?
8. Докажите, что при выпуске шасси наивыгоднейшая приборная скорость уменьшается.
9. Изменяется ли величина минимальной приборной скорости при выполнении набора высоты?
10. Верно ли высказывание, что увеличение  $\chi$  с  $30^\circ$  до  $65^\circ$  приводит к уменьшению минимальной приборной скорости?
11. Верно ли высказывание, что увеличение  $\chi$  с  $30^\circ$  до  $65^\circ$  приводит к увеличению  $\alpha_{доп}$ ,  $C_{удоп}$  и максимального аэродинамического качества?
12. Назовите причины ограничения максимальной скорости для  $\chi=20^\circ$ ,  $30^\circ$  и  $65^\circ$ .
13. Возможно ли выполнение установившегося горизонтального полета на...
  - $H=7.5$ км и  $V_{пр}=500$ км/час;
  - $H=7.5$ км и  $V_{пр}=1100$ км/час;
  - $H=10$ км и  $V_{пр}=600$ км/час;
  - $H=10$ км и  $V_{пр}=1200$ км/час;
  - $H=14$ км и  $V=1240$ км/час?
14. Почему внешние подвески существенно уменьшают  $V_{макс}$  и незначительно влияют на  $V_{минр}$ ?

15. Назовите приборные скорости режима крутого набора высоты для  $m=100\text{т}$  и  $\chi=30^\circ$  и  $65^\circ$ .
16. Верно ли высказывание, что при выпуске (уборке) механизации крыла приборная скорость режима крутого набора остается постоянной (не изменяется)?
17. Верно ли высказывание, что скорость режима максимальной скороподъемности равна крейсерской скорости полета?
18. Назовите приборные скорости режима максимальной дальности планирования для  $m=100\text{т}$  ( $\chi=65^\circ$ ) и  $m=90\text{т}$  ( $\chi=30^\circ$ ).
19. Верно ли высказывание, что скорость режима минимального расхода топлива на снижении равна наивыгоднейшей скорости полета?
20. Почему при выполнении экстренного снижения не рекомендуется отклонять интерцепторы?
21. Почему при  $H>11\text{км}$  полет при  $\chi=30^\circ$  невозможен?
22. Докажите, что экстренное снижение при  $\chi=65^\circ$  более эффективно, чем при  $\chi=30^\circ$ .
23. В процессе экстренного снижения летчик выдерживает  $V_{\text{пр}}=\text{const}$ , как изменяется в этом случае  $V_y$ .

**Решить самостоятельно:**

1. Определить минимальную приборную скорость установившегося горизонтального полета самолета, если  $m=76000+1500 \cdot N_{\text{п/п}}$  [кг],  $\chi=65^\circ$  ( $\delta_s=0^\circ$ , ШУ).

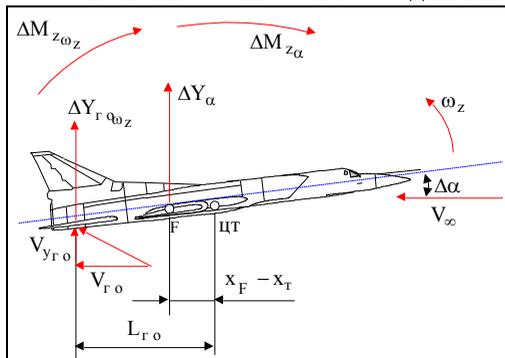
2. Определить угол наклона траектории и вертикальную скорость установившегося подъема самолета при полете у земли, если  $m=76000+1500 \cdot N_{\text{п/п}}$  [кг],  $\chi=20^\circ$  ( $\delta_3=23^\circ$ ), МФР,  $P_p=460$ кН,  $K_{\text{макс}}=7.5$ ,  $V_{\text{пр}}=390$ км/час.
  
3. Определить максимальный угол и вертикальную скорость установившегося подъема самолета при полете у земли, если  $m=76000+1500 \cdot N_{\text{п/п}}$  [кг],  $\chi=20^\circ$  ( $\delta_3=0^\circ$ ,  $\delta_{\text{пр}}=0^\circ$ , ШУ), МФР,  $P_p=460$ кН.
  
4. Определить максимальный угол и вертикальную скорость установившегося подъема самолета при полете у земли, если  $m=76000+1500 \cdot N_{\text{п/п}}$  [кг],  $\chi=30^\circ$  ( $\delta_3=0^\circ$ ), МФР,  $P_p=460$ кН.
  
5. Определить максимальную дальность планирования с высоты  $H=11.5-0.4 \cdot N_{\text{п/п}}$  [км], если  $m=100t$ ,  $\chi=30^\circ$ ,  $C_{x_{\text{авт}}}=0.01$ ,  $V_{\text{пр}}=550$ км/час.

6. Определить минимальный угол планирования и вертикальную скорость, если  $\chi=30^\circ$ ,  $H=11.5-0.4N_{\text{п}}/\text{п}[\text{км}]$ ,  $m=100\text{г}$ .
7. Определить минимальный угол планирования и вертикальную скорость, если  $\chi=65^\circ$ ,  $H=11.5-0.4N_{\text{п}}/\text{п}[\text{км}]$ ,  $m=100\text{г}$ .

### III. ОСОБЕННОСТИ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА.

#### 1. СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА ПО ПЕРЕГРУЗКЕ

- свойство самолета создавать силы и моменты, направленные на восстановление исходной перегрузки (угла атаки).



по перегрузке

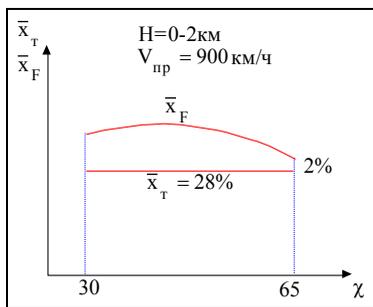
$$\Delta M_{z_{\text{восст}}} = -\Delta Y_{\alpha}(x_F - x_T) + \Delta M_{z_{\omega z}}$$

$$\Delta m_{z_{\text{восст}}} = -$$

$$\Delta C_y(\bar{x}_F - \bar{x}_T) + \Delta m_{z_{\omega z}}$$

Оценивается: коэффициент устойчивости

$$\sigma_n = -(\bar{x}_F - \bar{x}_T) + \frac{m_z^{\sigma z}}{\mu},$$



где  $m_z^{\sigma z} = f(L_{\Gamma_0}, S_{\Gamma_0}$  и т.д.) - коэффициент демпфирования от горизонтального оперения;

$$\mu = \frac{2mg}{g\rho_n S b_a} - \text{относительная плотность самолета}$$

$$\left| \frac{m_z^{\sigma z}}{\mu} \right| = 1 \div 3\%$$

Согласно ОТТ ВВС (НЛГ)  $|\sigma_{n_{\text{мин}}}| = 10 \div 12\%$  (с учетом

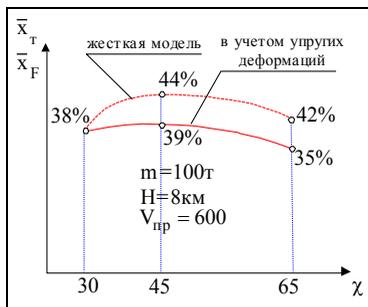
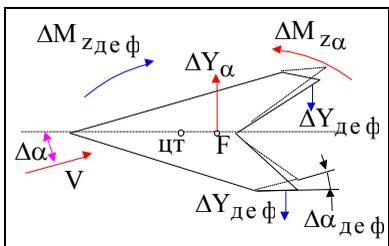
демпфирования). Чтобы обеспечить требуемый  $\sigma_n$  применен демпфер тангажа (ДТ).

#### 2. ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНЫХ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ НА СТАТИЧЕСКУЮ УСТОЙЧИВОСТЬ ПО ПЕРЕГРУЗКЕ.

##### А) ДЕМПФЕР ТАНГАЖА.

$$H \downarrow, V_{np} \uparrow, m \downarrow \rightarrow |\Delta\sigma_{n_{\text{ДТ}}}| = 8 \div 24\% \rightarrow |\Delta\sigma_{n_{\text{ДТ}}}| \uparrow \rightarrow |\sigma_n| \uparrow$$

### Б) УПРУГИЕ ДЕФОРМАЦИИ КРЫЛА.



Упругие деформации крыла приводят к...

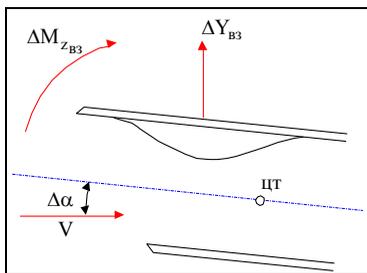
$$x_F \rightarrow (x_F - x_T) \rightarrow |\sigma_n| \downarrow - \text{ухудшают устойчивость по } n_y$$

$$\Delta\alpha \rightarrow -\Delta\alpha_{\text{деф}} \rightarrow \Delta Y_{\text{деф}} \rightarrow |\sigma_n| \downarrow$$

$$\sigma_{n\text{упруг.деф.}} = 7 \div 20\%$$

$$\chi \uparrow, V_{пр} \uparrow, H \downarrow \rightarrow \Delta\sigma_{n\text{упруг.деф.}} \uparrow \rightarrow |\sigma_n| \downarrow$$

### В) ВОЗДУХОЗАБОРНИКИ



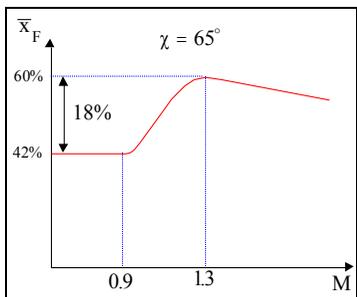
ухудшают устойчивость по перегрузке (углу атаки).

$$\Delta\alpha \rightarrow -\Delta Y_{вз} \rightarrow \Delta M_{z_{вз}} \rightarrow |\Delta\sigma_{n_{вз}}| \rightarrow |\sigma_n| \downarrow$$

$$\Delta\sigma_{n_{вз}} = 1 \div 13\%$$

$$P_{дв} \uparrow, V \uparrow \rightarrow \Delta\sigma_{n_{вз}} \uparrow \rightarrow |\sigma_n| \downarrow$$

### Г) ВЛИЯНИЕ СЖИМАЕМОСТИ (ЧИСЛА M).



В диапазоне  $M=0.9 \div 1.3$  ( $\chi=65^\circ$ ) аэродинамический фокус смещается назад ( $\bar{x}_F \uparrow$ ).

$$\sigma_{n_{\bar{x}_F}} = 18\% \rightarrow |\sigma_n| \uparrow$$

При  $M > 1.3$  эффективность горизонтального оперения уменьшается ( $\Delta Y_{ГО} \downarrow$ ) → аэродинамический фокус смещает-

ся вперед  $(\bar{x}_F \downarrow) \rightarrow |\sigma_n| \downarrow$

#### Д) ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА.

При увеличении центровки самолета  $\bar{x}_T \uparrow \rightarrow (x_F - x_T) \downarrow \rightarrow |\sigma_n| \downarrow$ .  
За счет автоматики  $\bar{x}_T$  изменяется в пределах 23÷28%.

**Вывод:** Наименьшую устойчивость по  $n_y(\alpha)$  самолет имеет при больших дозвуковых скоростях у земли  $\chi=65^\circ$  (сильное влияние упругих деформаций крыла) и на больших сверхзвуковых скоростях на больших высотах (вредное влияние воздухозаборников). Отказ демпфера тангажа на этих режимах может привести к тяжелым последствиям, так как самолет становится недостаточно устойчив по  $n_y(\alpha)$ .

### 3. ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ В КРИВОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ.

Основными критериями являются градиентами:

$$X_B^{n_y} \approx \frac{\Delta X_B}{\Delta n_y} = -(100 \div 200) \text{ мм/ед. } n_y \quad (\text{нормы ОТТ ВВС})$$

$$P_B^{n_y} \approx \frac{\Delta P_B}{\Delta n_y} = -(150 \div 600) \text{ Н/ед. } n_y \quad (\text{нормы ОТТ ВВС}).$$

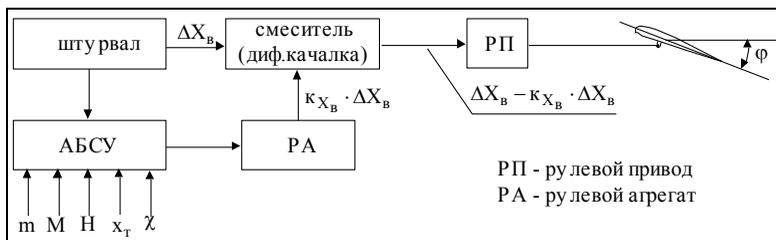
#### А) ГРАДИЕНТ $X_B^{n_y}$ .

$$X_B^{n_y} \approx \frac{\Delta X_B}{\Delta n_y} = \frac{\sigma_n \cdot C_{y_a}}{m_z^0 \cdot \kappa_{ш_B}}$$

Градиент  $X_B^{n_y}$  существенно зависит от  $\sigma_n$  и  $C_{y_a}$ . Так как  $C_{y_a}$  изменяется в 4÷6 раз, то чтобы обеспечить соблюдение норм ОТТ ВВС необходимо использовать автоматику (АБСУ).

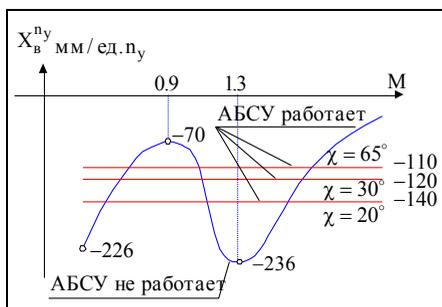
Рассмотрим схему работы продольного канала управления при работе АБСУ.

На дифференциальной качалке сигналы от штурвала ( $\Delta X_B$ ) и от рулевого агрегата РА ( $K_{X_B} \cdot \Delta X_B$ ) вычитаются:



- при "-" сигнал управляемости помогает летчику, то есть отклоняет стабилизатор в ту же сторону, что и летчик;
- при "+" сигнал управляемости работает против летчика.

При работе АБСУ (сигнала управляемости):



$$X_B^{ny} = -140 \text{ мм/ед. } n_y \quad (\chi = 20^\circ)$$

$$X_B^{ny} = -120 \text{ мм/ед. } n_y \quad (\chi = 30^\circ)$$

$$X_B^{ny} = -110 \text{ мм/ед. } n_y \quad (\chi = 65^\circ)$$

При отказе АБСУ (сигнала управляемости):

- на больших приборных скоростях и малых высотах самолет чрезмерно строг в управлении

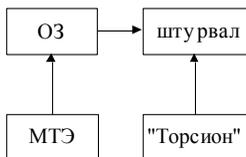
( $X_B^{ny} = -70 \text{ мм/ед. } n_y$ ). При отказе АБСУ и ДТ  $X_B^{ny} = -5 \text{ мм/ед. } n_y$ , что делает полет на больших  $V_{пр}$  ( $V_{пр} = 800 \div 900 \text{ км/час}$ ) катастрофически опасным;

- на малых скоростях и больших высотах управление самолетом грубое.

**Замечание:** Сигнал управляемости подключается после уборки закрылков и отключается при их выпуске.

### Б) ГРАДИЕНТ $P_B^{ny}$

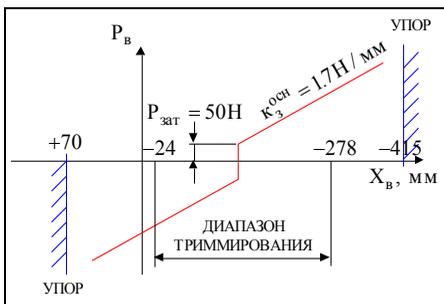
На самолете установлен необратимый гидроусилитель, поэтому необходимо применение загрузителей штурвала.



Загрузка колонки штурвала осуществляется основным загрузителем (ОЗ), который включен постоянно. Кроме того, нагрузка может сниматься частично или полностью механизмом триммирования (МТЭ).

**Замечание:** "Торсион" подключается после уборки закрылков и выключается после их выпуска.

### Характеристика основного загрузителя (ОЗ).



$P_{зат}$  - предварительная затяжка колонки штурвала (для центрирования штурвала).

Диапазон триммирования меньше, чем диапазон полного перемещения штурвала от упора до упора, что обеспечивает безопасность в случае отказа МТЭ.

$$K_3^{осн} = \frac{\Delta P_B}{\Delta X_B} \text{ или это можно записать по другому}$$

$$\frac{\Delta P_B}{\Delta n_y} = K_3^{осн} \cdot \frac{\Delta X_B}{\Delta n_y}$$

то есть  $P_B^{ny} = f(X_B^{ny})$  и  $P_B^{ny}$  зависит от тех же факторов, что и  $X_B^{ny}$ . При этом на всех режимах обеспечивается:

$$\chi = 20^\circ \rightarrow P_B^{ny} = 0.17 \cdot (-140) \approx -240 \text{ Н/ед. } n_y.$$

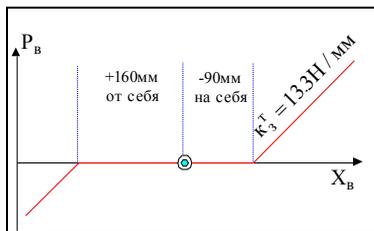
$$\chi = 30^\circ \rightarrow P_B^{ny} \approx -200 \text{ Н/ед. } n_y.$$

$$\chi = 65^\circ \rightarrow P_B^{ny} \approx -187 \text{ Н/ед. } n_y.$$

**Замечание:** Отказ сигнала управляемости значительно усложняет пилотирование, т.к.  $P_B^{ny}$  выходит за пределы рекомендуемых значений. При отказе АБСУ  $P_B^{ny} \approx 120 \text{ Н/ед. } n_y$ , а при отказе ДТ  $P_B^{ny} \approx 9 \text{ Н/ед. } n_y$  для  $V_{пр} = 900 \text{ км/ч}$  (велика опасность раскочки и вывода самолета на разрушающие перегрузки).

**Вывод:** Сигнал управляемости и ОЗ обеспечивают легкое управление и высокую маневренность на всех режимах, но в то же время увеличивают опасность непреднамеренного вывода самолета на  $n_y^э$ , поэтому на самолете установлен "Торсион" - активное средство безопасности.

### Предназначение и работа "Торсиона".



"Торсион" - это дополнительный загрузитель, который подключается при уборке закрылков, а вступает в работу при перемещениях штурвала "на себя" -90мм и "от себя" +160мм при создании  $n_y$  близких к  $n_y^{\text{э}}$ .

При нормальной эксплуатации "Торсион" подключается при

следующих значениях:

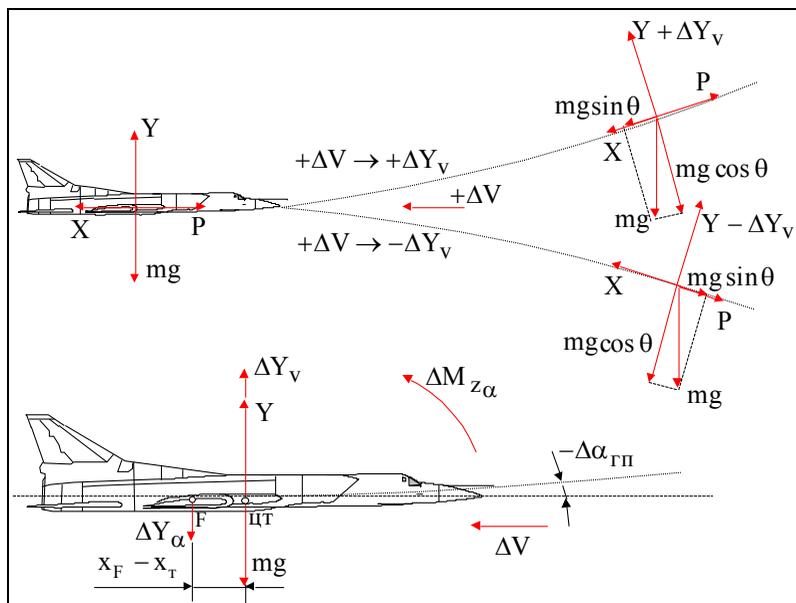
$$n_{yT} = 1 + \frac{\Delta X_{\text{BT}}}{X_B^{n_y}}$$

$$\chi = 20^\circ \rightarrow n_{yT} = 1 + \frac{-90}{-140} = 1.64; \quad \chi = 30^\circ \rightarrow n_{yT} = 1.75; \quad \chi = 65^\circ \rightarrow n_{yT} = 1.82$$

Фактически "Торсион" может вступать в работу и при несколько больших  $n_y$ , в зависимости от настройки АБСУ и манеры пилотирования.

*Замечание:* При длительном маневре с  $n_y > 1$ , механизм балансировки отслеживает и уменьшает ход штурвала до подключения "Торсиона".

#### 4. СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА ПО СКОРОСТИ



— свойство самолета создавать силы и моменты, направленные на восстановление исходной скорости.

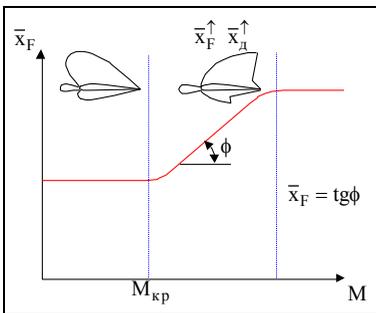
Необходимое условие :  $\frac{\Delta Y_a}{\Delta V} \approx \frac{dY_a}{dV} > 0$

Оценивается - коэффициентом устойчивости по скорости

$$\sigma_v = \left( \frac{dm_z}{dC_{y_a}} \right)_{n_y = \text{const}} \approx \frac{\Delta m_z}{\Delta C_{y_a}} < 0$$

$\sigma_v$  - коэффициент устойчивости по скорости

$$\sigma_v = -(\bar{x}_F - \bar{x}_T) + \frac{M}{2} \cdot \bar{x}_F^M$$



$$\bar{X}_F^M = \frac{d\bar{X}_F}{dM} - \text{темп смещения фокуса по числу } M$$

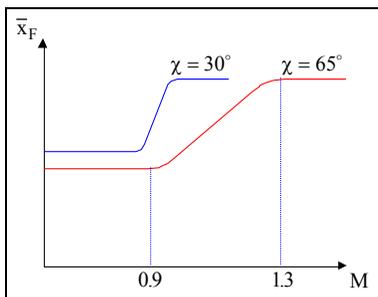
На самолете неустойчивость по скорости проявляется в диапазоне околосвуковых чисел  $M$ , когда

$$(\bar{x}_F - \bar{x}_T) < \frac{M}{2} \cdot \bar{x}_F^M$$

## 5. ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНЫХ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ НА СТАТИЧЕСКУЮ УСТОЙЧИВОСТЬ ПО СКОРОСТИ.

### А) Влияния числа $M$ .

В диапазоне  $M=0.9+1$  - самолет неустойчив по скорости, так как темп смещения фокуса больше собственного запаса центровки.



#### *Замечания:*

1) При  $\chi=30^\circ$  неустойчивость по скорости проявляется более интенсивно, так как фокус смещается назад более энергично, - это является одной из причин ограничения по числу  $M$ .

2) При  $\chi=65^\circ$  неустойчивость по скорости не является опасной - летчик легко с ней справляется, если знает особенности управления самолетом и рекомендации РЛЭ.

### Б) ВЛИЯНИЕ УПРУГИХ ДЕФОРМАЦИЙ И ВОЗДУХОЗАБОРНИКА

приводит к  $(x_F - x_T) \downarrow \rightarrow |\sigma_v| \downarrow$  (смотри вопросы 2 б и в).

Из-за упругих деформаций крыла ( $\chi=65^\circ$ ) на больших приборных скоростях и малых высотах самолет становится практически нейтрален по скорости.

Из-за влияния воздухозаборников на больших высотах и предельных числах  $M$  ( $\chi=65^\circ$ )  $|\sigma_V| \downarrow$ , что затрудняет пилотирование самолета при разгоне и торможении.

### В) ВНЕШНИЕ ПОДВЕСКИ ПОД КРЫЛОМ.

Наличие внешних подвесок под крылом приводит к уменьшению запаса центровки:  $(x_F - x_T) \downarrow$ .

При  $V_{пр} > 500 \text{ км/час}$  ( $\chi=30^\circ$ ) самолет становится практически нейтральным по скорости.

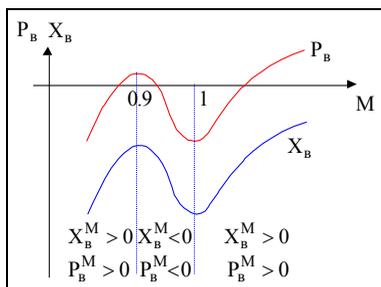
### 6. ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ В ПРЯМОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ.

Управлять в прямолинейном полете - это значит балансировать, то есть уравнивать продольный момент при изменении  $V$ ,  $m$ ,  $\chi$  и т.д.

#### Требования к продольной управляемости:

1. Отклонение стабилизатора должно быть достаточным для балансировки самолета на всех эксплуатационных режимах полета, включая взлет и посадку (с учетом 10% запаса отклонения стабилизатора). Для нашего самолета это условие выполняется, если  $\bar{x}_T \geq 23\% \text{САХ}$ .

$$\bar{x}_{TIII} = 23\% \text{САХ}$$



2. При изменении скорости перемещения и усилия на штурвале должны быть прямыми. Это требование выполняется во всем диапазоне скоростей, за исключением зоны неустойчивости по скорости ( $M=0.9 \div 1.1$ ,  $\chi=65^\circ$ ). В этом диапазоне для выдерживания режима прямолинейного полета летчик должен пилотировать

самолет двойными движениями (опасность раскачки самолета). Для повышения уровня безопасности запрещается в этом диапазоне маневрировать с  $n_y > 0.2$  (РЛЭ). Этот режим является проходным.

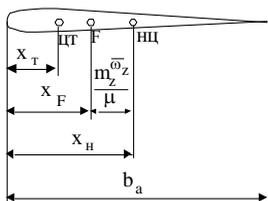
3. Усилия на штурвале, даже при отказе МТЭ, не должны превышать физических возможностей летчика ( $P_B \leq 800 + 1000N$ ). Это требование обеспечивается за счет ограничения зоны триммирования, при этом в случае отказа МТЭ (уход триммера в крайнее положение)  $P_B \leq 1000N$ .

4. Простота и безопасность управления самолетом при уборке и выпуске закрылков. Обеспечивается за счет автоматической балансировки.

## 7. ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА.

Оценку продольной устойчивости и управляемости самолета удобно давать используя понятие нейтральной центровки.

Нейтральная центровка по  $n_y$  ( $\bar{x}_H$ ) - это такая центровка, при которой самолет становится нейтральным по перегрузке.



$$\sigma_n = -(\bar{x}_F - \bar{x}_T) + \frac{m_z^{\theta z}}{\mu},$$

так как  $\bar{x}_T = \bar{x}_H$ , то можно записать

$$\bar{x}_H = \bar{x}_F - \frac{m_z^{\theta z}}{\mu}$$

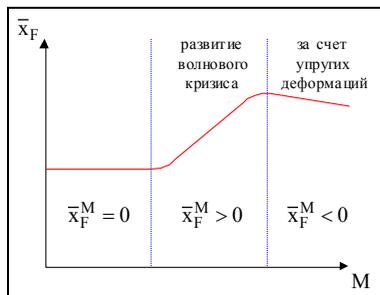
$$\sigma_n = -(\bar{x}_H - \bar{x}_T)$$

Следует иметь в виду, что на нейтральную центровку по  $n_y$  большое влияние оказывает демпфирование.

Нейтральная центровка по  $V$  ( $\bar{x}_H(V)$ ) - это такая центровка, при которой самолет становится нейтральным по скорости.

$$\sigma_V = -(\bar{x}_F - \bar{x}_T) + \frac{M}{2} \cdot \bar{x}_F^m = 0,$$

так как  $\bar{x}_T = \bar{x}_H(V)$ , то тогда можно записать



$$\bar{x}_n(v) = \bar{x}_F - \frac{M}{2} \cdot \bar{x}_F^M$$

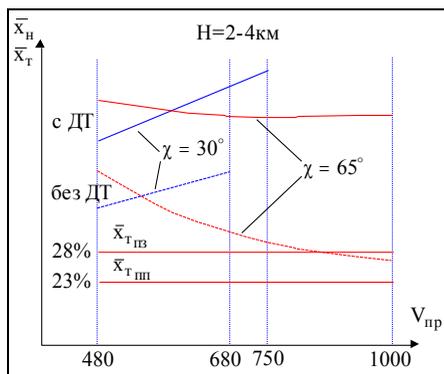
$\bar{x}_F^M > 0$  - за счет развития волнового кризиса

$\bar{x}_F^M < 0$  - за счет упругих деформаций

Таким образом  $\bar{x}_n(v)$  не зависит от демпфирования (на нее не влияет работа демфера тангажа).

В РЛЭ приведено два значения нейтральной центровки по скорости:

- с работающим ДТ (нейтральная центровка по  $n_y$ );
- с неработающим ДТ (примерно соответствует нейтральной центровке по  $V$ ).



*Анализ:*

1. При работе ДТ на дозвуковых скоростях самолет достаточно устойчив и управляем.

2. При отказе ДТ на дозвуковых скоростях:

-  $\chi=30^\circ$ : на  $V < 500$  км/час запас центровки может оказаться менее 10% (возможна продольная раскачка, необходимы двойные движения штурвала при изменении скорости);

- $\chi=65^\circ$ : на больших  $V_{пр}$  самолет становится практически нейтральным по скорости и перегрузке (велика опасность продольной раскачки самолета, необходимы ярко выраженные двойные движения штурвалом при изменении скорости).

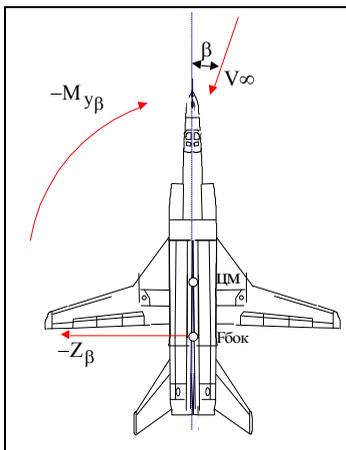
*Замечания:*

1. Из-за вредного влияния воздухозаборников при  $M > 2$  (МФР) даже при работающем ДТ:
  - $|\sigma_n| < 12\%$  (возможна продольная раскачка);
  - самолет неустойчив (нейтрален) по скорости.
2. При отказе ДТ необходимо перевести двигатели на минимальный режим и выполнить торможение до

$V_{пр} = 500 + 600 \text{ км/час}$  (при  $V_{пр} > 550$ , но  $M < 0.9$ , уменьшить  $\chi$  до  $30^\circ$ ).

3. При остатке топлива менее 3.5т топливная автоматика не обеспечивает поддержание центровки в заданных пределах и центровка самолета может оказаться больше  $\bar{x}_{т.пз}$ .

## 8. ПУТЕВАЯ СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА



– свойство самолета самостоятельно, без вмешательства летчика, создавать силы и моменты направленные на восстановление исходного угла скольжения.

Необходимое условие:  $X_{Г6} > x_t$ .

Обеспечивается: в основном ВО.

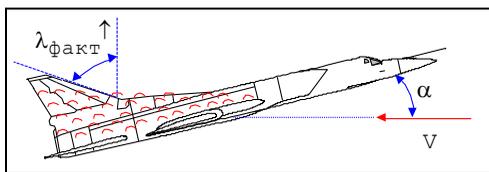
Оценивается: коэффициентом путевой статической устойчивости

$$m_y^\beta \approx \frac{\Delta m_y}{\Delta \beta}$$

Особенности:

1. Демпфер рысканья  $\rightarrow |m_y^\beta|^\uparrow$ .
2. Форкиль  $\rightarrow |m_y^\beta|^\uparrow$  при больших числах М.

### А) ВЛИЯНИЕ УГЛА АТАКИ. ( $m_y^\beta = f(\alpha)$ ).



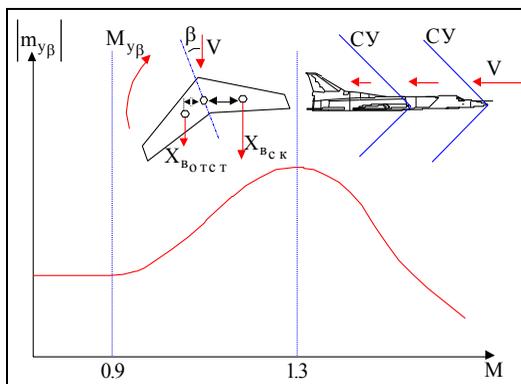
При увеличении угла атаки происходит затенение вертикального оперения крылом и фюзеляжем

$$Z_\beta \downarrow \rightarrow |M_{y\beta}| \downarrow \rightarrow |m_y^\beta| \downarrow$$

Кроме этого происходит увеличение  $\chi_{факт}$ , что также приводит к  $Z_\beta \downarrow \rightarrow |M_{y\beta}| \downarrow \rightarrow |m_y^\beta| \downarrow$ .

При  $\alpha > \alpha_{доп}$  ( $\chi = 30 + 45^\circ$ )  $\rightarrow |m_y^\beta| \downarrow \downarrow$ .

### б) Влияние числа $M$ ( $m_y^\beta = f(M)$ )



На трансзвуковых скоростях из-за разности  $X_B$  полукрыльев  $|m_y^\beta| \uparrow$ .

При  $M > 1.3$  из-за торможения потока на скачках уплотнений (СУ)  $|m_y^\beta| \downarrow$ .

При  $M > 1.8$  в случае отказа демпфера рысканья  $|m_y^\beta|$  становится недоста-

точной.

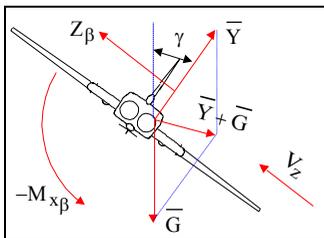
При  $M \approx 2.8$  самолет теряет путевую устойчивость даже при работающем демпфере рысканья.

#### *Замечания:*

- Недостаточная путевая устойчивость приводит к:
  - склонность к колебательной неустойчивости ("голландский шаг");
  - опасность создания больших углов  $\beta$  (разрушение киля на больших приборных скоростях полета);
  - резкая реакция креном на дачу ноги.
- Для уменьшения больших углов  $\beta$  применены:
  - демпферы рысканья (ДР) и крена (ДК);
  - дополнительный пружинный загрузочный элемент в канале руля направления ( $\delta_n = 6 \div 7^\circ \rightarrow \Delta P_n = 400 \text{H}$ )

## 9. ПОПЕРЕЧНАЯ СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

- свойство самолета самостоятельно, без вмешательства летчика, развитием скольжения создавать силы и моменты, направленные на восстановление исходного угла крена.



ческой устойчивости

Необходимое условие:  $Y_{\beta} > Y_T$ .

Обеспечивается:

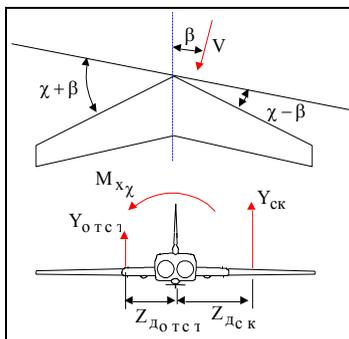
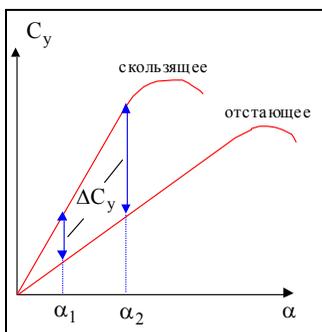
- $S_{\text{во}}, h_{\text{во}};$
- $\chi_{\text{крыла}};$
- стыковой крыла и фюзеляжа.

Оценивается:

коэффициентом поперечной стати-

$$m_x^{\beta} \approx \frac{\Delta m_x}{\Delta \beta} < 0$$

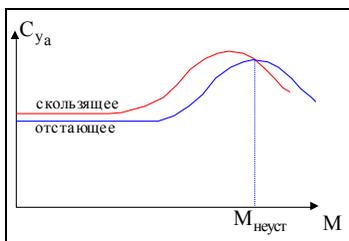
### А) Влияние угла атаки и стреловидности крыла на $m_x^{\beta}$ .



При увеличении угла атаки или стреловидности крыла  $\Delta C_{y\beta} \uparrow$ , что приводит к увеличению поперечной статической устойчивости самолета.

$$\alpha \uparrow, \chi \uparrow \rightarrow \Delta C_{y\beta} \uparrow \rightarrow |m_x^{\beta}| \uparrow.$$

### Б) Влияние числа М на $m_x^{\beta}$ .



Из-за несимметричного развития волнового кризиса при  $M > M_{\text{неуст}}$  на скользящем крыле подъемная сила меньше, чем на отстающем (возможна потеря поперечной устойчивости).

Для  $\chi = 30^\circ$   $M_{\text{неуст}} = 0.85$

Для  $\chi = 65^\circ$  при  $M_{\text{неуст}} > 1.45$  поперечная устойчивость стано-

вится недостаточной, что затрудняет пилотирование самолетом.

### *Замечания :*

1. Недостаточная поперечная устойчивость или ее потеря приводит к:
  - склонность к спиральной неустойчивости;
  - чрезмерная реакция креном на отклонение штурвала (раскачка);
  - обратная реакция по крену при даче ноги  
( $\chi=30^\circ \rightarrow M>0.85$  и  $\chi=65^\circ \rightarrow M>1.45$ ).

Для исключения этого применяются:

- перекрестная связь от РН к интерцепторам (подключается при уборке закрылков);
  - демпфер крена и загрузатели штурвала (препятствуют поперечной раскачке самолета).
2. Чрезмерная поперечная устойчивость приводит к:
    - склонность к колебательной неустойчивости;
    - чрезмерная прямая реакция креном на дачу ноги (необходимо учитывать при отказе ДК и ДР на режимах взлета и посадки);
    - вялая реакция креном на отклонение штурвала (для исключения этого применяется перекрестная связь от штурвала к РН).

## 10. БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА В ЦЕЛОМ

- свойство самолета возвращаться к исходным углам  $\beta$  и  $\gamma$  после прекращения действия возмущения.

Боковая устойчивость разделяется на:

- устойчивость в коротко периодическом движении (КПД):  
 $t=1+4c$ ;
- устойчивость в длинно периодическом движении (ДПД):  
 $t>50c$ .

Неустойчивость самолета в КПД называется колебательной, в ДПД - спиральной.

### А) КОЛЕБАТЕЛЬНАЯ НЕУСТОЙЧИВОСТЬ

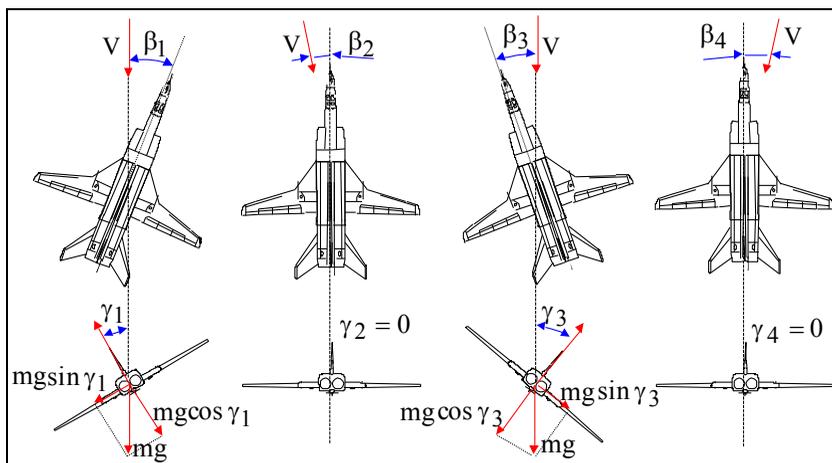
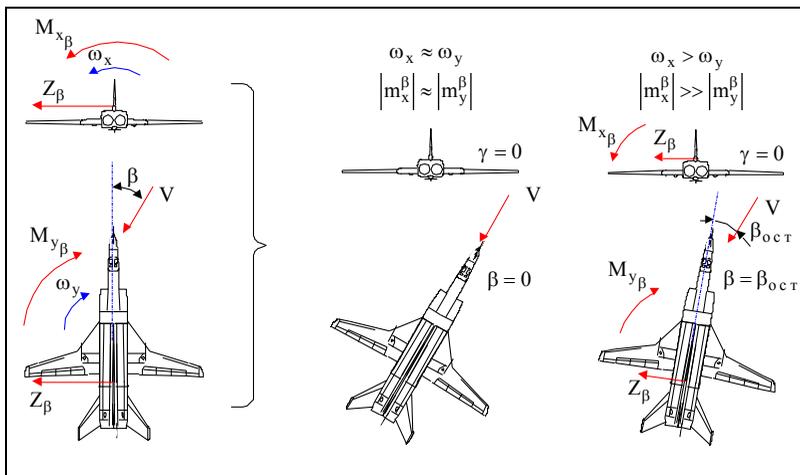
- свойство самолета развивать незатухающие или слабозатухающие колебания по углам рыскания и крена.

Условие:

чрезмерная поперечная устойчивость  $|m_x^\beta| \gg |m_y^\beta|$

Благоприятные условия для развития колебательной неустойчивости:

- отказ ДК и ДР:
- режимы взлета и посадки;
- малые скорости (большие углы атаки).



**Замечание:** Наличие условий ( $|m_x^\beta| \gg |m_y^\beta|$ ) еще не приводит к развитию колебательной неустойчивости - должна быть причина (обычно это некоординированная дача ноги летчиком).

Действия летчика:

- 1) Уменьшить угол атаки (перегрузку)

$$\alpha \downarrow \rightarrow |m_x^\beta| \downarrow, |m_y^\beta| \uparrow.$$

- 2) Увеличить скорость полета

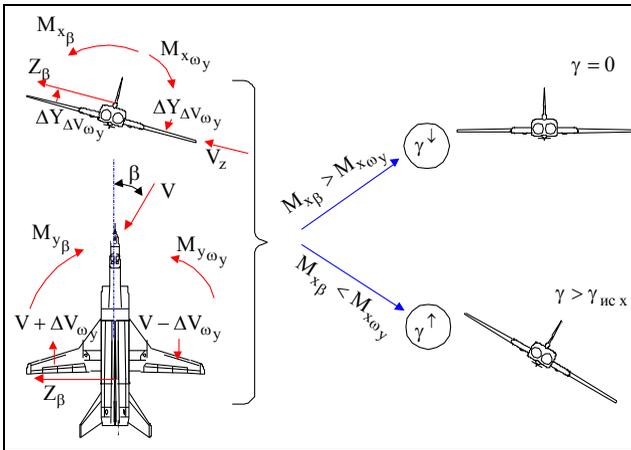
$v \uparrow \rightarrow$  увеличиваются демпфирующие свойства.

*Замечание:* Парировать колебания отклонением штурвала и педалей запрещается – это приводит к дополнительной раскачке самолета.

Б) СПИРАЛЬНАЯ НЕУСТОЙЧИВОСТЬ

- свойство самолета самопроизвольно увеличивать крен на опущенное полукрыло в процессе движения центра масс самолета по спиральной траектории.

$$m_x^\beta < m_y^\beta \cdot \frac{m_x^{\omega_y}}{m_y^{\omega_y}} \quad - \quad \text{условие спиральной неустойчивости}$$



Благоприятные условия для развития спиральной неустойчивости:

- отказ ДР (демпфирующие свойства  $m_y^{\omega_y} \downarrow$ );
- $|m_x^\beta| \ll |m_y^\beta|$  ( $\chi=30^\circ$   $M>0.8$ );
- $n_y < 1$  ( $n_y \downarrow - \alpha \downarrow - |m_x^\beta| \downarrow, |m_y^\beta| \uparrow$ ).

Склонность самолета к спиральной неустойчивости на больших околозвуковых скоростях является одной из причин ограничения самолета по числу  $M$  ( $\chi=30^\circ$   $M=0.8+0.85$ ) и по  $n_y$  ( $n_y \geq 0.8$ ).

*Замечание:* Спиральное движение развивается очень медленно и летчик может легко парировать небольшие углы крена. Но если летчик допустил возникновение большого крена, то вывод из крутой спирали представляет определенную сложность. Эта особенность в поведении самолета является одной из причин ограничения  $\gamma_{\max}$ .

$$\chi=30^\circ \rightarrow \gamma_{\max}=45^\circ$$

$$\chi=65^\circ \rightarrow \gamma_{\max}=50^\circ$$

## 11. ОСОБЕННОСТИ ПОПЕРЕЧНОЙ УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА.

Боковая управляемость самолета - свойство самолета изменять  $\gamma$  и  $\beta$  при отклонении органов управления.

Основные особенности боковой управляемости самолета.

1. Применение необратимых гидросилителей (бустеров) и загрузочных механизмов.
2. Наличие основного (интерцепторы) и аварийного (дифференциальный стабилизатор - режим "ножницы") органа поперечного управления.
3. Применение демпферов и перекрестных связей.
4. Существенное изменение характеристик боковой управляемости при изменении стреловидности.

Для удобства боковую управляемость разделяют на поперечную и путевую управляемости.

### А) ПОПЕРЕЧНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ ПРИ РАБОТЕ ИНТЕРЦЕПТОРОВ.

При отклонении штурвала интерцепторы отклоняются по следующему закону:

$$\delta_{и} = K_{шэ} \cdot X_{э} + K_{\omega_x} \cdot \omega_x - K_x^H \cdot X_H.$$

$K_{шэ}$  - передаточное число от штурвала к интерцепторам

$\chi < 50^\circ$   $K_{шэ} = 0.7$ ,  $\chi \geq 50^\circ$   $K_{шэ} = 0.9 \rightarrow$  с целью увеличения эффективности интерцепторов при  $\chi = 65^\circ$ .

$X_э$  - величина отклонения штурвала ( $X_{э\text{макс}}=80^\circ$ )

Определим  $X_э$  при котором  $\delta_{и\text{макс}}$  для различных  $\chi$ :

$$\delta_{и\text{макс}}=38\div 44^\circ \quad X_э=\frac{\delta_{и}}{K_{шэ}} \quad X_э^{\delta_{и\text{макс}}}_{\chi=30^\circ}=\frac{42}{0.7}=60^\circ \quad X_э^{\delta_{и\text{макс}}}_{\chi=65^\circ}=\frac{42}{0.9}=47^\circ$$

При дальнейшем отклонении штурвала ( $X_э$  более  $60^\circ$  при  $\chi=30^\circ$  и  $X_э$  более  $47^\circ$  при  $\chi=65^\circ$ ) интерцепторы не отклоняются, а отклоняется только руль направления.

$K_{\omega_x}=1$ град/град/сек - передаточное число ДК

$K_x^H=0.375$ град/мм - передаточное число первой перекрестной связи от педалей на интерцепторы (подключается после уборки закрылков)

$X_{н\text{макс}}=100$ мм

*Замечание:* Дополнительно для улучшения поперечной управляемости введена перекрестная связь от штурвала к рулю направления.

$$\Delta\delta_H=-K_э^H \cdot X_э \cdot W_{\Phi_2}.$$

$K_э^H=0.085$ град/град - передаточное число перекрестной связи

$W_{\Phi_2}$  - передаточное число фильтра, который обеспечивает плавное отклонение РН при резких отклонениях штурвала ( $t < 1с$   $W_{\Phi_2}=0$ , а затем, если  $t \geq 1с$   $W_{\Phi_2}=1$ )

### Б) ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОПЕРЕЧНОЙ УПРАВЛЯЕМОСТИ.

Поперечная управляемость оценивается градиентами:

$\frac{d\omega_x}{dX_э} \left[ \frac{\text{град/с}}{\text{град}} \right]$  - градиент угловой скорости по отклонению штурвала

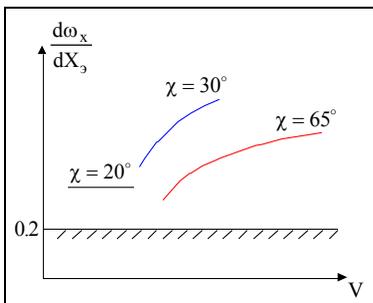
$\frac{dP_э}{d\omega_x} \left[ \frac{Н}{\text{град/с}} \right]$  - градиент усилий по угловой скорости.

Согласно ОТТ ВВС для тяжелых самолетов

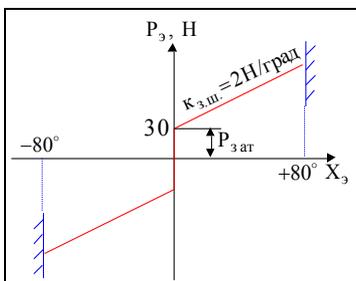
$$\omega_{x\text{макс}} \geq 8.5 \text{град/с}, \text{ то есть } \frac{d\omega_x}{dX_э} \geq \frac{8.5}{47} \approx 0.2.$$

Для нашего самолета  $\frac{d\omega_x}{dX_э} \geq 0.2$

*Анализ:*



Для обеспечения загрузки штурвала применяется пружинный загрузатель.



по крену.

### В) ПОПЕРЕЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПРИ РАБОТЕ ФИФФЕРЕНЦИАЛЬНОГО СТАБИЛИЗАТОРА.

При отказе ДУИ-2М (дистанционное управление интерцепторами) или II и III гидросистем автоматически подключается дифференциальный стабилизатор (может включить и летчик - выключатель "Вкл. Стаб. в Управ. креном" расположен на среднем пульте).

Закон отклонения дифференциального стабилизатора в режиме "ножницы"

1) При  $\chi \uparrow$  поперечное управление самолетом становится более грубым:

$\left| \frac{d\omega_x}{dX_3} \right| \downarrow$  из-за уменьшения эффективности интерцепторов.

2) При увеличении приборной скорости  $\left| \frac{d\omega_x}{dX_3} \right| \uparrow$  - управление становится строгим.

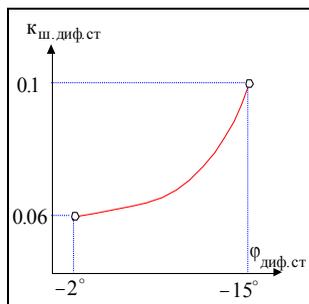
$$K_{з.ш.} = \frac{\Delta P_\Theta}{\Delta X_3} \rightarrow \Delta P_\Theta = K_{з.ш.} \Delta X_3$$

$$\frac{dP_\Theta}{d\omega_x} \approx \frac{\Delta P_\Theta}{\Delta \omega_x} = \frac{K_{з.ш.} \cdot \Delta X_3}{\Delta \omega_x} = \frac{K_{з.ш.}}{\frac{\Delta \omega_x}{\Delta X_3}} \approx \frac{K_{з.ш.}}{\frac{d\omega_x}{dX_3}}$$

Для нашего самолета

$$\left| \frac{dP_\Theta}{d\omega_x} \right| = \frac{0.2}{\geq 0.2} \leq 10 \text{ Н/град/сек,}$$

то есть на всех режимах полета поперечное управление очень легкое, что обеспечивает выполнение эффективных маневров



$$\varphi_{\text{диф.ст}} = K_{\text{ш.диф.ст}} \cdot X_{\text{э}} - K_{\text{х}}^{\text{H}} \cdot X_{\text{H}} \cdot W\Phi_2$$

$K_{\text{ш.диф.ст}}$  - передаточное число от штурвала к дифференциальному стабилизатору.

#### Замечания:

- 1) Дополнительно для улучшения поперечной управляемости введена перекрестная связь от штурвала к рулю направления  $\Delta\delta_{\text{H}} = -K_{\text{э}}^{\text{H}} \cdot X_{\text{э}} \cdot W\Phi_2$ .
- 2) При работе дифференциального стабилизатора демпфер крена не работает (увеличивается эффективность поперечного управления при  $\chi = 65^\circ$ , но и увеличивается опасность боковой раскачки самолета). При  $\chi = 20^\circ$  и  $30^\circ$  эффективность поперечного управления уменьшается из-за роста собственных демпфирующих моментов, упругих деформаций (закручивание фюзеляжа) и уменьшения передаточного числа  $K_{\text{ш.диф.ст}}$ .

3) Первая перекрестная связь (от педалей к интерцепторам) не работает, что приводит к появлению обратной реакции по крену на дачу ноги:

$$\chi = 30^\circ M > 0.85, \quad \chi = 65^\circ M > 1.45.$$

4) При отказе перекрестной связи от штурвала к рулю направления (отказ АБСУ) поперечная управляемость резко ухудшается, что очень затрудняет выполнение посадки.

## 12. ПУТЕВАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

- свойство самолета создавать  $\beta$  при отклонении РН.

#### Отклонение РН необходимо:

- для выполнения координированных разворотов;
- для повышения эффективности поперечного управления;
- на разбеге, пробеге, взлете и посадке с боковым ветром;
- для балансировки самолета при полете с одним работающим двигателем и при полете с несимметричной подвеской.

#### Закон управления РН:

$$\delta_{\text{H}} = K_{\text{шн}} \cdot X_{\text{H}} + K_{\omega_y} \cdot \omega_y \cdot W\Phi_1 - K_{\text{э}}^{\text{H}} \cdot X_{\text{э}} \cdot W\Phi_2.$$

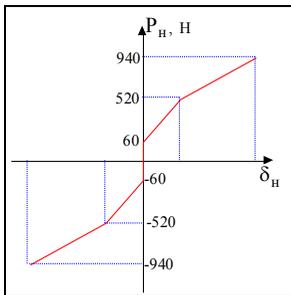
$K_{\text{шн}} = 0.25$  град/мм - передаточное число от педалей к РН

$$X_{H \text{ макс}}=100\text{мм}$$

$K\omega_y=1.5$ град/с/град - передаточное число демпфера курса

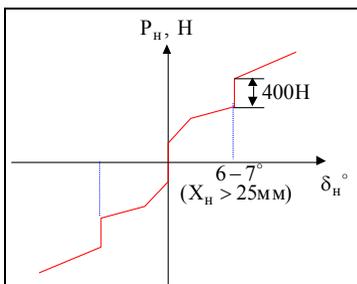
$W\Phi_1$  - передаточное число фильтра, который уменьшает дополнительный расход педалей от демпфера курса при  $\omega_y=\text{const}$  ( $\omega_y=\text{const}$   $W\Phi_1=0$ , если  $\omega_y\neq\text{const}$   $W\Phi_1=1$ )

Для имитации загрузки от РН применяются два пружинных загрузителя:



- взлетно-посадочный (подключен постоянно) с усилием предварительной затяжки 60Н. Усилия от этого загрузителя могут сниматься механизмом триммирования (диапазон триммирования  $\pm 6^\circ$ );

- полетный (подключается после уборки закрылков). Предназначен

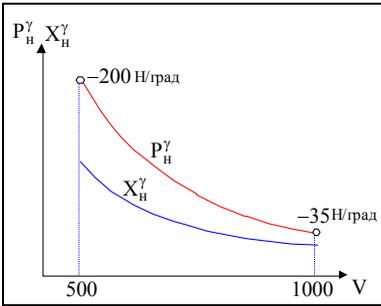


для уменьшения  $\delta_H$  в полете из условия прочности вертикального оперения на приборной скорости более 480 км/час. При отклонении РН на угол  $\delta_H > 6 \div 7^\circ$  усилия на педалях скачкообразно возрастают на 400Н ( $X_H > 25\text{мм}$ )

**Замечание:** Полетный загрузитель, в случае необходимости (посадка без закрылков, полет с одним работающим двигателем), в полете можно отключить выключателем "Торсион".

Путевая управляемость в прямолинейном полете со скольжением оценивается градиентами:

$$P_H^y \approx \frac{\Delta P_H}{\Delta y}; \quad X_H^y \approx \frac{\Delta X_H}{\Delta y}$$



При уменьшении скорости из-за уменьшения эффективности руля направления увеличиваются  $P_N^{\gamma}$  и  $X_N^{\gamma}$ , что затрудняет выполнение прямолинейного полета с одним работающим двигателем и с несимметричной подвеской.

### Проблемные вопросы:

1. При каких условиях  $\sigma_n = \sigma_v$ ?
2. Ваши рекомендации при выполнении посадки с  $\bar{x}_T < 23\%$ .
3. Какие особенности в управлении самолетом встретит летчик в диапазоне чисел  $M=0.9 \div 1.0$  ( $\chi=65^\circ$ ).
4. Влияют ли на нейтральную центровку по скорости и на нейтральную центровку по перегрузке развитие волнового кризиса и упругие деформации крыла?
5. На каких режимах полета наиболее опасен отказ демпфера тангажа и какие особенности пилотирования при этом? Ваши рекомендации по действиям летчика при отказе демпфера тангажа.
6. Какие боевые повреждения уменьшают путевую (поперечную) устойчивость самолета?
7. На каких числах  $M$  путевая (поперечная) устойчивость самолета недостаточная и к чему это может привести?
8. При выпуске закрылков увеличивается поперечная и путевая устойчивость, а какая в большей степени и почему?
9. Какие особенности пилотирования следует ожидать при отказе:
  - демпфера крена;
  - демпфера рысканья;
  - при отказе 1 и 2 перекрестных связей (от педалей к интерцепторам и от штурвала к РН).
10. Обосновать действия летчика при развитии колебательной (спиральной) неустойчивости.
11. При какой стреловидности ( $\chi=30^\circ$  или  $\chi=65^\circ$ ) при отклонении штурвала угол отклонения интерцепторов будет большим и почему?

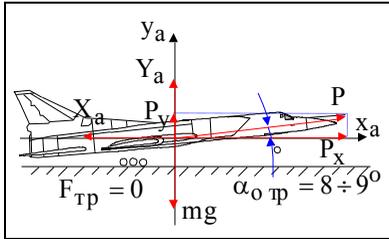
12. Верно ли высказывание, что при увеличении стреловидности с  $30^\circ$  до  $65^\circ$  поперечное управление самолетом становится более легким и строгим, а при уменьшении скорости полета - более грубым и тяжелым?

**Решить самостоятельно :**

1. Определить усилия, которые необходимо приложить к колонке штурвала для создания заданной перегрузки при максимальной стреловидности крыла, если  $n_y = 1.2 + 0.05 \cdot \alpha$  п/п.
2. Определить усилия, которые необходимо приложить к колонке штурвала для создания заданной перегрузки при стреловидности крыла  $30^\circ$ , если  $n_y = 1.0 + 0.05 \cdot \alpha$  п/п.
3. Определить нормальную перегрузку, которую летчик может создать до подключения "торсиона". Стреловидность крыла максимальная и  $30^\circ$ .

## **IV. ВЗЛЕТ И ПОСАДКА САМОЛЕТА.**

### **1. ВЗЛЕТ. ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЗЛЕТА И ВЛИЯНИЕ НА НИХ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ.**



Взлет - ускоренное движение самолета от момента трагивания до набора высоты 10 м с одновременным увеличением скорости до  $V_2$  (безопасной).

$$V_2 \geq 1.2 \cdot V_{св}$$

обеспечивать достаточную эффективность рулей (320 км/час).  
 Скорость  $V_2$  должна обеспечивать эффективность рулей

### Основные характеристики взлета.

- 1) Скорость отрыва - скорость отделения самолета от ВПП на  $\alpha_{отр}$ .

$$V_{отрпр} = \sqrt{\frac{2 \cdot (mg - P \cdot \sin \alpha_{отр})}{C_{y_{отра}} \cdot \rho_0 \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot mg}{C'_{y_{отр}} \cdot \rho_0 \cdot S}}$$

$\alpha_{отр} = 8 + 9^\circ \rightarrow C_{y_{отра}} = 1.07, C'_{y_{отр}} = 1.14$  (с учетом влияния близости земли)

$$V_{отрпр} = 330 \text{ км/час } (m = 100 \text{ т})$$

Необходимо помнить:

- 1) Максимальная взлетная масса  $m_{взл\max} = 124 \text{ т} \dots$   
 -  $W_{кр} = 400 \text{ км/час}$  - критическая скорость разбега по прочности пневматиков;  
 - прочность узлов.

- 2) При больших взлетных массах  $L_p$  и  $L_{впп}$  существенно увеличиваются

$$\Delta m = 6 \text{ т} \rightarrow \Delta V_{отр} = 10 \text{ км/час}$$

- 3) На величину  $V_{отрпр}$  влияет  $\alpha_{отр}$ :

$$\Delta \alpha = +1^\circ \rightarrow \Delta V = -(10 \div 15) \text{ км/час, но } \dots$$

$$\alpha_{кр}^{АУАСП} = 11^\circ, \alpha_{доп} = 12^\circ, \alpha_{кас.ВПП} = 13^\circ$$

### Замечания:

- $V_{отр}$  должна быть  $\geq 1.1 \cdot V_{св}$ .
- При взлете с под крыльевой подвеской для повышения эффективности поперечного управления необходимо уменьшить  $\alpha_{отр}$  до  $7^\circ$ .

3. При взлете с малыми массами в любом случае  $V_{отрпр}$  должна быть не менее 320км/час для обеспечения эффективности управления.

4.  $V_{отрпр}$  определяется по таблице в инструкции, по номограммам и аналитически. В условиях высоких  $T_H$ , низких  $P_H$ , при попутном ветре необходимо рассчитать  $V_{отрпр}$  по графику в РЛЭ или аналитически

$$V_{отрпр} = V_{отр} \pm W \cdot \cos \gamma_B = V_{отрпр} \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}} \pm W \cdot \cos \gamma_B = V_{отрпр} \cdot \sqrt{\frac{T_\phi \cdot P_{ст}}{T_{ст} \cdot P_\phi}} \pm W \cdot \cos \gamma$$

В

$$V_{отрпр} \leq 400 \text{ км/час} \quad \rightarrow \quad W_{кр} = 400 \text{ км/час.}$$

5. Взлет самолета с попутным ветром более 5м/с запрещен из-за значительного увеличения  $V_{отрпр}$  и  $L_p$ .

2) Длина разбега: 
$$L_p = \frac{V_{отрпр}^2}{2 \cdot j_{хср}}$$

Длина разбега зависит от ...

- $W_{отр}$  ( $V_{отрпр}$  ( $m_{взл}$ ,  $\alpha_{отр}$ ),  $T_\phi$ ,  $P_\phi$ ,  $W \cdot \cos \gamma_B$ )
- $j_{хср}$  ( $P_p$  ( $T_\phi$ ,  $P_\phi$ ),  $X_a$  (ПЛС),  $F_{тр}$  (состояние ВПП,  $W \cdot \cos \gamma_B$ ),  $m_{взл}$ )

$$V_{отрпр} = V_{отрпр} \cdot \sqrt{\frac{T_\phi \cdot P_{ст}}{T_{ст} \cdot P_\phi}} \pm W \cdot \cos \gamma_B$$

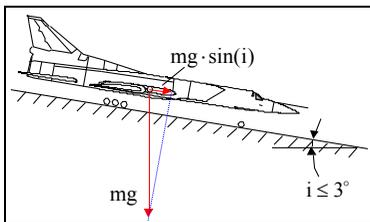
$$j_{хср} = \frac{P_p - X_a - F_{тр}}{m_{взл}}$$

Для  $m_{взл} = 110 \text{ т}$ ,  $\alpha = 8 \div 9^\circ$ ,  $W = 0 \text{ м/с}$ , условия стандартные,

$$L_p = 1400 \text{ м}$$

Влияние эксплуатационных факторов:

- попутный ветер:  $\Delta W_{попут} = 2 \text{ м/с} \quad \rightarrow \quad \Delta L_p = 100 \text{ м}$
- $\alpha_{отр}$ :  $\Delta \alpha = -1^\circ \rightarrow \Delta L_p = 100 \text{ м}$
- наклон ВПП под углом  $i$ :



наклон ВПП под углом  $i$  приводит к появлению составляющей  $mg \cdot \sin(i)$ . В этом случае длина разбега равна

$$L_p = \frac{V_{отгр}^2}{2 \cdot (j_{x_{ср}} + \Delta j_x)} = \frac{L_{p(i=0)}}{1 + \frac{g \cdot \sin(i)}{j_{x_{ср}}}}$$

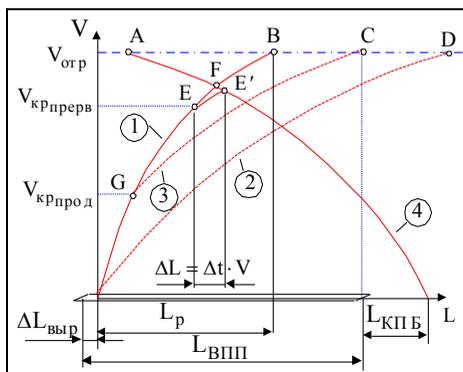
$\Delta i = -1^\circ \rightarrow \Delta L_p = 100\text{м}$  ( $i$  - угол уклона ВПП (до  $3^\circ$ ))

- строго боковой ветер:  $\Delta W_{90^\circ} = 8 \div 10\text{м/с} \rightarrow \Delta L_p = 100\text{м}$
- взлетная масса:  $\Delta m_{взл} = 3\text{т} \rightarrow \Delta L_p = 100\text{м}$
- температура наружного воздуха:  $\Delta T_H = 5^\circ \rightarrow \Delta L_p = 100\text{м}$
- атмосферное давление:  $\Delta P_H = -20\text{мм.рт.ст.} \rightarrow \Delta L_p = 100\text{м}$
- наличие подвесок: 2 ракеты под крылом  $\rightarrow \Delta L_p = 200\text{м}$

#### Замечания:

- 1)  $L_p$  определяется по номограммам, которые учитывают только четыре фактора:  $m_{взл}$ ,  $T_H$ ,  $P_H$ ,  $W$ .
- 2)  $L_{ВПП\text{плотр}} \approx 1.2 \cdot L_p$ , если при расчете  $L_{ВПП\text{плотр}}$  окажется больше  $L_{ВПП}$ , то  $m_{взл}$  необходимо уменьшить.

#### Характеристики прерванного и продолженного взлета.



1-закон изменения скорости при работе всех двигателей.

2-закон изменения скорости при отказе одного двигателя.

3-разбег при отказе одного двигателя.

4-закон торможения.

$\Delta L_{выр}$  - расстояние, проходимое самолетом за выруливание;

- $\Delta L_{\text{КПБ}}$  - длина концевой полосы безопасности (КПБ);  
 $\Delta L_{\text{Р}}$  - длина разбега;  
 $\Delta L_{\text{ВПП}}$  - длина ВПП;  
 $V_{\text{отр}}$  - скорость отрыва;  
 $\Delta t$  - необходимый промежуток времени, чтобы принять решение и приступить к торможению ( $\Delta t=2+5\text{с}$ );  
 $\Delta L$  - расстояние, проходимое самолетом за промежуток времени  $\Delta t$ .

Критическая скорость прерванного взлета ( $V_{\text{крпрерв}}$ ) - скорость, обеспечивающая безопасное торможение в пределах ВПП+КПБ.

Критическая скорость продолженного взлета ( $V_{\text{крпрод}}$ ) - на этой и большей скорости, в случае отказа одного двигателя, обеспечивается отрыв самолета в пределах ВПП.

Скорость принятия решения ( $V_1$ ) - наибольшая скорость на взлете, при которой летчик обнаружив отказ одного двигателя должен принять решение на продолжение или прекращение взлета.

#### Определение скорости принятия решения

Для нашего самолета  $V_1$  определяется по трем параметрам:

- $m_{\text{взл.макс}}^{1\text{дв}}$  - максимальная взлетная масса при отказе одного двигателя ( $V_y^{1\text{дв}} \geq 2.5\text{м/с}$ );
- $V_{\text{крпрерв}}$ ;
- $V_{\text{крпрод}}$ .

Эти параметры ( $m_{\text{взл.макс}}^{1\text{дв}}$ ,  $V_{\text{крпрерв}}$ ,  $V_{\text{крпрод}}$ ) определяются по номограммам РЛЭ. По определенным параметрам определяется  $V_1$ .

#### Возможно четыре случая:

- 1 -  $m_{\text{взл}} > m_{\text{взл.макс}}^{1\text{дв}} \rightarrow V_1 = V_{\text{крпрерв}}$
- 2 -  $V_{\text{отказа}} \geq V_{\text{отр}} \rightarrow V_1 = V_{\text{отр}}$  (взлет продолжается)

*Замечание:* Если самолет теряет скорость даже в ГП, то необходимо покинуть самолет.

- 3 -  $m_{\text{взл}} < m_{\text{взл.макс}}^{1\text{дв}}$ ,  $V_{\text{крпрод}} < V_{\text{крпрерв}} \rightarrow V_1 = V_{\text{крпрерв}}$



$$4 - m_{взл} < m_{взл. макс}^{1дв}, V_{крпрод} > V_{крпрерв} \rightarrow V_1 = V_{крпрод}$$

*Замечание:* В этом случае при отказе двигателя в диапазоне  $V_{крпрод} \div V_{крпрерв}$  безопасней взлет прекратить, при этом следует ожидать, что самолет выкатывается не только за пределы ВПП, но и за пределы КПВ.

## 2. ПОСАДКА. ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ВЛИЯНИЕ НА НИХ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ.

Посадка - замедленное движение самолета с высоты начала выравнивания ( $H_{нач.выр.} = 10 \div 15$  м) до окончания пробега (сруливания с ВПП).

$$V_{нач.выр.} = V_{пос} + (40 \div 50) \text{ км/час}$$

Основные характеристики посадки:

- посадочная скорость ( $V_{пос}$ );
- длина воздушного участка ( $L_{вв}$ );
- длина пробега ( $L_{пр}$ ).

### А) ПОСАДОЧНАЯ СКОРОСТЬ

- минимальная скорость безопасного приземления самолета.

$$V_{пос} \geq 1.1 \cdot V_{св}$$

$$V_{поспр} = \sqrt{\frac{2 \cdot mg}{C_{у_{пос}} \cdot \rho_0 \cdot S}}$$

$$V_{поспр} = 300 \text{ км/час} \quad (m_{пос} = 85 \text{ т}, \delta_з = 40^\circ, \alpha_{пос} = 8^\circ, C_{у_{пос}} = 1.2)$$

$$\text{При } m_{пос} \uparrow, C_{у_{пос}} \downarrow (\alpha_{пос} \downarrow, \delta_з \downarrow, \chi \uparrow) \rightarrow V_{поспр} \uparrow \uparrow \uparrow.$$

Особенности:

- 1 - максимальная посадочная масса  $m_{\text{пос}_{\text{макс}}}$  ограничена прочностью пневматиков ( $V_{\text{кр}_{\text{пос}_{\text{п}}}}$  или  $W_{\text{кр}}$ ), прочностью узлов шасси, располагаемой длиной ВПП.

$$m_{\text{пос}_{\text{макс}}}=88\text{т}$$

$m_{\text{пос}_{\text{макс.доп}}}=96\text{т}$  (посадка допускается в исключительных случаях, но не более 3% от общего числа посадок)

$$m_{\text{пос}_{\text{экстр}}}=124\text{т}$$

- 2 -  $V_{\text{кр}_{\text{пос}_{\text{п}}}}=355\text{км/час}$ ,  $V_{\text{кр}_{\text{пос}_{\text{пр}}}}^{3\%}=370\text{км/час}$ .

- 3 -  $\alpha_{\text{пос}}=7\div 8^\circ$  ( $\alpha_{\text{кр}}^{\text{АУАСП}}_{\delta\neq 0^\circ}=11^\circ$ ,  $\alpha_{\text{доп}}=12^\circ$ ,  $\alpha_{\text{кас.ВПП}}=13^\circ$ )

В некоторых случаях допускается увеличение угла атаки до  $10.5^\circ$  (РЛЭ).

- 4 - посадка может выполняться в различной конфигурации

$$\delta_{\text{з}}=0\div 40^\circ, \quad \chi=20\div 65^\circ \quad (\delta_{\text{з}}=0^\circ \text{ при } \chi>20^\circ)$$

Влияние эксплуатационных факторов.

$$\chi \uparrow \rightarrow C_{\text{у}_{\text{пос}}} \downarrow : \quad \Delta\chi=10^\circ \rightarrow \Delta V_{\text{пос}}=10\text{км/час}$$

$$\delta_{\text{з}} \downarrow \rightarrow C_{\text{у}_{\text{пос}}} \downarrow : \quad \Delta\delta_{\text{з}}=-10^\circ \rightarrow \Delta V_{\text{пос}}=15\text{км/час}$$

$$\alpha_{\text{пос}} \downarrow \rightarrow C_{\text{у}_{\text{пос}}} \downarrow : \quad \Delta\alpha_{\text{пос}}=-1^\circ \rightarrow \Delta V_{\text{пос}}=10\div 15\text{км/час}$$

$$m_{\text{пос}} \uparrow : \quad \Delta m_{\text{пос}}=6\text{т} \rightarrow \Delta V_{\text{пос}}=10\text{км/час}$$

Для стандартных условий и  $m_{\text{пос}}=85\text{т}$   $V_{\text{пос}_{\text{пр}}}=300\text{км/час}$

**Замечания:** 1 -  $V_{\text{пос}_{\text{пр}}}$  не зависит от  $t_{\text{нв}}$ ,  $R_{\text{н}}$ ,  $W$ .

2 -  $W_{\text{пос}}$  существенно зависит от  $t_{\text{нв}}$ ,  $R_{\text{н}}$ ,  $W$ .

$V_{\text{пос}_{\text{пр}}}$ ,  $V_{\text{пос}_{\text{п}}}$  рассчитываются по номограммам в РЛЭ или аналитически

$$V_{\text{пос}_{\text{п}}}=V_{\text{пос}_{\text{пр}}}\cdot\sqrt{\frac{T_{\text{ф}}\cdot P_{\text{ст}}}{T_{\text{ст}}\cdot P_{\text{ф}}}}\pm W\cdot\cos\gamma_{\text{В}}$$

В любом случае  $V_{\text{пос}_{\text{пр}}}$  должна быть больше 280км/час для обеспечения эффективности интерцепторов (при выпуске закрылков эффективность интерцепторов увеличивается).

### Б) ДЛИНА ВОЗДУШНОГО УЧАСТКА

- расстояние пролетаемое самолетом с  $H_{нач.выр.}$  до приземления.

$$L_{в\у} = K_{прив}^{в\у} \cdot \left( H_{нач.выр.} + \frac{V_{нач.выр\п}^2 - V_{пос\п}^2}{2 \cdot g} \right)$$

$K_{прив}^{в\у} = \frac{K_{ср}}{n_{увыр\ср} - K_{ср} \cdot \mu} = 5.7$  - приведенное качество, где

$$K_{ср} = 5.5, \quad n_{увыр\ср} = 1.1,$$

$$\mu = P/mg \approx 0.025$$

$$V_{нач.выр\п} = V_{нач.выр\пр} \cdot \sqrt{\frac{T_{\phi} \cdot P_{ст}}{T_{ст} \cdot P_{\phi}} \pm W_{нач.выр} \cdot \cos\gamma_B}$$

$$V_{пос\п} = V_{пос\пр} \cdot \sqrt{\frac{T_{\phi} \cdot P_{ст}}{T_{ст} \cdot P_{\phi}} \pm W_{пос} \cdot \cos\gamma_B}$$

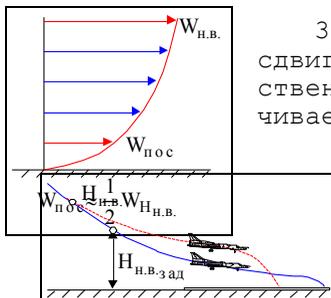
На  $L_{в\у}$  оказывает влияние:

- $K_{прив}^{в\у}$  ( $\delta_z$  ( $K_{ср}$ ),  $\mu$  (темп уборки РУД),  $n_{увыр\ср} \approx \text{const}$ );
- $V_{нач.выр\п}$  ( $T_{\phi}$ ,  $P_{\phi}$ ,  $W_{нач.выр} \cdot \cos\gamma_B$ ,  $V_{нач.выр\пр}$ );
- $V_{пос\п}$  ( $T_{\phi}$ ,  $P_{\phi}$ ,  $W_{пос} \cdot \cos\gamma_B$ ,  $V_{пос\пр}$  ( $\alpha_{пос}$ ,  $\delta_z$ ,  $\chi$ ));
- $H_{нач.выр}$ .

#### Замечания:

1 -  $n_{увыр\ср} \approx \text{const}$ , но она существенно влияет на профиль посадки, а профиль - на  $L_{в\у}$ .

2 -  $T_{\phi}$ ,  $P_{\phi}$  несущественно влияют на  $L_{в\у}$ , так как в одинаковой степени изменяют  $V_{нач.выр\п}$  и  $V_{пос\п}$ , но следует иметь ввиду, что в жаркую погоду при восходящих потоках  $L_{в\у}$  увеличивается значительно.



3 - На  $L_{в\у}$  существенно влияет сдвиг ветра, который не только существенно влияет на расчет, но и увеличивает опасность сваливания.

4 - Влияние  $H_{нач.выр}$  сложно и неоднозначно. Если начать выравнивание на  $H > H_{выр}$ , то это, как правило, приведет к недоле-

ту.

Для  $m_{\text{пос}}=78\text{т}$ ,  $V_{\text{нач.выр}}=330\text{км/час}$ ,  $V_{\text{поспр}}=285\text{км/час}$ ,  
 $(\delta_{\text{з}}=40^\circ, W=0\text{м/с}$ , условия стандартные)  $\rightarrow L_{\text{вУ}}=680\text{м}$

Влияние эксплуатационных факторов.

$$\Delta\delta_{\text{з}}=-10^\circ \quad \rightarrow \quad \Delta L_{\text{вУ}}=140\text{м}$$

$$\Delta W_{\text{попут}}=5\text{м/с} \quad \rightarrow \quad \Delta L_{\text{вУ}}=150\text{м}$$

$$\Delta V_{\text{нач.выр}}=10\text{км/ч} \rightarrow \Delta L_{\text{вУ}}=140\text{м}$$

$$\Delta\alpha_{\text{пос}}=-1^\circ \quad \rightarrow \quad \Delta L_{\text{вУ}}=140\text{м}$$

темп уборки РУД:

$$1) \alpha_{\text{РУД}} \approx \text{const} \quad (P_{\text{дв}} \approx 100\text{кН}) \rightarrow \Delta L_{\text{вУ}}=400\text{м}$$

$$2) \text{МГ} \quad (P_{\text{дв}} \approx 15\text{кН}) \rightarrow \Delta L_{\text{вУ}}=-100\text{м}$$

*Замечания:*

- 1 - Резкая уборка РУД в начале выравнивания незначительно влияет на расчет, но существенно влияет на посадку.
- 2 - Если посадка выполняется с  $\delta_{\text{з}}=0^\circ$  ( $\chi > 20^\circ$ ), то ТНВ надо выносить ( $\approx$  на 500м)

В) ДЛИНА ПРОБЕГА ( $L_{\text{пр}}$ )

$$L_{\text{пр}} = \frac{V_{\text{посп}}^2}{2 \cdot j_{\text{хср}}}$$

$$V_{\text{посп}} = V_{\text{поспр}} \cdot \sqrt{\frac{T_{\text{ф}} \cdot P_{\text{ст}}}{T_{\text{ст}} \cdot P_{\text{ф}}} \pm W \cdot \cos \gamma_B}$$

$$j_{\text{хср}} = \frac{P_{\text{мг}} - X_{\text{а}} - F_{\text{тр}} - mg \cdot \sin(i)}{m}$$

Длина пробега зависит от ...

- $V_{\text{посп}}$  ( $V_{\text{поспр}}$  ( $m_{\text{пос}}$ ,  $\alpha_{\text{пос}}$ ),  $T_{\text{ф}}$ ,  $P_{\text{ф}}$ ,  $W \cdot \cos \gamma_B$ );
- $j_{\text{хср}}$  ( $P_{\text{мг}}$  ( $T_{\text{ф}}$ ,  $P_{\text{ф}}$ ),  $X_{\text{а}}$  (ПЛС),  $F_{\text{тр}}$  (состояние ВПП,  $m_{\text{пос}}$ ),  $m_{\text{пос}}$ , угол наклона ВПП  $i$ ).

Для  $m_{\text{пос}}=86\text{т}$ ,  $V_{\text{пос}}=300\text{км/час}$ ,  $\delta_{\text{з}}=40^\circ$ , тормозной парашют,  $W=0\text{м/с}$ , условия стандартные  $\rightarrow L_{\text{пр}}=1400\text{м}$

Влияние эксплуатационных факторов:

$$\Delta W_{\text{попут}}=4\text{м/с} \rightarrow \Delta L_{\text{пр}}=150\text{м}$$

$$\Delta V_{\text{пос}}=10\text{км/час} (\Delta\alpha=-0.8^\circ) \rightarrow \Delta L_{\text{пр}}=100\text{м}$$

$$\Delta i=-1^\circ \rightarrow \Delta L_{\text{пр}}=100\text{м}$$

$$\text{без тормоз. парашюта} \rightarrow \Delta L_{\text{пр}}\approx 260\div 400\text{м}$$

$$\Delta m_{\text{пос}}=4\text{т} \rightarrow \Delta L_{\text{пр}}=100\text{м}$$

$$\Delta T_{\text{н}}=15^\circ \rightarrow \Delta L_{\text{пр}}=100\text{м}$$

$$\Delta P_{\text{н}}=-20\text{мм.рт.ст} \rightarrow \Delta L_{\text{пр}}=50\text{м}$$

*Замечания:* 1)  $L_{\text{пр}}$  определяется по номограммам в РЛЭ, которые учитывают только часть факторов:  $m_{\text{пос}}$ ,  $T_{\text{ф}}$ ,  $P_{\text{ф}}$ , тормозной парашют и наличие подвесок.

2)  $L_{\text{впппотр}}$  определяется по этой же номограмме

$$L_{\text{впппотр}}=1.2 \cdot (L_{\text{пр}}+550\text{м})$$

3) Наличие льда на ВПП увеличивает  $L_{\text{пр}}$  в 2÷2.5 раза

4) Строго боковой ветер увеличивает  $L_{\text{пр}}$ .

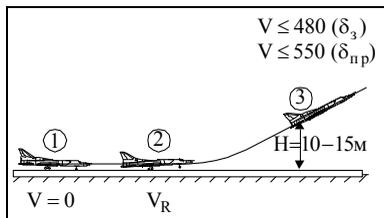
### 3. ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ВЗЛЕТА.

Перед взлетом необходимо знать:  $V_1$  (скорость принятия решения),  $V_R$  (скорость подъема передней стойки),  $V_{\text{отр}}$ ,  $V_2$ ,  $L_p$ ,  $L_{\text{вппфакт}}$ ,  $L_{\text{впппотр}}$ .

1) После получения докладов от членов экипажа и получив разрешение на взлет от РП, КК устанавливает  $\alpha_{\text{руд}}=72^\circ$  одновременно обоим двигателям, а затем  $\alpha_{\text{руд}}=95^\circ$  (поочередно), затем  $\alpha_{\text{руд}}=115^\circ$  (одновременно) и, предупреждая экипаж: "Взлетаю, держать РУД", снимает со стартового тормоза и приступает к разбегу.

Обоснование: Такая методика работы РУД обусловлена простотой контроля за параметрами двигателей.

**Предупреждение:** Если на сухой ВПП на МФР тормоза не держат - взлет прекратить.



Направление выдерживать небольшими, плавными отклонениями педалей (РН, передней стойкой). В исключительных случаях разрешается для выдерживания направления притормаживать одной тележкой шасси.

**Замечание:** Притормаживание осуществляется в том случае, когда полного отклонения РН недостаточно. В этом случае возможно разрушение пневматиков, существенное увеличение  $L_p$  и выкатывание с ВПП.

Штурман докладывает значения скорости в км/час: 200, 250, далее через каждые 20км/час до уборки закрылков, облегчая летчику контролировать скорость ( $V_R$ ,  $V_{отр}$ ).

2) При достижении  $V_R$  ( $V_R = V_{отр} - (30 \div 40 \text{ км/час})$ ) приступить к подъему передней стойки так, чтобы при достижении  $\alpha_{отр} = 8 \div 9^\circ$  скорость возросла до  $V_{отр}$  (темп подъема 3÷4сек). Если при  $\alpha_{отр} = 8 \div 9^\circ$  самолет не отрывается от ВПП, необходимо зафиксировать положение фонарь - горизонт и продолжить разбег до достижения  $V_{отр}$ . Если при  $V = V_{отр}$  самолет не отрывается от ВПП, необходимо увеличить  $v$  до  $8 \div 9^\circ$ .

После отрыва необходимо зафиксировать угол тангажа.

$$v \uparrow \rightarrow \alpha \downarrow \quad v = \alpha \downarrow + \theta \uparrow = \text{const}$$

3) На  $H=10 \div 15m$  КК дает команду ПКК на уборку шасси, закрылков.

По этой команде ПКЭ:

- если  $m_{взл} \leq 110t$  - убирает шасси, закрылки;
- если  $m_{взл} > 110t$  - убирает шасси, а закрылки убирает при достижении  $V=400 \text{ км/час}$  (время уборки закрылков - 20сек, предкрылков - 12сек).

Обоснование:

1 - При  $m_{взл} \leq 110\text{т}$  из-за высокой тяговооруженности происходит интенсивный рост скорости, поэтому уменьшение  $C_{yа}$  при уборке закрылков практически не влияет на величину  $Y_a$  и увеличивает опасность превышения допустимых скоростей по прочности узлов крепления закрылков и предкрылков, а также "опасность" затягивания 1-го разворота.

2 - При  $m_{взл} > 110\text{т}$  уборка закрылков происходит при достижении  $V=400\text{км/час}$ , а не одновременно с уборкой шасси, так как в этом случае набор высоты происходит при малом запасе  $\alpha$  и малой эффективности рулей в области "вторых" режимов.

#### Замечания:

1) В наборе высоты из-за опасности разрушения узлов крепления закрылков и предкрылков запрещается превышать:

- $V=480\text{км/час}$  до полной уборки закрылков;
- $V=550\text{км/час}$  до полной уборки предкрылков.

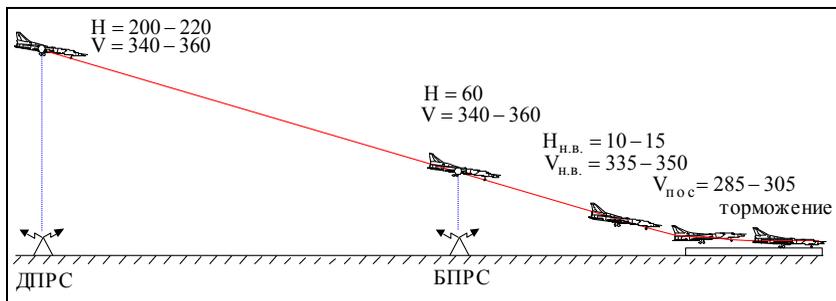
Чтобы этого не произошло необходимо на  $H=10 \div 15\text{м}$  увеличить угол тангажа до  $15 \div 20^\circ$  ( $V_y \approx 15 \div 20\text{м/с}$ )

2) Форсажный режим выключать поочередно: 1 двигатель -  $400\text{км/час}$ , 2-ой двигатель -  $450\text{км/час}$ . Одновременное выключение недопустимо из-за перебалансировки и посадки самолета.

#### 4. ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ПОСАДКИ.

При выполнении посадки необходимо знать:  $V_{нач.выр.}$ ,  $V_{пос}$  ( $W_{пос}$ ),  $L_{пр}$ ,  $L_{ВПП}$  факт,  $L_{ВПП}$  потр.

$$V_{нач.выр.} = V_{пос} + (40 \div 50\text{км/час}) \geq 330\text{км/час}$$



### Особенности посадки.

1 - Резкая работа РУД на выравнивании недопустима, так как приводит к значительному изменению продольного момента из-за влияния подъемной силы воздухозаборников, приводящей к продольной раскачке самолета. Возможна просадка.

2 -  $\alpha_{кас} = 7 \div 8^\circ$ . После касания принудительно опустить переднюю стойку (пока не опущена передняя стойка нельзя выпускать тормозной парашют).

3 - После опускания передней стойки:

⇒ отклонить интерцепторы ( $V \leq 600 \text{ км/час}$ );

⇒ выпустить тормозной парашют ( $V \leq 350 \text{ км/час}$ );

⇒ приступить к торможению ( $V \leq 300 \text{ км/час}$ ).

*Замечание:* При  $m \leq 78 \text{ т}$  тормозной парашют может не применяться.

### 5. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ВЗЛЕТА С БОКОВЫМ ВЕТРОМ.

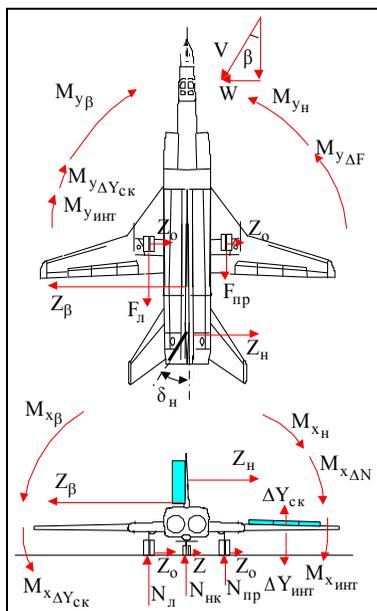
Максимальная допустимая боковая составляющая скорости ветра 12 м/с.

$$M_{x\beta} + M_{x_H} + M_{x_{\Delta N}} + M_{x_{\text{инт}}} + M_{x_{\Delta Y_{ск}}} = 0 \quad (\text{условие } \gamma = 0)$$

$$M_{y\beta} + M_{y_H} + M_{y_{\Delta F}} + M_{y_{\text{инт}}} + M_{y_{\Delta Y_{ск}}} = 0 \quad (\text{условие прямолинейного разбега})$$

$$Z_{\beta} + Z_{P_H} + \sum Z_o = 0 \quad (\text{условие отсутствия юза})$$

### Техника выполнения.



1) При  $W_{90^\circ} \leq 5 \text{ м/с}$  особенностей на взлете нет.

2) При  $W_{90^\circ} > 5 \text{ м/с}$  необходимо существенное отклонение педали.

3) Взлет с  $W_{90^\circ} > 12 \text{ м/с}$  опасен: полного отклонения педалей не хватает для поддержания направления, приходится тормозить (возможно разрушение пневматика, увеличивается опасность юза).

При подъеме передней стойки шасси необходимо отклонить штурвал на ветер.

$$W_{90^\circ} = 12 \text{ м/с} \rightarrow \varphi_{\text{штурв}} = 30 \div 40^\circ$$

Отклонение должно быть таким, чтобы отрыв произошел одновременно с 2-х основных стоек шасси.

**Замечание:** При отклонении штурвала работает перекрестная связь к РН, поэтому потребная "дача ноги" по ветру увеличивается.

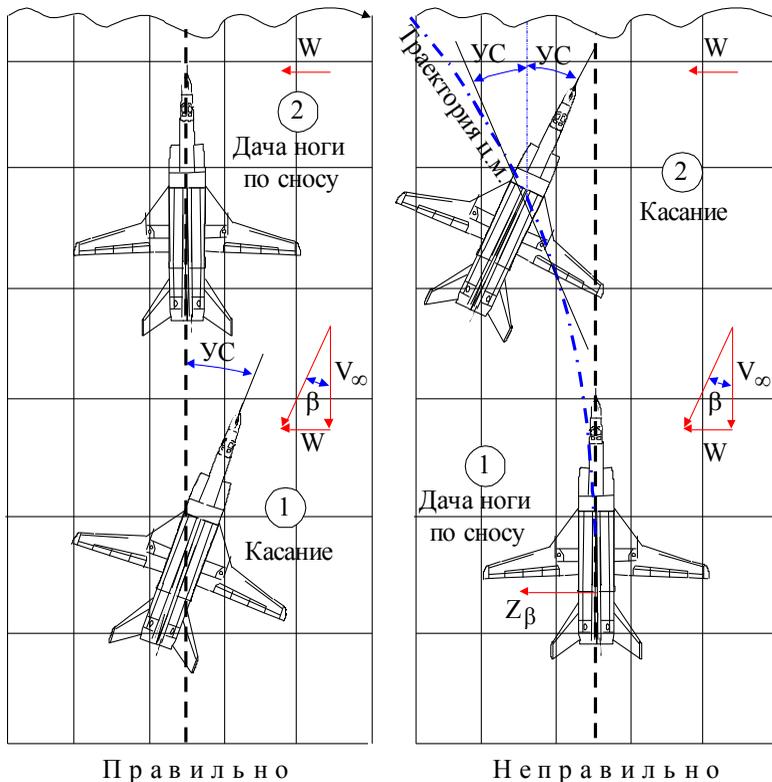
4) При  $W_{90^\circ} > 10 \text{ м/с} \rightarrow \Delta V_{\text{отр}}^{\uparrow} = 10 \div 15 \text{ км/час}$ : необходимо скорость подъема передней опоры ( $\Delta V_R$ ) увеличить на  $10 \div 15 \text{ км/час}$  (для увеличения эффективности рулей и уменьшения вероятности юза).

5) После отрыва борьба со сносом осуществляется упреждением в курсе.

## 6. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОСАДКИ С БОКОВЫМ ВЕТРОМ.

1) Борьба со сносом осуществляется упреждением в курсе.

- 2)  $V_{\text{нач.выр.}} \uparrow$ ,  $V_{\text{пос}} \uparrow$  на 10км/час.
- 3) Посадка осуществляется на две основные стойки с углом сноса.
- 4) После приземления дать ногу "по сносу" - развернуть самолет по ВПП. Опустить переднюю стойку.



### Проблемные вопросы:

1. Какие рекомендации по подъему передней стойки можно предложить при взлете с массой 124т и  $t_{\text{НВ}}=35^{\circ}\text{C}$ .
2. Ваши рекомендации при выполнении посадки с центровкой  $\bar{x}_T < 23\% \text{САХ}$ .

3. Влияет ли на длину разбега (пробега) строго боковой ветер на взлете (на пробеге) ?
4. Почему отклонение "штурвала на ветер" с началом разбега усложняет выдерживание направления ?

### Типовые задачи:

1. Определить максимальный взлетный вес самолета, если  $P=730\text{мм.рт.ст.}$ ,  $t_{\text{нв}}=30^{\circ}\text{C}$ , ветер попутный  $3\text{м/с}$ , длина ВПП  $2900\text{м}$ , взлет выполняется без внешних подвесок.
2. Определить длину разбега и скорость начала подъема передней опоры на взлете, если  $P=730\text{мм.рт.ст.}$ ,  $t_{\text{нв}}=30^{\circ}$ , штиль, взлет выполняется без внешней подвески, взлетная масса  $110\text{т}$ .
3. Определить длину разбега боевого самолета при взлетной массе  $100\text{т}$  без подвесок, если атмосферные условия стандартные, а средний угол наклона ВПП  $+3^{\circ}$ .
4. Какое решение должен принять командир корабля при отказе двигателя на скорости  $300\text{км/час}$  ( $m=100\text{т}$ ,  $P=730\text{мм.рт.ст.}$ ,  $t_{\text{нв}}=30^{\circ}\text{C}$ ,  $L_{\text{ВПП}}=2900\text{м}$ ,  $\Delta L_{\text{КПВ}}=500\text{м}$ ,  $\Delta L_{\text{ВЫР}}=50\text{м}$ , без подвесок).
5. Определить скорость в точке начала выравнивания, посадочную скорость, длину пробега и потребную длину ВПП при посадке боевого самолета в стандартных условиях без подвесок. Посадочная масса  $75\text{т}$ .
6. Определить потребную длину ВПП и скорость в точке начала выравнивания при посадке боевого самолета в стандартных условиях с подвесками под крылом,  $m_{\text{ПОС}}=78\text{т}$ .
7. Определить максимальный посадочный вес боевого самолета, если  $P=730\text{мм.рт.ст.}$ ,  $t_{\text{нв}}=30^{\circ}$ , ветер попутный  $2\text{м/с}$ , длина ВПП  $2900\text{м}$ , посадка выполняется с подвесками под крылом.

## V. МАНЕВРЕННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА.

$$n_{\text{y}}^{\text{э(теор)}}=2.7 \rightarrow m=124\text{т}, m=90\text{т} \rightarrow n_{\text{y}}^{\text{э(теор)}}=\frac{124}{90} \cdot 2.5 \approx 3.5!$$

### 1. ХАРАКТЕРИСТИКИ РАЗГОНА И ТОРМОЖЕНИЯ.

К основным характеристикам разгона относятся:

- $t_p = \frac{V_2 - V_1}{j_{xcp}} = \frac{V_2 - V_1}{g \cdot n_{xcp}} \quad \frac{dV}{dt} = j_x = g(n_x - \sin\theta)$ , где  $\sin\theta=0$ ;
- $L_p = V_{cp} \cdot t_p = \frac{V_2 + V_1}{2} \cdot t_p = \frac{V_2^2 - V_1^2}{2 \cdot g \cdot n_{xcp}}$  ;
- $m_{Tp} = \frac{Q_ч \cdot t_p}{3600}$  [кг] .

Перечисленные характеристики являются частными критериями маневренности, но все они зависят от  $n_x$ . Поэтому  $n_x$  является обобщенным критерием маневренности.

#### Влияние эксплуатационных факторов.

$$n_{xcp} = \frac{(P_p - X_a)}{mg}$$

$t_H \uparrow$	$\rightarrow$	$P_p \downarrow$	$\rightarrow$	$n_{xcp} \downarrow$
$m_{пол} \uparrow$	$\rightarrow$	$X_a \uparrow$	$\rightarrow$	$n_{xcp} \downarrow$
$H \uparrow$	$\rightarrow$	$P_p \downarrow$	$\rightarrow$	$n_{xcp} \downarrow$
$ПЛС \uparrow$	$\rightarrow$	$X_a \uparrow$	$\rightarrow$	$n_{xcp} \downarrow$

Основные характеристики можно определить двумя способами:

1) по номограммам (РЛЭ) ...

$H=11\text{км}$ ,  $m=100\text{т}$ ,  $t_{НВ}=15^\circ\text{C}$ ,  $P_H=760\text{мм.рт.ст}$ ,  $ПЛС=320$ ,  
 $M=0.8 \rightarrow 2$ :  $t_p=10\text{мин}$ ,  $L_p=260\text{км}$   $\Delta m_T=13\text{т}$

Недостатки: - графики только для  $H=11\text{км}$   
 - расчет только для  $ПЛС=320 \div 340$  и  $t_{НВ}=15^\circ\text{C}$

2) теоретически (по формулам).

Определим для тех же условий:

а)  $H=11\text{км}$ ,  $m=100\text{т}$ ,  $M=0.8 \rightarrow V=M \cdot a=237\text{м/с}$

$a=340-4 \cdot H$ , где  $H$  в [км]

$$V_{\text{пр}} = V \cdot \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}} = 128 \text{ м/с} = 460 \text{ км/час}$$

$$C_{y_a} = 0.6$$

По поляре, зная  $C_{y_a}$ , определяем  $C_{x_a}$  и находим

$$K = 10 \quad X_a = \frac{mg}{K} = 100 \text{ кН}$$

По кривым Н.Е. Жуковского для  $V_{\text{пр}} = 460 \text{ км/час}$  и  $H = 11 \text{ км}$  определяем  $P_p = 190 \text{ кН}$ .

$$\text{б) } M = 2, H = 11 \text{ км}, m = 100 \text{ т} \rightarrow V = 592 \text{ м/с}, V_{\text{пр}} = 350 \text{ м/с}$$

$$X_a = 476 \text{ кН} \quad P_p = 490 \text{ кН}.$$

$$\text{в) } n_{x_{\text{ср}}} = \frac{\frac{P_{p1} + P_{p2}}{2} - \frac{X_{1a} + X_{2a}}{2}}{mg} = 0.052$$

$$\text{г) } t_p = \frac{V_2 - V_1}{j_{x_{\text{ср}}}} = \frac{V_2 - V_1}{g \cdot n_{x_{\text{ср}}}} \approx 10 \text{ мин}$$

$$\text{д) } L_p = V_{\text{ср}} \cdot t_p \approx 260 \text{ км}$$

$$\text{е) } \Delta m_T = Q \cdot t_p \approx 13 \text{ т}$$

### Особенности пилотирования при разгоне в области трансзвуковых скоростей.

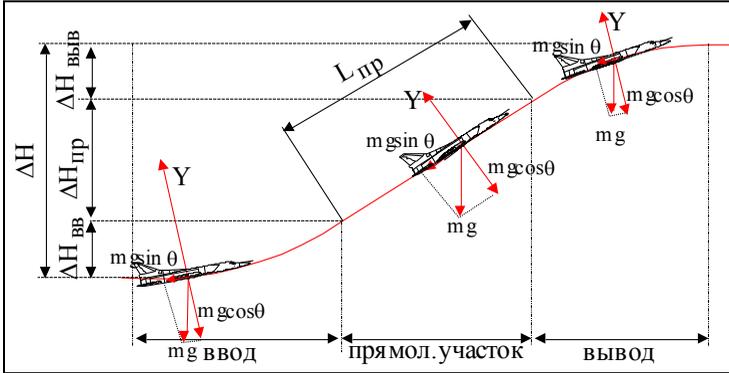
- 1 -  $M = 0.9 \div 1$  проявляется неустойчивость по скорости: затягивание в пикирование при разгоне и кабрирование при торможении. Поэтому в этом диапазоне маневр с  $n_y > 0.2$  запрещен !
- 2 -  $M = 0.95 \div 1.1$  скачкообразное изменение параметров барометрических приборов  $\Delta H = 400 \div 500 \text{ м}$  и  $V_y = +50 \text{ м/с}$  (влияние скачков уплотнения на ПВД, влияние местных СЗЗ).
- 3 -  $M = 1.08 \div 1.24$  для выдерживания ГП необходимо выдерживать по ВАР  $V_y = -(5 \div 7) \text{ м/с}$ .
- 4 -  $M > 1$  в мирное время полет разрешается на  $H \geq 11 \text{ км}$ .

## 2. МАНЕВРИРОВАНИЕ САМОЛЕТА ПО КРИВОЛИНЕЙНЫМ

### ТРАЕКТОРИЯМ.

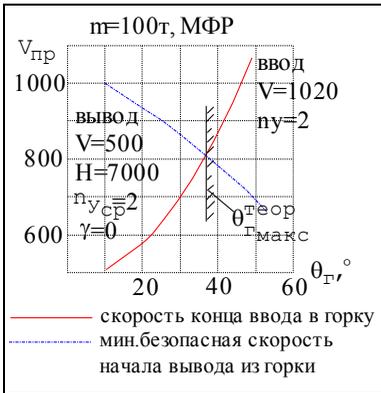
**А) ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ РАСЧЕТА ГОРКИ.**

Горка - фигура пилотажа, при выполнении которой самолет набирает высоту по прямолинейной траектории с потерей скорости.



Классификация:

1. Пологая ( $\theta \leq 45^\circ$ ).
2. Крутая ( $\theta > 45^\circ$ ).



$$\Delta H_{\Gamma} = \frac{V_{ВВ}^2 - V_{ВЫВ}^2}{2g} - \text{эта формула неприемлема.}$$

Расчет параметров выполняется методом последовательного приближения по формуле:

$$\Delta H_{\Gamma} = \frac{V_{ВВ}^2 - V_{ВЫВ}^2}{2 \cdot g \cdot \left( 1 - \frac{\Delta P_{ср}}{mg \cdot K_{\theta} \cdot \sin \theta} \right)}, \quad \text{где}$$

$K_{\theta}$  - коэффициент траектории

$$(\theta = 20^\circ \ K_{\theta} = 0.85, \ \theta = 30^\circ \ K_{\theta} = 0.75)$$

$\Delta P_{ср}$  определяется по кривым Н.Е. Жуковского

Порядок выполнения расчета.

1-ое приближение:  $V_{\text{ВЫВ}} = V_{\text{ВЫВпр}}$ . По кривым Н.Е. Жуковско-го определяем  $\Delta R_{\text{СР}}$ . Находим  $H_1 = H_{\text{ВВ}} + H_{\Gamma 1}$ -го приближения

2-ое приближение: Для  $H_1$  определяем  $V_{\text{ВЫВ}} = V_{\text{ВЫВпр}} \cdot \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}}$  и

$\Delta R_{\text{СР}}$  (для  $H_1, V_{\text{ВЫВ}}, V_{\text{ВВ}}$ ). Находим  $H_2 = H_{\text{ВВ}} + H_{\Gamma 2}$ -го приближения

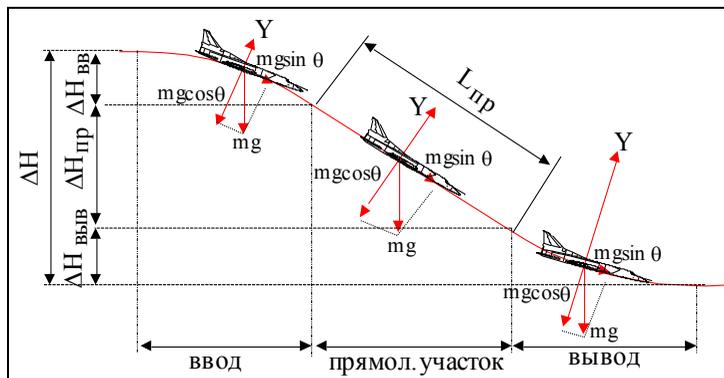
3-ье приближение: Для  $H_2$  определяем  $V_{\text{ВЫВ}} = V_{\text{ВЫВпр}} \cdot \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}}$  и

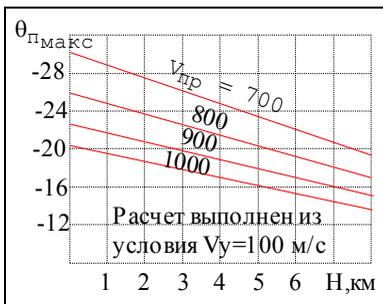
$\Delta R_{\text{СР}}$  (для  $H_2, V_{\text{ВЫВ}}, V_{\text{ВВ}}$ ) и так далее производим расчет до заданной точности.

**Замечание:** Методика расчета параметров горки и пикирования изложены в курсовой работе.

### Б) ОСОБЕННОСТИ ПИКИРОВАНИЯ.

Пикирование - фигура пилотажа при выполнении которой самолет снижается по прямолинейной траектории с увеличением скорости.



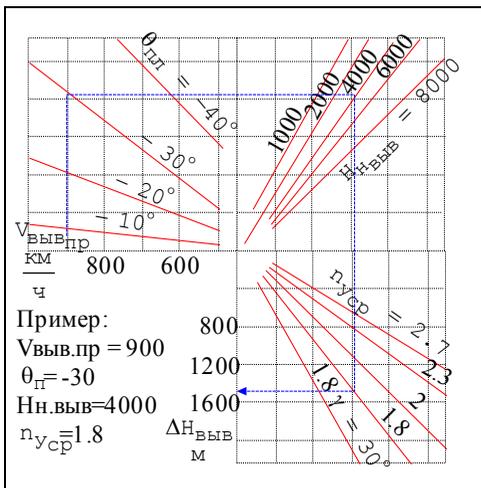


1) При выполнении пикирования необходимо следить, чтобы  $V_y \leq 100 \text{ м/с}$  (по прочности топливных баков) и  $V_{сн} \leq V_{нм}$ .

2) При выводе из пикирования (особенно на малых высотах) необходимо учитывать просадку самолета, которую можно определить по номограммам.

3) Выпуск интерцепторов увеличивает  $S_{x0}$  в 2.5 раза, но необходимо помнить об ограничении:

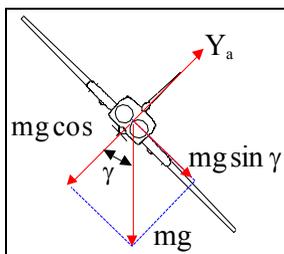
$V_{\text{макс. доп. инт}} = 600 \text{ км/час}$   
Поэтому при выпуске интерцепторов скорость снижения должна быть не более 600 км/час.



## В) ГРАНИЦЫ ПРАВИЛЬНЫХ

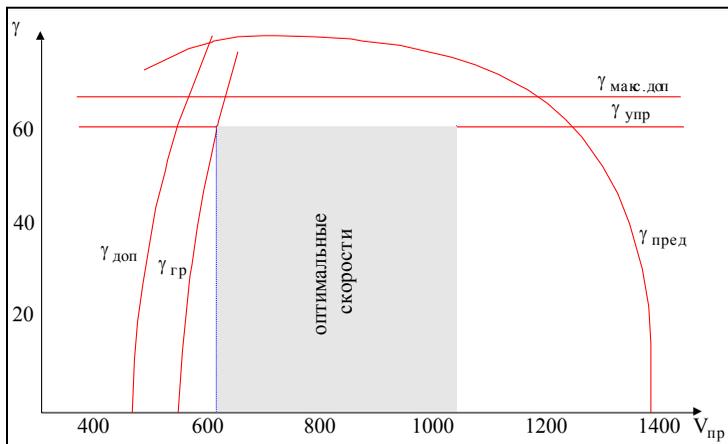
### ВИРАЖЕЙ.

Вираж - фигура пилотажа в горизонтальной плоскости, при выполнении которой самолет разворачивается на  $360^\circ$  с постоянным или переменным радиусом кривизны.



### Классификация виражей:

1. Правильные ( $\beta = 0$ ), неправильные ( $\beta \neq 0$ ).
2. Установившиеся ( $V = \text{const}$  и  $\gamma = \text{const}$ ), неустановившиеся.
3. Мелкие ( $\gamma \leq 45^\circ$ ), глубокие ( $\gamma > 45^\circ$ ).



### Граница по $C_{y\text{доп}}$

определяется из условия не выхода на режим опасных аэродинамических явлений.

$$\gamma_{\text{доп}} = \arccos \frac{1}{n_{\text{удоп}}}$$

$$n_{\text{удоп}} = \frac{C_{y\text{доп}}}{C_y} = \frac{C_{y\text{доп}} \rho_0 V_{\text{пр}}^2 S}{2 \cdot mg}$$

$V_{\text{пр}}$  → для  $H_{\text{зад}}$  определяем  $M \rightarrow C_{y\text{доп}} \rightarrow n_{\text{удоп}} \rightarrow \gamma_{\text{доп}}$

$H=2\text{км}$ ,  $m=100\text{т}$ ,  $\chi=65^\circ$ ,  $V_{\text{пр}}=500\text{км/ч}$ ,

$C_y=0.46$ ,  $C_{y\text{доп}}=0.7$

$n_{\text{удоп}}=1.38$ ,  $\gamma_{\text{доп}}=43.6^\circ$

### Граница по располагаемой тяге

$$P_p = C_{x_0} \cdot \rho_0 \cdot \frac{V_{\text{пр}}^2}{2} \cdot S + \frac{2 \cdot A \cdot (mg)^2}{\rho_0 \cdot V_{\text{пр}}^2 \cdot S} \cdot n_{\text{упред}}^2,$$

$n_{\text{упред}}$  - нормальная предельная перегрузка по тяге (это перегрузка, при которой располагаемая тяга уравновешивает лобовое сопротивление самолета).

$$n_{\text{упред}} = \sqrt{\frac{\Delta P_{\text{изб}}}{2A \cdot (mg)^2} \cdot \rho_0 \cdot V_{\text{пр}}^2 \cdot S + 1},$$

$$\cos \gamma_{\text{пред}} = \frac{1}{n_{\text{упред}}} \quad \gamma_{\text{пред}} = \arccos \left( \frac{1}{n_{\text{упред}}} \right)$$

### Граница по прочности

Определяется из условия не превышения  $n_y^{\text{э}}$  (из условия прочности) .

$$\cos \gamma_{\text{макс. доп}} = \frac{1}{n_y^{\text{э}}}$$

$$n_y^{\text{э}} = 2.5 \quad (\chi = 65^\circ) \quad \gamma_{\text{макс. доп}}^{\text{теор}} = \arccos \left( \frac{1}{n_y^{\text{э}}} \right) = 66.42^\circ$$

### Граница по управляемости

$$\cos \gamma_{\text{упр}} = \frac{1}{n_{\text{уупр}}}$$

За предельную перегрузку по управляемости  $n_{\text{уупр}}$  принимается такая перегрузка, при которой подключается активная система безопасности.

$$n_{\text{уупр}} = 1.82 \quad (\chi = 65^\circ \text{ "Торсион"}) \quad \rightarrow \quad \gamma_{\text{упр}}^{\text{теор}} = 56.67^\circ$$

#### *Замечания:*

- 1 - Летчик выдерживает крен с точностью 10±15%, поэтому рассчитанные теоретические граничные крены необходимо уменьшить на 12.5%.
- 2 - В области II режимов пилотирование затруднено, поэтому на график границ правильных виражей наносится граница I и II режимов полета.
- 3 - Выполнение виражей (разворотов) допускается на скоростях, которые располагаются правее границы по Судоп.

Для  $H=8\text{км}$ ,  $m=100\text{т}$ :

$$\gamma=35^\circ \quad V_{\text{пр}} \geq 480 \text{ км/час.}$$

$$\gamma=45^\circ \quad V_{\text{пр}} \geq 540 \text{ км/час.}$$

$$\gamma=50^\circ \quad V_{\text{пр}} \geq 600 \text{ км/час.}$$

### Г) ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ВИРАЖЕЙ И РАЗВОРОТОВ.

В учебных целях виражи и развороты рекомендуется выполнять на дозвуковых скоростях при  $\chi=30^\circ$  на высотах до 8000 м:

- при двух работающих двигателях с  $\gamma=30^\circ$  и  $45^\circ$  на  $V_{рек}=500+600\text{км/час}$ ;
- при одном задросселированном двигателе с  $\gamma=30^\circ$   $V_{рек}=500+600\text{км/час}$ ;

#### Замечания:

1) Рекомендуемые скорости, примерно, соответствуют наиболее выгодным скоростям (наименьшее лобовое сопротивление).

2) При выборе скоростей (из рекомендуемых) следует учитывать, чем больше  $m$  и  $\gamma$ , тем больше должна быть скорость.

#### Проблемные вопросы:

1. Зависит ли высота, теряемая за вывод из пикирования, от массы самолета.
2. Если при выполнении виража штурвал по крену находится точно в нейтральном положении имеется ли при этом скольжение и если имеется, то на какое полукрыло: поднятое или опущенное.
3. Где величина  $n_y$  больше на спирали или на вираже ( $\gamma=\text{const}$ ).
4. Равны ли скорости сваливания на спирали и на вираже при одном и том же крене.
5. На прямолинейном участке горки летчик выдерживает постоянным угол тангажа, изменяется ли при этом угол атаки и угол наклона траектории.

#### Решить самостоятельно:

Определить время разворота самолета на  $180^\circ$ , если крен равен  $\gamma=20+1.5 \cdot N^{\pi}/\pi [^\circ]$ ,  $M=2.15-0.05 \cdot N^{\pi}/\pi$ , высота полета  $H=10-0.3 \cdot N^{\pi}/\pi [\text{км}]$

## VI. ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА.

Техническая дальность - максимальное расстояние, которое может пролетать самолет от взлета до посадки

с полной выработкой топлива в стандартных атмосферных условиях на оптимальных режимах.

Практическая дальность - дальность полета самолета при заданном профиле и режиме полета с заданной боевой нагрузкой, с учетом всех необходимых запасов и расходов топлива.

При расчете дальности и продолжительности необходимо учитывать:

- $m_{\text{макс}}=54\text{т}$ ;
- расход топлива на запуск, прогрев, опробование, руление составляет примерно 1.5т;
- гарантийный технический запас (разброс параметров самолета и двигателей) равен 5%;
- навигационный запас (ветер, температура...) равен 5%;
- невырабатываемый остаток топлива 360кг;
- расход топлива за полет по кругу 1.1+1.5т.

*Замечание:* При полете на дозвуковых скоростях общий запас топлива должен быть не менее 5+10%, а на сверхзвуковых - не менее 15%.

## 1. ЧАСОВОЙ И КИЛОМЕТРОВЫЙ РАСХОДЫ ТОПЛИВА И ИХ ЗАВИСИМОСТЬ ОТ СКОРОСТИ И ВЫСОТЫ ПОЛЕТА.

Часовой расход - масса топлива, расходуемая на 1 час полета.

$$Q_{\text{ч}} = C_{\text{уд}} \cdot X_{\text{а}} \quad (Q_{\text{ч}} = 6 + 100\text{т/час})$$

Километровый расход - масса топлива, расходуемая на 1 километр пути.

$$q = \frac{Q_{\text{ч}}}{V_{\text{п}}} = \frac{C_{\text{уд}} \cdot X_{\text{а}}}{V_{\text{п}}}, \quad \text{где}$$

$V$  -путевая скорость полета.

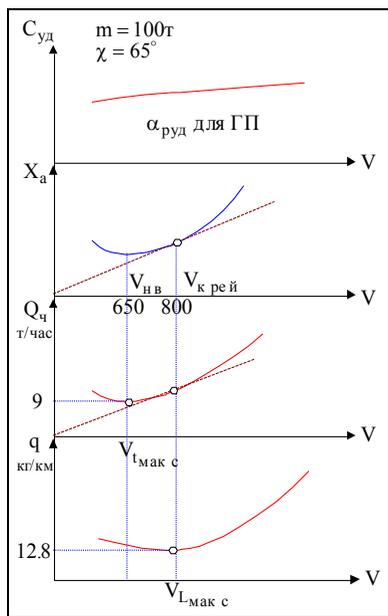
Для упрощения расчетов дальности и продолжительности полетов используются понятия:

Показатель лобового сопротивления (ПЛС) - условная величина, количественно характеризующая безындуктивную часть лобового сопротивления.

$$\text{ПЛС} = 17000 \cdot C_{\text{х}0\text{а}}$$

Определитель километрового расхода топлива (ОКРТ) – условная величина, являющаяся обобщенным показателем километрового расхода топлива, количественно характеризующая полное (равное сумме  $X_{0a}$  и  $X_{инд}$ ) лобовое сопротивление самолета в установившемся прямолинейном горизонтальном полете, а следовательно, и потребную тягу силовой установки.

$$ОКРТ = 2000 \cdot C_{x_a}$$



### Анализ:

1) Максимальная продолжительность полета достигается на скорости близкой к наивыгоднейшей

$$Q_{ч_{мин}} = (C_{уд} \cdot X_a)_{мин}$$

$$C_{уд} \approx \text{const (см. рисунок)}$$

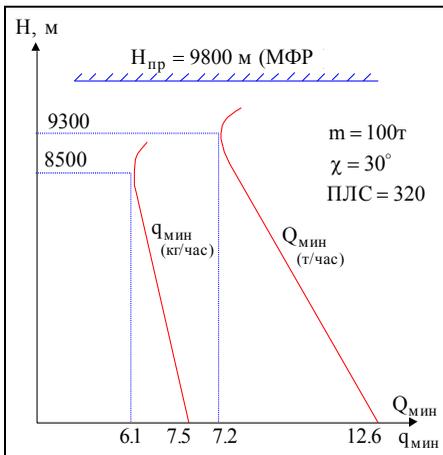
$$Q_{ч_{мин}} \rightarrow X_{мин a} \rightarrow V_{нв}$$

2) Максимальная дальность полета достигается на скорости близкой к  $V_{кр}$

$$q_{мин} = \frac{Q_{ч}}{V} = C_{уд} \cdot \left( \frac{X_a}{V} \right)_{мин} \rightarrow V_{кр}$$

3) На сверхзвуковых скоростях (форсажные режимы работы двигателя)

$$C_{уд} \uparrow \uparrow, X_a \uparrow \uparrow, Q_{ч} \uparrow \uparrow, q \uparrow \uparrow.$$



### Анализ:

1) На  $H < H_{\text{опт}}^Q$  при увеличении высоты полета минимальный часовой расход топлива уменьшается, так как:

$$- X_{\text{мин}a} \approx \text{const}$$

$$- n_{\text{дв}} \uparrow (n_{\text{дв}} < n_{\text{двкр}}) \rightarrow C_{\text{уд}} \downarrow$$

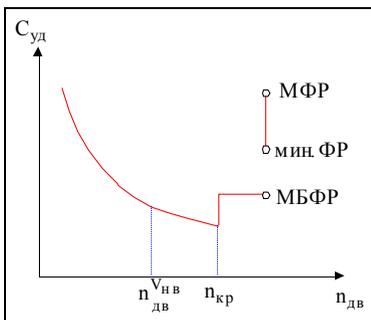
$$- T_H \downarrow \rightarrow C_{\text{уд}} \downarrow$$

2) На  $H > H_{\text{опт}}^Q$  при увеличении высоты полета минимальный часовой расход топлива увеличивается, так как:

$$- n_{\text{дв}} \uparrow (n_{\text{дв}} > n_{\text{двкр}}) \rightarrow C_{\text{уд}} \uparrow$$

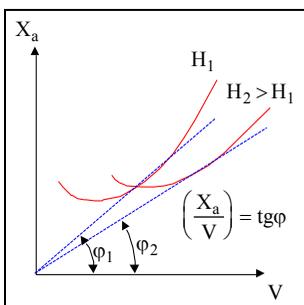
- проявление сжимаемости приводит к:  $K \downarrow \rightarrow X_{\text{мин}a} \uparrow$

3) На  $H < H_{\text{опт}}^Q$  ( $n_{\text{дв}} < n_{\text{двкр}}$ ) при увеличении высоты полета минимальный километровый расход топлива уменьшается, так как:



$$Q_{\text{мин}} \downarrow \downarrow = C_{\text{уд}} \downarrow \cdot \left( \frac{X_a}{V} \right)_{\text{мин}} \downarrow$$

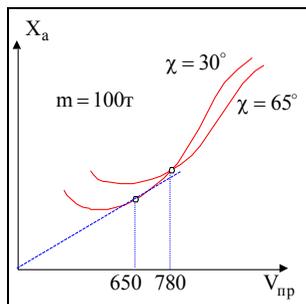
4) На  $H > H_{\text{опт}}^Q$  ( $n_{\text{дв}} > n_{\text{двкр}}$ ) при увеличении высоты полета минимальный километровый расход топлива увеличивается по тем же причинам, что и минимальный часовой расход топлива.



## 2. Влияние эксплуатационных факторов на часовой и

## КИЛОМЕТРОВЫЙ РАСХОДЫ ТОПЛИВА.

### А) ВЛИЯНИЕ СТРЕЛОВИДНОСТИ.



1) На дозвуковых скоростях при увеличении стреловидности:

$\chi \uparrow \rightarrow K_{\max} \downarrow \rightarrow Q_{\min} \uparrow \rightarrow$  время максимальной продолжительности полета уменьшается.

2) На дозвуковых скоростях  $Q_{\min}$  достигается при  $\chi=30^\circ$ :

$$\left(\frac{X_a}{V}\right)_{\chi=30^\circ} < \left(\frac{X_a}{V}\right)_{\chi=65^\circ}$$

На больших приборных скоростях ( $V > 800$  км/час,  $m=100$  т) полеты выгоднее выполнять при  $\chi=65^\circ$ :

- $Q_{\min}^{\chi=30^\circ} > Q_{\min}^{\chi=65^\circ}$ ;
- $V_{\text{мм}} \uparrow$  ( $V_{\text{мм}}^{\chi=30^\circ} = 780$  км/час,  $V_{\text{мм}}^{\chi=65^\circ} = 1020$  км/час);
- увеличивается запас по  $\Delta n_{\text{болтанки}}$  ...

3) При увеличении высоты минимальный километровый расход топлива уменьшается (до  $H_{\text{опт}}^q$ ), но в большей степени он уменьшается при  $\chi=30^\circ$  (по сравнению с  $\chi=65^\circ$ ):

$$H=0 \text{ км: } Q_{\min}^{\chi=30^\circ} \approx Q_{\min}^{\chi=65^\circ} \approx 13 \text{ кг/км}$$

$$H=9 \text{ км: } Q_{\min}^{\chi=30^\circ} = 7.2 \text{ кг/км, } Q_{\min}^{\chi=65^\circ} = 9.2 \text{ кг/км}$$

### Б) ВЛИЯНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ.

1) При  $T_n \uparrow \rightarrow Q_{\min} \uparrow$ , так как  $C_{\text{уд}} \uparrow \sim \sqrt{T_n} \uparrow$

$$\Delta T_n = +10^\circ\text{C} \rightarrow \Delta Q_{\text{ч}} = 2\%$$

2) При  $T_n \uparrow$  (на дозвуковых скоростях полета)  $\rightarrow Q_{\min} \dots$

- если летчик выдерживает  $M = \text{const}$  или  $V_{\text{пр}} = \text{const}$ , то тогда  $Q_{\min}$  практически не изменяется;

- если летчик выдерживает  $V = \text{const}$  -  $Q_{\min}$  увеличивается пропорционально  $\sqrt{T_n} \uparrow$

$$\Delta T_n = +10^\circ\text{C} \rightarrow \Delta Q_{\min} = 2\%$$

**Замечание:** При полете на сверхзвуковых скоростях (форсажные режимы) при увеличении  $T_H$  дальность полета существенно уменьшается:

$$\Delta T_H = +10^\circ\text{C} \rightarrow \Delta q_{\text{МИН}} = (4 \div 6) \%$$

**В) ВЛИЯНИЕ МАССЫ И ВНЕШНИХ ПОДВЕСОК.**

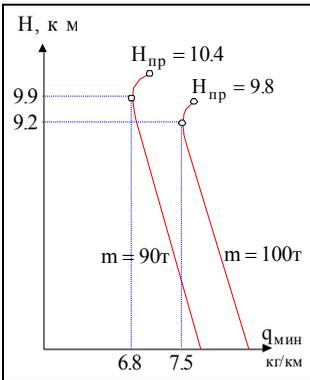
$m \uparrow \rightarrow X_{\text{Инда}} \uparrow \rightarrow X_a \uparrow$  (кривая  $X_a$  смещается вверх и вправо)  
 $\rightarrow q \uparrow, Q_{\text{ч}} \uparrow (V_{\text{НВ}} \uparrow, V_{\text{кр}} \uparrow)$

Наличие подвесок  $\rightarrow X_{\text{оа}} \uparrow \rightarrow X_a \uparrow$  (кривая  $X_a$  смещается вверх и влево)  
 $\rightarrow q \uparrow, Q_{\text{ч}} \uparrow (V_{\text{НВ}} \downarrow, V_{\text{кр}} \downarrow)$

Расчет  $q$  и  $Q_{\text{ч}}$  для различных  $m$  и ПЛС выполняется по графикам "Руководства по расчету дальности и продолжительности".

**3. ПОЛЕТ ПО ПОТОЛКАМ**

- полет на оптимальных высотах с учетом изменения массы самолета за счет выработки топлива, обеспечивающий  $q_{\text{МИН}}$ .



При выполнении полета по потолкам летчик должен выполнять два условия:

$$1 - mg = Y_a = 0.7 \cdot C_{y_a} \cdot P_H \cdot M^2 \cdot S$$

$$2 - q_{\text{МИНМИН}} = C_{\text{удМИН}} \cdot \left( \frac{m_{\text{пол}} \cdot g}{K \cdot M \cdot a} \right)_{\text{МИН}}$$

$$\bar{q}_{\text{МИН}} = \frac{q_{\text{МИНМИН}}}{m_{\text{пол}}} = C_{\text{удМИН}} \cdot \left( \frac{g}{K \cdot M \cdot a} \right)_{\text{МИН}} = \text{const}$$

Определим закон пилотирования самолета по потолкам, который обеспечивает выполнение вышеуказанных условий.

1) Пусть  $P_H = \text{const}$  ( $H = \text{const}$ ),  $M = \text{const}$ ,  $C_{y_a} = \text{var}$

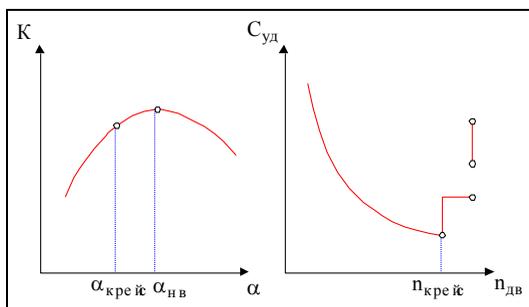
$$\begin{aligned} \text{При } m \downarrow &\rightarrow C_{ya} \downarrow : \\ &- \alpha \downarrow \rightarrow K \downarrow \rightarrow Q_{\text{МИН}} \uparrow \\ &- X_a \downarrow \rightarrow n_{\text{ДВ}} \downarrow \rightarrow C_{\text{УД}} \uparrow \rightarrow Q_{\text{МИН}} \uparrow \end{aligned}$$

2) Пусть  $P_H = \text{const}$  ( $H = \text{const}$ ),  $C_{ya} = \text{const}$ ,  $M = \text{var}$

$$\begin{aligned} \text{При } m \downarrow &\rightarrow C_{ya} \downarrow : \\ &- \alpha \downarrow \rightarrow M \downarrow \rightarrow Q_{\text{МИН}} \uparrow \\ &- X_a \downarrow \rightarrow n_{\text{ДВ}} \downarrow \rightarrow C_{\text{УД}} \uparrow \rightarrow Q_{\text{МИН}} \uparrow \end{aligned}$$

3) Пусть  $C_{ya} = \text{const}$  ( $\alpha = \text{const}$ ),  $M = \text{const}$ ,  $P_H = \text{var}$

$$\text{При } m \downarrow \rightarrow P_H \downarrow (H \uparrow) \rightarrow Q_{\text{МИН}} = \text{const}$$



### Выводы:

1) Для выполнения полета по потолкам летчик должен набрать  $H_{\text{опт}}$  ( $H$  начала полета по потолкам), перевести самолет в ГП и установить  $M = \text{const}$ ,  $n_{\text{крейс}}$ .

2) По мере выработки топлива при  $n_{\text{ДВ}} = \text{const}$  и  $M = \text{const}$ , появляется избыток тяги и самолет переходит в набор высоты с очень малым  $\theta$  ( $V_y \approx 500 \text{ м/час}$  на дозвуковых скоростях и  $V_y \approx 2000 \text{ м/час}$  на сверхзвуковых скоростях).

### Определение высоты полета по потолкам.

$$m_{\text{пол}} \cdot g = 0.7 \cdot C_{ya} \cdot P_H \cdot M^2 \cdot S \quad - \quad \text{умножим на } \frac{P_0}{P_H \cdot g}$$

$$m_{\text{пол}} \cdot \frac{P_0}{P_H} = 0.7 \cdot C_{ya} \cdot P_0 \cdot \frac{M^2}{g} \cdot S = m_{\text{прив}}$$

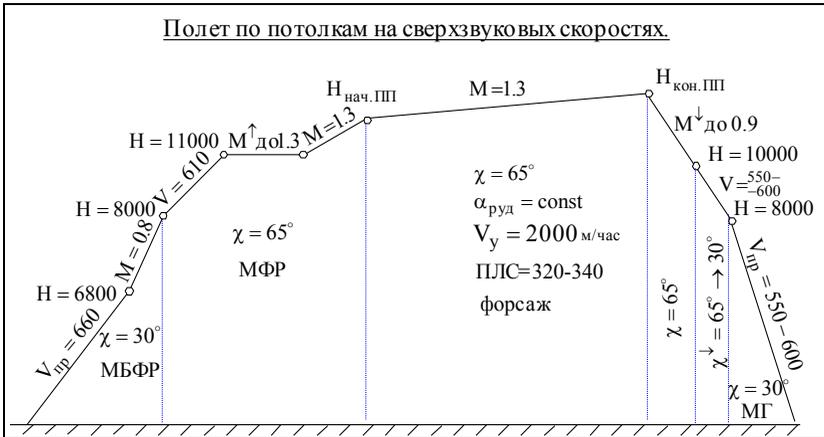
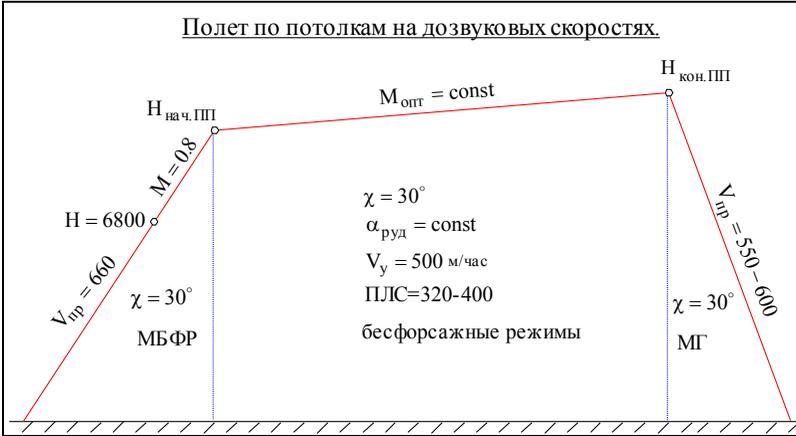
При полете по потолкам  $m_{\text{прив}}^{\text{пп}} = \text{const}$  ( $m_{\text{прив}}^{\text{пп}}$  зависит от  $\chi$  и ПЛС)). Зная  $m_{\text{прив}}^{\text{пп}}$  легко определить высоту полета по потолкам:

$$P_H^{\text{пп}} = \frac{m_{\text{пол}}}{m_{\text{прив}}} P_0 \rightarrow \text{определяем } H$$

### Характеристики полета по потолкам.

ПЛС	$\chi$	$M_{опт}$	$\rho_{опт}$	$m_{прив}^{пп}$	$\Delta L^{пп}, \%$
320	30°	0.8	0.072	340	7
320	65°	1.3	0.27	500	13
320 1ДВ-ЛЬ	30	0.5	0.14	115	15

$\Delta L^{пп}, \%$  - прирост дальности в сравнении с ГП



#### 4. МЕТОДИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ИШР.

##### Вступление.

“Инженерно - штурманский расчет (ИШР) выполняется

в случаях:

- когда длина маршрута превышает 75% практической дальности полета;
- при полете (независимо от продолжительности) на сверхзвуковой скорости;
- при полете на малых и предельно малых высотах.

Решением командира части ИШР может выполняться и в других необходимых случаях.

ИШР полета имеет целью определить:

- необходимую заправку топливом для достижения цели при заданной боевой зарядке;
- боевую зарядку и заправку топливом для достижения цели на предельных радиусах действия;
- расход топлива по участкам маршрута и его остаток у контрольных ориентиров (рубежей), режим работы двигателей;
- потолок ЛА по участкам маршрута (на форсажном и бесфорсажном режимах), а на многомоторных ЛА - и при отказе одного и более двигателей;
- остаток топлива и резерв летного времени при выходе в точку начала маневра при снижении для захода на посадку и после посадки;
- необходимое для выполнения задания количество топлива (при неполной заправке);
- рубежи начала и окончания дозаправки, ее продолжительность и количество принимаемого (отдаваемого) топлива.

ИШР полета выполняется согласно инструкций (руководству) по расчету дальности и продолжительности полета ЛА." (ИШС, ст. 31-33).

### 1. Исходные данные.

Для определения исходных данных при выполнении ИШР необходимо воспользоваться альбомом номограмм (стр. 1).

Рассчитаем массу снаряженного самолета без заправляемого топлива:

$$m_{CH} = m_{PC} + m_M + m_K + m_Э + m_{БК} + m_Б + m_{БП} + m_{Ож}$$

где:

- $m_{сн}$  - масса снаряженного самолета;
- $m_{пс}$  - вес пустого самолета;
- $m_{м}$  - вес масла;
- $m_{к}$  - вес кислорода;
- $m_{э}$  - вес экипажа;
- $m_{бк}$  - вес боекомплекта;
- $m_{б}$  - вес бомбовой нагрузки;
- $m_{бп}$  - вес бортового пайка;
- $m_{ож}$  - вес охлаждающей жидкости.

Далее, исходя из максимальной взлетной массы, определяем количество заправляемого топлива.

$$m_{тзапр} = m_{взл\max} - m_{сн} + m_{тзем}$$

- $m_{тзапр}$  - вес заправляемого топлива;
- $m_{взл\max}$  - максимальная взлетная масса;
- $m_{тзем}$  - расход топлива при работе двигателя на земле, который определяется из расчета 100кг/мин.

Итого: за 10 минут до взлета будет израсходовано

$$m_{тзем} = q_э \cdot t = 100 \cdot 10 = 1000 \text{ кг}$$

Следовательно, на стоянке перед выруливанием топлива необходимо заправить на 1000кг больше расчетного для взлета, т.е. максимального взлетного веса.

Записав исходные данные в бланке ИШР, приступаем непосредственно к расчету участков маршрута.

## 2. Набор высоты (режим МБФР, $\gamma = 30^\circ$ ).

Расход топлива, путь и время определяются по номограмме 5.7.

Ключ:

$\tau_{наб}$ [мин] $m_{пол} \rightarrow H_p \rightarrow ПЛС \rightarrow L_{наб}$ [км] $m_{тнаб}$ [т] $\tau_{наб} = 21 \text{ мин}$	$115 \text{ т} \rightarrow 8.6 \text{ км} \rightarrow 320 \rightarrow L_{наб} = 280 \text{ км}$ $m_{тнаб} = 4.9 \text{ т}$
---	---

Пример: Определить расход топлива, путь и время набора

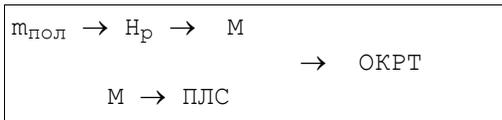
ра высоты  $H_p=8600\text{м}$ ,  $m_{\text{взл}}=115\text{т}$  без внешних подвесок (ПЛС=320)

Результаты вычислений записываем в бланк ИШР, определяем начальный вес для расчета следующего участка маршрута, рассчитываем его протяженность.

### 3. Участок горизонтального полета.

Для заданных условий ( $m_{\text{пол}}$ ,  $H_p$ ,  $V(M)$ , ПЛС) по номограмме 5.8 определяем ОКРТ (определитель километрового расхода топлива).

Ключ:

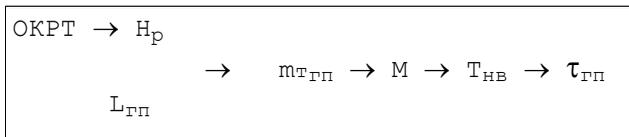


Пример:  $m_{\text{пол}}=100\text{т}$ ,  $H_p=7\text{км}$ ,  $M=0.75$ ,  $\chi=30^\circ$ , ПЛС=440

$100\text{т} \rightarrow 7\text{км} \rightarrow 0.75$   
 $\rightarrow$  ОКРТ=55  
 $0.75 \rightarrow 440$

Далее по ОКРТ и  $L_{\text{пл}}$  определяем расход топлива и время полета на данном участке по номограмме 5.9.

Ключ:



Пример:  $H_p=7\text{км}$ ,  $L_{\text{гп}}=1020\text{км}$ , ОКРТ=55,  $M=0.75$

ОКРТ=55  $\rightarrow$  7км  
 $\rightarrow$  10т  $\rightarrow$  0.75  $\rightarrow$   $-40^\circ\text{C}$   $\rightarrow$  72мин  
 1020км

Аналогична методика расчета расхода топлива и времени для всех участков горизонтального полета на дозвуковой скорости.

### 4. Снижение.

Расход топлива, путь и время на снижении удобно определять по формулам:

$$m_{\text{сн}} = 50 \cdot (H_{\text{р}} - H_{\text{зад}}) \quad [\text{кг}]$$

$$L_{\text{сн}} = 15 \cdot (H_{\text{р}} - H_{\text{зад}}) \quad [\text{км}]$$

$$\tau_{\text{сн}} = 1.3 \cdot (H_{\text{р}} - H_{\text{зад}}) \quad [\text{мин}]$$

Пример: Определить расход топлива, путь и время при снижении с высоты  $H_{\text{р}}=10\text{км}$  до  $H_{\text{зад}}=5\text{км}$ .

Расход топлива:  $m_{\text{сн}}=50 \cdot (10-5)=250\text{кг}$

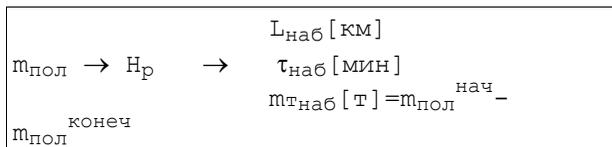
путь:  $L_{\text{сн}}=15 \cdot (10-5)=75\text{км}$

время:  $\tau_{\text{сн}}=1.3 \cdot (10-5)=6.5\text{мин}$

### 5. Набор высоты на режиме максимальной скороподъемности (МФР, $\chi = 65^\circ$ ).

Расход топлива, путь и время определяются по номограмме 2.11.

Ключ:



Пример:  $m_{\text{пол}}^{\text{нач}}=108\text{т}$ ,  $H_{\text{р}}=12\text{км}$ , МФР,  $\chi=65^\circ$

$$L_{\text{наб}}=92\text{км}$$

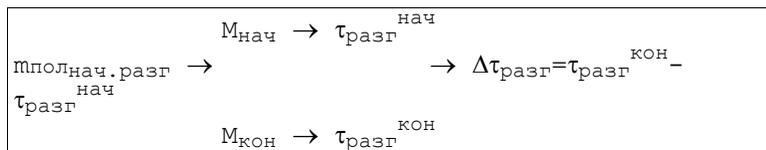
$$108\text{т} \rightarrow 12\text{км} \rightarrow \tau_{\text{наб}}=8\text{мин}$$

$$m_{\text{наб}}=108-101.5=6.5\text{т}$$

### 6. Разгон скорости.

Расход топлива, путь и время определяются по номограмме 4.1.

Ключ:



Аналогичный ключ для определения  $L_{\text{разг}}$  и  $m_{\text{разг}}$

Пример:  $m_{\text{пол}}=105\text{т}$ ,  $M_{\text{нач}}=0.9$ ,  $M_{\text{кон}}=1.3$ , условия стандартные.

$$\begin{array}{l} 0.9 \rightarrow 1\text{мин} \\ 105\text{т} \rightarrow \quad \quad \quad \rightarrow \Delta\tau_{\text{разг}}=4-1=3\text{мин} \\ 1.3 \rightarrow 4\text{мин} \end{array}$$

### 7. Определение расхода топлива на сверхзвуковых скоростях.

Расхода топлива на сверхзвуковых скоростях определяется по номограмме 5.11.

Ключ:

$$m_{\text{пол}} \rightarrow N_p \rightarrow M \rightarrow m_{\text{пол}} \rightarrow q \text{ [кг/км]}$$

Пример: Определить расход топлива при полете с  $m_{\text{пол}}=100\text{т}$ ,  $N_p=11.5\text{км}$ ,  $M=1.9$ , протяженность участка маршрута 100км.

$$100\text{т} \rightarrow 11.5\text{км} \rightarrow 1.9 \rightarrow 100\text{т} \rightarrow 44\text{кг/км}$$

Определив километровый расход, находим расход топлива

$$m_{\text{тгп}}=q \cdot L_{\text{тгп}}=44 \cdot 100=4.4\text{т}$$

### 8. Торможение.

Расход топлива, путь и время определяются по номограмме 4.2.

Ключ:

$$\Delta L_{\text{торм}}=L_{\text{торм}}^{\text{кон}}-L_{\text{торм}}^{\text{нач}}$$

Аналогичный ключ для определения  $\tau_{\text{торм}}$  и  $m_{\text{торм}}$ .

Пример: Определить  $\Delta L_{\text{торм}}$  с числа  $M_{\text{нач}}=1.7$  до числа  $M_{\text{кон}}=1.1$ .

$$\Delta L_{\text{торм}}=60-20=40\text{км}$$

### 9. Полет по кругу, посадка.

Расход топлива при полете по кругу с выпуском шасси и закрылков на посадочной прямой составляет 1100кг.

Далее определяем посадочный вес, остаток топлива и его процент от полной заправки самолета.

Рассчитаем, какое расстояние можно было пролететь на высоте 11км, чтобы израсходовать весь остаток топлива,  $\chi=30^\circ$ .

### Доклад командиру аэ.

Необходимо ответить на вопросы:

- возможно ли выполнить поставленную боевую задачу по расходу и запасу топлива;
- на каком расстоянии от основного аэродрома можно выбрать запасные аэродромы исходя из остатка топлива после посадки.

### Проблемные вопросы:

1. С какой стреловидностью ( $\chi=30^\circ$  или  $\chi=65^\circ$ ) "выгоднее" выполнять полет на скорости 700км/час ( $m=100t$ ) и почему?
2. Как и почему центровка влияет на дальность полета и крейсерскую скорость?
3. Почему при  $\chi=30^\circ$  увеличение высоты приводит к уменьшению километрового расхода в большей степени, чем при  $\chi=65^\circ$ ?
4. Как влияет температура наружного воздуха на километровый расход топлива, если летчик выдерживает  $V=\text{const}$ ,  $V_{\text{пр}}=\text{const}$ ,  $M=\text{const}$  (доказать).

### Решить самостоятельно:

1. Определить практический потолок самолета и время его набора, если масса самолета на взлете 110т, стреловидность крыла  $30^\circ$ , МФР, без подвесок, условия стандартные.

2. Определить минимальный расход топлива при полете боевого самолета по маршруту протяженностью 1000км, если полет выполняется на высоте 10км, взлетная масса самолета на 24т меньше максимальной.

## VII. ОПАСНЫЕ РЕЖИМЫ И ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ.

### 1. ПЕРВЫЕ И ВТОРЫЕ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА.

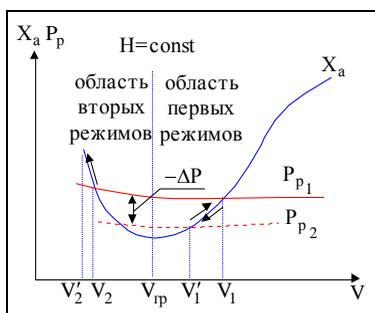
Полет на втором режиме имеет ряд особенностей и обычно не рекомендуется для эксплуатации, но для нашего самолета этот режим используется в наборе высоты и на снижении, что связано с особенностями его аэродинамической компоновки.

В области вторых режимов находятся:

- набор высоты при полете на сверхзвуковую дальность:  
 $H=8\div 11\text{км}$ ,  $m_{\text{пол}}=100\text{т}$ ,  $V_{\text{набпр}}=610\text{км/ч}$ ,  $V_{\text{гр}}\approx V_{\text{нвпр}}=650\text{км/ч}$
- режим максимальной скороподъемности  $\chi=65^\circ$ :  
 $\text{МФР}$ ,  $H>8\text{км}$ ,  $m_{\text{пол}}=100\text{т}$ ,  $V_{\text{набпр}}\downarrow=650\div 550\text{км/ч}$ ,  
 $V_{\text{гр}}\approx V_{\text{нвпр}}=650\text{км/ч}$
- снижение на режиме минимального расхода топлива при полете на сверхзвуковых скоростях:  
 до  $H=8\text{км}$ ,  $\chi=65^\circ$ ,  $m_{\text{пол}}=90\text{т}$ ,  $V_{\text{снпр}}\downarrow=550\div 600\text{км/ч}$ ,  
 $V_{\text{гр}}\approx 620\text{км/час}$   
 (до  $H\geq 10\div 11\text{км}$ ,  $M=0.85$ ,  $V_{\text{снпр}}\leq 550\div 600\text{км/ч}$ )
- предпосадочное планирование  $\chi=65^\circ$  (особый случай).

Особенности пилотирования самолета на втором режиме.

1 особенность - Невозвращение самолета к исходной скорости установившегося ( $H=\text{const}$ ) полета после прекращения действия возмущения ( $n_{\text{дв}}=\text{const}$ ,  $V \downarrow$ , летчик пытается сохранить режим горизонтального полета, то есть  $H=\text{const}$ , за счет увеличения  $\alpha$ ).

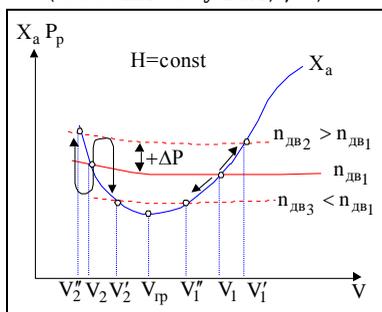


Предположим полет выполняется на втором режиме на скорости  $V_2$ . При кратковременном уменьшении тяги от  $P_{p1}$  до  $P_{p2}$  скорость уменьшается до  $V_2'$  за счет отрицательного избытка тяги  $-\Delta P$ . Если теперь тяга восстановится до исходной величины  $P_{p1}$ , то скорость к исходной величине не вернется, так как на скорости  $V_2'$  лобовое сопротивление самолета больше тяги и скорость будет уменьшаться вплоть до сваливания (при условии выдерживании летчиком  $H=\text{const}$ ).

На первом режиме после прекращения возмущения скорость возвращается к исходной величине под действием положительного избытка тяги. Если теперь тяга восстановится до исходной величины  $P_{p1}$ , то скорость к исходной величине не вернется, так как на скорости  $V_2'$  лобовое сопротивление самолета больше тяги и скорость будет уменьшаться вплоть до сваливания (при условии выдерживании летчиком  $H=\text{const}$ ).

На первом режиме после прекращения возмущения скорость возвращается к исходной величине под действием положительного избытка тяги.

2 особенность - Необходимость двойных движений РУД для изменения скорости (планирование при  $\chi > 20^\circ$  (особый случай), ...).



Так для увеличения скорости установившегося полета на первом режиме достаточно увеличить режим работы двигателя. Для увеличения скорости на втором режиме от  $V_2$  до  $V_2'$  необходимо увеличить обороты от  $n_{\text{дв}1}$  до  $n_{\text{дв}2}$  для получения положительного избытка тяги  $+\Delta P$ , а затем уменьшить до величины  $n_{\text{дв}2} < n_{\text{дв}1}$ , так как на

большой скорости лобовое сопротивление меньше.

Аналогичные рассуждения показывают, что для уменьшения скорости на втором режиме так же требуются двойные движения РУД.

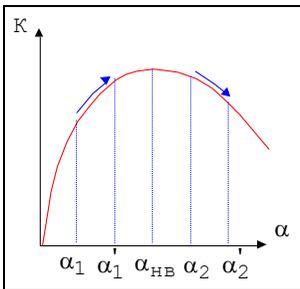
3 особенность - Обратная реакция на ступенчатое отклонение штурвала (планирование при  $\chi > 20^\circ$  (особый

случай): на выравнивании взятие штурвала на себя без увеличения  $R_{дв}$  приводит к грубой посадке до ВПП).

Рассмотрим это явление на примере планирования самолета.

$$\operatorname{tg}\theta_{пл} = -\frac{1}{K}$$

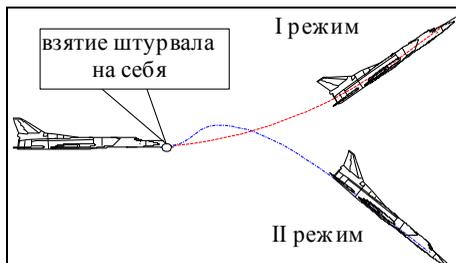
При взятии штурвала "на себя" на первом режиме ( $\alpha < \alpha_{нв}$ ) угол атаки увеличивается, аэродинамическое качество возрастает, угол планирования уменьшается (по абсолютной величине).



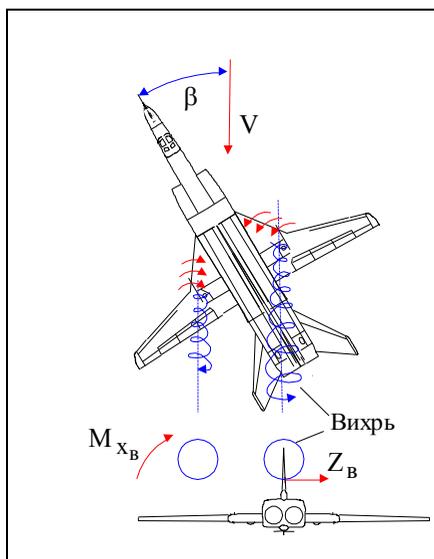
При взятии штурвала "на себя" на втором режиме ( $\alpha > \alpha_{нв}$ ) угол атаки увеличивается, а аэродинамическое качество уменьшается. Уменьшение аэродинамического качества приводит к увеличению угла планирования (по абсолютной величине).

взятия (по абсолютной величине).

Аналогичные рассуждения справедливы для установившегося горизонтального полета и для других установившихся режимов.



## 2. ОСОБЕННОСТИ ПОВЕДЕНИЯ И ПИЛОТИРОВАНИЯ САМОЛЕТА ВБЛИЗИ МИНИМАЛЬНЫХ СКОРОСТЕЙ.



При валежке самолет кренится на отстающее полукрыло ("Валетка № 1").

На больших  $\alpha$  возможно энергичное перебрасывание самолета в противоположный крен ("Валетка № 2"). Причиной "Валетки № 2" является мощный вихрь от наплыва, возникающий на больших  $\alpha$  (см. рисунок).

### Б) СРЫВНОЙ ПОДХВАТ

- энергичное самопроизвольное кабрирование самолета при фиксированном положении рулей.

При достижении минимальной скорости...

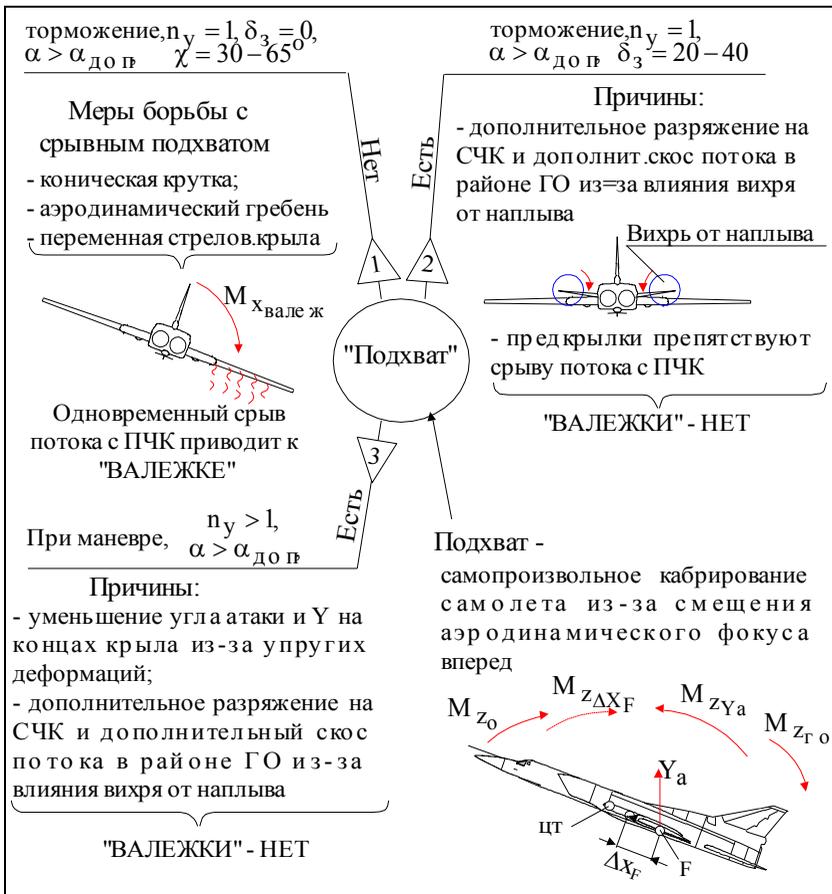
$V_{мин_э}$  → срабатывает АУАСП → тряска → валежка (полетная конфигурация) или срывной подхват (взлетная, посадочная конфигурации).

### А) ВАЛЕЖКА.

- самопроизвольное крене самолета.

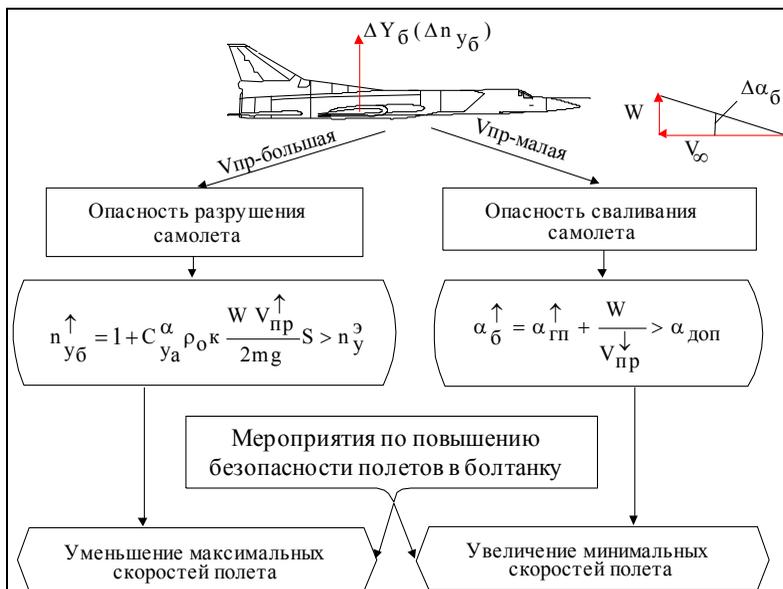
#### Причина:

- несимметричный срыв потока с полукрыльев;  
- уменьшение эффективности интерцепторов.



### 3. ПОЛЕТ В БОЛТАНКУ.

При воздействии на самолет восходящего порыва ветра увеличиваются угол атаки и нормальная перегрузка. При определенных условиях это может привести к выходу самолета на режим сваливания или превышению  $n_y^{\circ}$  (деформация, разрушение конструкции).



### Действия летчика и их обоснование.

- $\chi=30^\circ$  установить  $V_{\text{пр}}=550+600\text{км/ч}$ ,  $M \leq 0.85$  (для  $m=100\text{т}$   $V_{\text{мин}_3}=460\text{км/ч}$ ,  $V_{\text{нм}}=710\text{км/ч}$ , при  $M > 0.85$  наблюдается интенсивное развитие волнового кризиса);

$\chi=65^\circ$   $H \leq 10\text{км}$  установить  $V_{\text{пр}}=700+800\text{км/ч}$ ,  $M \leq 0.9$   
 $H > 10\text{км}$  установить  $M=1.2$

Обоснование: .

При воздействии  $W$  (увеличении  $\alpha$ ):

- на  $H < 10\text{км}$  при  $M > 0.9 \rightarrow$  волновой кризис
- на  $H > 10\text{км}$ , если  $M \leq 0.9$  (малые  $V_{\text{пр}}$ ) - возможен выход на режим сваливания, если  $M > 1.2$  (большие  $V_{\text{пр}} \rightarrow V_{\text{пр}} > 700+800\text{км/ч}$ ) возможно разрушение.

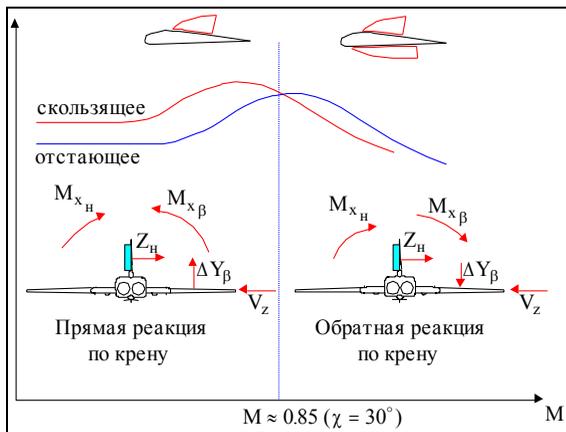
- С разрешения РП изменит высоту полета.

Если полет выполняется на  $H \approx H_{\text{пр}}$  необходимо уменьшить высоту полета на  $1+2\text{км}$ .

- Выключить автопилот ( $v=\text{const}$ ,  $H=\text{const} \rightarrow$  опасно!), который, мешает проявлению устойчивости по перегрузке и мешает сбрасывать  $n_y$ .

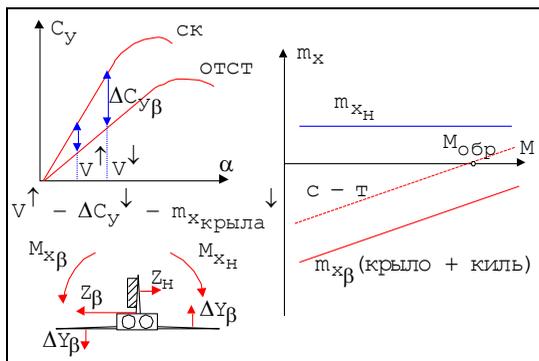
4. Не стремиться к точному выдерживанию полета, пилотировать самолет по осредненным показаниям приборов, не допуская больших углов крена и тангажа.

**4. ОБРАТНАЯ РЕАКЦИЯ ПО КРЕНУ НА ОТКЛОНЕНИЕ ПЕДАЛЕЙ.**



1) На околозвуковых скоростях: Основная причина обратной реакции на отклонение педалей уменьшение степени поперечной устойчивости самолета из-за несимметричного развития волнового кризиса на скользящем и отстающем полукрыльях. Для борьбы

применена перекрестная связь от педалей к интерцепторам (подключается при уборке закрылков). При ее отказе - педали не использовать.



2) На сверхзвуковых скоростях: при увеличении скорости горизонтального полета углы атаки уменьшаются, что уменьшает степень поперечной устойчивости самолета (момент от скольжения), а момент крена от руля направления  $M_{xH}$

остается примерно постоянным.

**5. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ.**

а) Уход на второй круг  $\delta_2=40^\circ$ , 2 дв.,  $m_{пос}=88т$

1)  $H_{без} \geq 50м \rightarrow МВФР \rightarrow V_{выв.гп} \geq 330км/час \rightarrow ГП, ШУ (V_y=0)$ :  
- просадка самолета составляет 30м;

- $K=5.5$ ,  $X_a=160\text{кН}$ ,  $P_p=230\text{кН}$  → достаточно МБФР;
  - $V \geq 330\text{км/ч}$  → эффективность интерцепторов.
- 2)  $V_{\text{наб}}=340 \div 350\text{км/ч}$  (соответствует  $V_{\text{умакс}}$  при  $\delta_3=40^\circ$ ).
- 3)  $H=100\text{м}$  →  $\delta_3 \downarrow$  до  $23^\circ$ ,  $V \uparrow$  до  $380 \div 400\text{км/ч}$ ,  $\delta_3 \downarrow$   
 -  $\delta_3 \downarrow$  до  $23^\circ$  → просадка!, если  $\delta_3 \downarrow$  до  $0^\circ$  → сваливание
- 4)  $V=420\text{км/ч}$  →  $\delta_3=0^\circ$ :  
 -  $V_{\text{мин}}=420\text{км/ч}$  для  $m=100\text{т}$

### б) Уход на второй круг $\delta_3=23^\circ$ , 1 дв.(отказ. в полете), $m_{\text{пос}}=88\text{т}$

Допускается только в исключительных случаях с посадочным весом не более 88т на высоте не менее 100м с выпущенными шасси и закрылками на  $23^\circ$ .

#### *Действия:*

- 1) Предупредить экипаж: "Ухожу на второй круг" и увеличить режим работающему двигателю до МФР.
- 2) После прохода нижней точки траектории убрать шасси ( $V_{\text{выв.гп}} \geq 350\text{км/ч}$ ,  $V_y=0$ ) и доложить РП об уходе на второй круг.
- 3) На скорости  $V=400\text{км/час}$  (соответствует  $V_{\text{умакс}}$  при  $\delta_3=23^\circ$ ) перейти в набор высоты.
- 4) На высоте не менее 100м убрать закрылки и предкрылки при одновременном разгоне самолета до  $500\text{км/час}$  (просадка самолета  $\Delta H \approx 30\text{м}$ ).
- 5) Уменьшить режим работы двигателю до бесфорсажного и выполнить повторный заход на посадку.

### в) Уход на второй круг при отказе 1-го двигателя на глиссаде ( $\delta_3=40^\circ$ )

Решение об уходе на второй круг должно быть принято на высоте не менее 150м (просадка 80м).

#### *Действия:*

- 1) Увеличить режим работающему двигателю до МФР, убрать закрылки с  $40^\circ$  до  $23^\circ$ :  
 -  $\delta_3 \downarrow \rightarrow X_a \downarrow$ ;

- если  $\delta_3 \downarrow$  до  $0^\circ \rightarrow$  возможно сваливание.

- 2) Не уменьшая скорости перевести самолет в горизонтальный полет ( $V_{\text{выв.гп}} \geq 360 + 370 \text{ км/ч}$ ), убрать шасси.
- 3) Перевести самолет в набор высоты с разгоном скорости до  $V = 400 \text{ км/ч}$ :  
-  $400 \text{ км/ч}$  соответствует  $V_{V_{\text{у макс}}}$  при  $\delta_3 = 23^\circ$ .
- 4) На высоте не менее  $100 \text{ м}$  убрать полностью закрылки (просадка самолета  $\Delta H \approx 30 \text{ м}$ ), увеличить скорость до  $500 \text{ км/ч}$  и произвести повторный заход на посадку и посадку с закрылками  $23^\circ$ .

## 6) БОКОВАЯ БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА ПРИ НЕСИММЕТРИЧНОЙ ТЯГЕ ДВИГАТЕЛЕЙ.

### **1. Полет без крена со скольжением на отказавший двигатель.**

Уравнения балансировки:

$$P=X, Y=mg, Z_H=Z_\beta$$

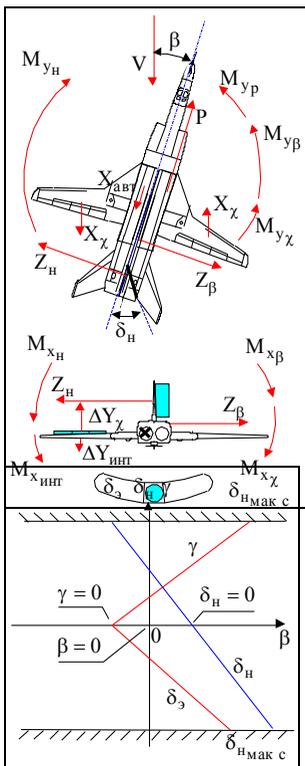
$$M_{x\beta} = M_{x_{\text{инт}}} + M_{x_H} - M_{x_\chi} \quad (\gamma=0^\circ)$$

$$M_{y_H} = M_{y_\beta} + M_{y_p} + M_{y_\chi} \quad (\beta=\text{const})$$

$$M_z=0 \quad (\theta=0^\circ)$$

В этом случае  $M_{y_\beta}$ ,  $M_{y_\chi}$  и  $M_{y_p}$  уравниваются  $M_{y_H}$ .

$Z_H$  уравнивает  $Z_\beta$ . Шарик ЭУП находится в центре прибора. Летчик дополнительным отклонением РН создает скольжение  $\beta$  на отказавший двигатель, уравнивая  $Z_H$  силой  $Z_\beta$  при  $\gamma=0^\circ$ . Возникающие при скольжении моменты  $M_{x\beta}$  и  $M_{x_\chi}$  парируется  $M_{x_H}$  и дополнительным отклонением элеронов в сторону отказавшего двигателя.



Величину  $\beta$  и требуемое отклонение РН можно определить с помощью балансирующей диаграммы.

#### Преимущества способа:

- простота выполнения и контроля режима (шарик ЭУП находится в центре, крен отсутствует);
- привычное положение для экипажа.

#### Недостатки способа:

- из-за наличия  $\beta$  увеличивается лобовое сопротивление самолета, уменьшаются аэродинамическое качество и избыток тяги;
- значительные требуемые отклонения РН;
- большие усилия на педалях.

#### Применяется:

- первая реакция летчика при отказе двигателя;
- балансировка самолета при полетах ночью и в СМУ.

## **2. Полет без скольжения с креном на работающий двигатель.**

Уравнения балансировки:

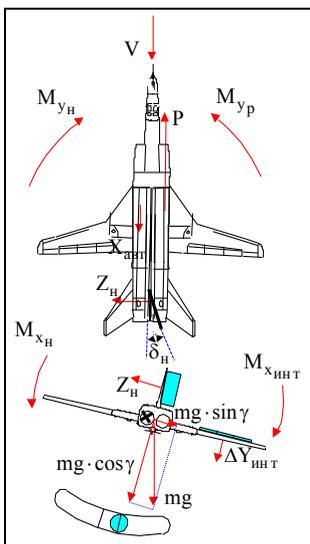
$$P=X, Y=mg \cdot \cos \gamma, Z_n=mg \cdot \sin \gamma$$

$$M_{x_n} = M_{x_{инт}} \quad (\gamma = \text{const})$$

$$M_{y_n} = M_{y_p} \quad (\beta = 0^\circ)$$

$$M_z = 0 \quad (\theta = 0^\circ)$$

Данный способ применяется при невозможности уравновешивания  $M_{y_p}$  полным отклонением РН (малая эффективность РН на малых  $V_{пр}$ , конструктивные ограничения).



Самолет под действием  $M_{yP}$  разворачивается в сторону отказавшего двигателя и развивает скольжение ( $\beta$ ) на полукрыло с работающим двигателем, которое летчик устраняет отклонением РН ( $\beta=0$ ).  $M_{yH} = M_{yP}$ . Неуравновешенную силу  $Z_H$  летчик устраняет путем накренения самолета в сторону работающего двигателя на  $1 \div 2^\circ$ , а  $M_{xH}$  уравнивается  $M_{x_{инт}}$ .

#### Преимущества способа:

- из-за отсутствия  $\beta$  минимальное (при полете с несимметричной тягой) лобовое сопротивление самолета, наибольшие аэродинамическое качество и избыток тяги;
- небольшое потребное отклонение РН;
- небольшие усилия на педалях.

#### Недостатки способа:

- неудобство выдерживания режима полета особенно в СМУ (мал угол крена (сложно и утомительно выдерживать по приборам), шарик ЭУП отклонен на 1/2 диаметра в сторону крена);
- непривычное положение для экипажа.

#### Применяется:

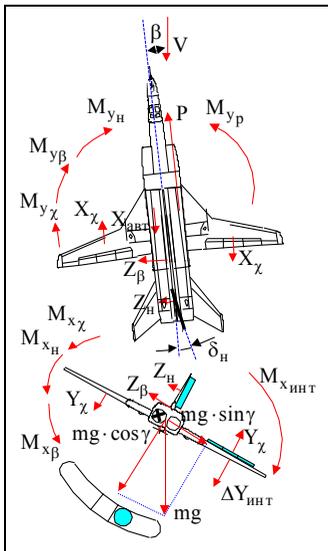
- при полете по маршруту, в наборе высоты, при уходе на второй круг и в тех случаях, когда необходим большой избыток тяги.

### **3. Полет с крена и со скольжением на работающий двигатель.**

Уравнения балансировки:

$$P = X, \quad Y = mg \cdot \cos \gamma, \quad Z_H + Z_\beta = mg \cdot \sin \gamma$$

$$M_{x\beta} + M_{xH} + M_{x\chi} = M_{x_{инт}} \quad (\gamma = \text{const})$$



$$M_{y\beta} + M_{y\gamma} + M_{y\chi} = M_{y\rho} \quad (\beta = \text{const})$$

$$M_z = 0 \quad (\theta = 0^\circ)$$

Суммарный путевой момент  $M_{y\beta} + M_{y\gamma} + M_{y\chi}$  уравновешивается  $M_{y\rho}$ . Суммарную боковую силу летчик уравновешивает составляющей  $mg \cdot \sin \gamma$  путем увеличения  $\gamma$  в сторону работающего двигателя. При увеличении  $\gamma \rightarrow \beta \uparrow \rightarrow Z_\beta \uparrow$ , что позволяет уменьшить расход РН.

#### Преимущества способа:

- малые расход РН и усилия на педалях;
- возможность балансировки самолета на малых скоростях полета

(исправление расчета подтягиванием, уход на второй круг и др.).

#### Недостатки способа:

- неудобство выдерживания и контроля режима полета особенно в СМУ (небольшой угол крена, шарик ЭП отклонен на один диаметра в сторону работающего двигателя);
- увеличенное лобовое сопротивление самолета за счет скольжения;
- непривычное положение для экипажа.

#### Применяется:

- балансировка при отказе двигателя на малых скоростях полета, на взлете и при заходе на посадку;
- подтягивание на малой скорости, уход на второй круг с одним работающим двигателем.

## 7. ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА В ОСП.

### 1). Действия летчика при отказе двигателя на разбеге и принятии решения на прекращение взлета.

- установить РУД на МГ и отдать штурвал от себя;
- полностью обжать тормозные педали и удерживать до полной остановки;
- выпустить интерцепторы;
- через 7с после уборки РУД выпустить тормозной парашют ( $V \leq 350 \text{ км/час}$ );
- при необходимости применить аварийные тормоза.

#### После остановки самолета:

- закрыть стоп-кран отказавшего двигателя;
- включить обдув колес.

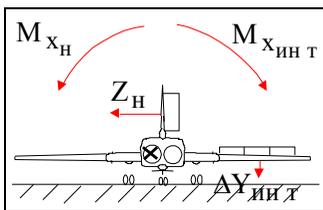
#### При возникновении опасности столкновения с препятствием:

- отвернуть самолет в безопасную сторону;
- выключить двигатель;
- закрыть пожарные краны;
- подать команду оператору: "Обесточить самолет".

#### При угрозе жизни экипажу - катапультироваться:

- при принудительном катапультировании - на  $V \geq 300 \text{ км/ч}$ ;
- при раздельном катапультировании - на  $V \geq 140 \text{ км/ч}$ .

### 2). Действия летчика при отказе двигателя на разбеге и принятии решения на продолжение взлета.



- выдерживать направление на разбеге (штурвал на работающий двигатель, притормаживать в исключительных случаях);
- отрыв произвести на расчетной скорости для данной взлетной массы с углом атаки  $8 \div 9^\circ$ ;
- парировать разворачивающий и

кренящий моменты;

- на высоте  $10 \div 15 \text{ м}$  убрать шасси;
- выдерживать вертикальную скорость  $0.5 \div 1 \text{ м/с}$ , увеличить скорость на  $15 \div 20 \text{ км/час}$  больше расчетной скорости отрыва (набор высоты в области I режимов);
- перевести самолет в установившийся набор высоты.

**Предупреждение:** Если происходит уменьшение скорости без набора высоты, экипажу покинуть самолет.

- на высоте не менее 200м в ГП увеличить скорость на 40км/ч больше скорости отрыва и в три приема (15°, 10°, 0°) убрать закрылки, не превышая угла атаки 9°.

**Замечания:** 1. Скорость в конце уборки закрылков должна быть:

- не менее 430км/час для  $m_{взл} \leq 100т$ ;
- не менее 460км/час для  $m_{взл} = 124т$ .

2. Скорость в конце уборки предкрылков:

- не менее 460км/час для  $m_{взл} \leq 100т$ ;
- не менее 500км/час для  $m_{взл} = 124т$ .

- убрать РУД отказавшего двигателя на МГ и закрыть стоп-кран.

Дальнейший полет и посадку производить как при отказе одного двигателя в полете.

#### При отказе двигателя после отрыва:

- парировать разворачивающий и кренящий моменты;
- плавным движением штурвала уменьшить угол тангажа и вертикальную скорость набора высоты.

Дальнейшие действия экипажа аналогичны действиям, изложенным выше.

### 3) Отказ одного двигателя в полете.

#### Действия при отказе:

- убрать РУД отказавшего двигателя на МГ и закрыть стоп-кран;
- включить автомат центровки;
- выключить генераторы постоянного и переменного тока отказавшего двигателя;
- доложить РП;

#### Действия при полете на одном двигателе:

- установить скорость 500+650км/ч и стреловидность 30°;
- установить стрелку-задатчик створки отказавшего двигателя на 100%;
- включить ручное управление створки;

- установить работающему двигателю режим МБФР ( $\alpha_{руд}=72^\circ$ ) и выдерживать скорость 500÷550км/ч;
- избегать излишних движений всеми рулями одновременно, развороты производить с креном не более  $30^\circ$ ;
- доложить РП;
- прекратить выполнение задания;
- следовать на ближайший аэродром для посадки.

Если самолет на  $V=500$ км/час продолжает снижаться, то на высоте 1000м установить форсажный режим работающего двигателя.

При подходе к аэродрому посадки на высоте не более 3000м и  $V\leq 500$ км/час по прибору:

- запустить ВСУ, включить генераторы ВСУ.

После 4-го разворота (при заходе на посадку):

- включить ТНУА III г/с.

#### 4) Заход на посадку и посадка при одном работающем двигателе.

##### *Действия:*

При посадочном весе 78÷88т:

- после 4-го разворота установить скорость 450÷470км/ч соответственно;
- выпустить шасси (предварительно запустив ВСУ) и включить ТНУА III г/с;
- на удаление 12÷13км до ВПП выпустить предкрылки и закрылки на  $15^\circ$ ;
- сбалансировать самолет;
- перед ДПРМ (6÷8км от ВПП) выпустить закрылки на  $23^\circ$ ;
- снижение по глиссаде производить на скорости на 20км/ч больше расчетной;
- расчет на посадку производить как обычно;
- не допускать потери скорости на планировании с выпущенными закрылками;
- избегать излишних движений РУД работающего двигателя;
- посадку производить на скорости 300÷320км/ч. Длина пробега с тормозным парашютом и торможением колес составляет 1400÷1600м.

При максимально допустимом посадочном весе 96т:

- действовать, как при посадке с весом до 88т;
- скорость планирования до момента касания выдерживать на  $15\div 20\text{км/ч}$  больше, чем при весе 88т. Длина пробега при этом увеличивается примерно на 200м.

*Замечание:* При заходе с прямой за  $20\div 25\text{км}$  до аэродрома установить  $V=450\div 470\text{км/час}$  и выпустить шасси (время выпуска шасси примерно  $20\div 30\text{сек}$ ).

### 5) Заход на посадку и посадка при отказе двигателя на глиссаде снижения ( $\delta_3=40^\circ$ )

#### а) $H_{\text{отк}} > 100\text{м}$ ( $\delta_3=40^\circ$ )

*Действия:*

- увеличить режим работы двигателя до  $\alpha_{\text{руд}}=65\div 70^\circ$ ;
- убрать закрылки с  $40^\circ$  до  $23^\circ$  (для  $X_a \downarrow$ );
- не допускать уменьшения скорости снижения менее  $360\div 370\text{км/час}$  до начала выравнивания;
- приземление самолета (при посадочном весе  $85\div 88\text{т}$ ) произвести на скорости  $320\div 330\text{км/ч}$ ;
- на пробеге выпустить тормозной парашют, полностью отжать тормозные педали;
- при необходимости применить аварийные тормоза.

#### б) $H_{\text{отк}} \leq 100\text{м}$ ( $\delta_3=40^\circ$ )

- увеличить режим работы двигателя до форсажного ( $\alpha_{\text{руд}}=92\div 95^\circ$ );
- закрылки не убирать ( $\delta_3=40^\circ$ ), так как убираться до  $23^\circ$  они не успевают;
- скорость снижения держать не менее  $350\div 360\text{км/ч}$  до начала выравнивания (закрылки выпущены полностью);
- приземление производить на скорости  $300\div 310\text{км/ч}$ .

*Замечание:* На этапе предпосадочного планирования, после выпуска предкрылков, при срабатывании сигнализации о неисправности двигателя или пожаре в мотогондоле (в двигателе) выключение двигателя производить только при наличии признаков его отказа.

б) Заход на посадку и посадка при  $\delta_3=23^\circ$  ( $m \leq 88t$ ).

- после выхода в створ ВПП и выпуска закрылков на  $23^\circ$  стриммировать самолет;
- уменьшить скорость до  $380 \text{ км/ч}$  и начать снижение;
- ДПРМ пройти на высоте  $200 \text{ м}$  и  $V_{\text{пр}}=360 \div 370 \text{ км/ч}$ ;
- БПРМ пройти на высоте  $50 \div 60 \text{ м}$  и  $V_{\text{пр}}=360 \div 370 \text{ км/ч}$ ;
- выравнивание начинать на высоте  $10 \div 15 \text{ м}$ , на скорости  $V_{\text{пр}}=350 \div 360 \text{ км/ч}$  (уменьшать скорость менее  $350 \text{ км/ч}$  *запрещается*);
- посадку произвести  $V_{\text{пр}}=300 \div 320 \text{ км/ч}$  с углом тангажа  $8^\circ$  и массой  $78 \div 88t$ .

7) Посадка с убранными или не полностью выпущенными закрылками ( $\delta_3 < 23^\circ$ , предкрылки выпущены).

- после 4-го разворота в режиме снижения перед ДПРМ выпустить предкрылки;
- ДПРМ пройти на высоте  $170 \div 200 \text{ м}$  и  $V_{\text{пр}}=400 \div 410 \text{ км/ч}$  и установить вертикальную скорость планирования  $4 \div 6 \text{ м/с}$ ;
- БПРМ пройти на высоте  $50 \div 60 \text{ м}$ ,  $V_{\text{пр}}=390 \div 400 \text{ км/ч}$ ;
- выравнивание начинать на высоте  $10 \div 15 \text{ м}$  (удаление от торца ВПП  $300 \div 500 \text{ м}$ ) на  $V_{\text{пр}}=380 \div 390 \text{ км/ч}$ ;
- приземление произвести на  $V_{\text{пр}}=340 \div 350 \text{ км/ч}$  с посадочным углом тангажа  $8 \div 9^\circ$ ;
- после посадки выпустить тормозные парашюты, применить тормоза.

*Замечания:* 1. При посадке с неполностью выпущенными закрылками предкрылки должны быть выпущены.  
2. Длина пробега составляет примерно  $1600 \text{ м}$ .

**8) Заход на посадку  $\chi = 20^\circ$  ( $\delta_3 = 0^\circ$ ,  $\delta_{пр} = 0^\circ$ ) или  $\chi = 30^\circ$  ( $\delta_3 = 0^\circ$ , предкрылки выпущены).**

*Действия:*

- на прямой после 4-го разворота отключить "Торсион";
- отклонить интерцепторы на  $35^\circ$  перестановкой РУТ за время не менее 4с;
- погасить скорость, чтобы над ДПРМ она была  $420 \div 430$  км/ч, а высота  $180 \div 200$  м;
- после ДПРМ установить вертикальную скорость снижения  $V_y = 5 \div 6$  м/с;
- ВПРМ пройти на высоте  $50 \div 60$  м, на  $V_{пр} = 400 \div 410$  км/ч и вертикальной скорости снижения  $5 \div 6$  м/с;
- выравнивание начинать на  $H = 10 \div 15$  м (удаление от торца ВПП  $200 \div 250$  м), на  $V_{пр} = 400$  км/ч, с углом атаки не более  $10^\circ$  (для АУАСП-31кр не более  $9.5^\circ$ ) и одновременным плавным движением РУД с установкой его на МГ перед касанием;
- приземление произвести на  $V_{пр} = 360$  км/ч при  $\chi = 20^\circ$  и  $V_{пос} \approx 380$  км/ч при  $\chi = 30^\circ$ , с углом атаки не более  $9.5^\circ$ ;
- после посадки опустить переднее колесо;
- довыпустить интерцепторы;
- выпустить тормозные парашюты, применить тормоза.

*Замечания:*

1. Посадку производить с массой не более: 78т при  $\chi = 20^\circ$  и 75т при  $\chi = 30^\circ$ .
2. Возможно срабатывание предупреждающей сигнализации АУАСП по углу атаки.
3. Длина пробега составляет примерно 1850м.

**9) Заход на посадку и посадка при  $\chi > 30^\circ$ .**

*Действия:*

- при маневре захода на посадку после выпуска шасси выдерживать  $V = 460 \div 480$  км/ч ( $30^\circ < \chi < 65^\circ$ );
- после 4-го разворота отключить "Торсион";
- выпустить предкрылки (закрылки выпускаются не будут);
- перевести самолет на снижение и установить  $V = 420$  км/ч ( $\chi = 30^\circ$ ) или  $V = 465$  км/ч ( $\chi = 65^\circ$ );
- ДПРМ пройти на  $H = 180 \div 200$  м,  $V = 420 \div 460$  км/ч,  $V_y = 5 \div 6$  м/с;
- ВПРМ пройти на  $V = 400 \div 435$  км/ч,  $V_y = 5 \div 6$  м/с;

- выравнивание начинать на высоте 10÷15м,  $V_{\text{нач.выр}}=400\div430\text{км/ч}$ , вынос ТНВ на 200÷250м до торца ВПП;
- постепенно уменьшать режим работы двигателей к моменту приземления до  $\alpha_{\text{руд}}=20\div25^\circ$  при  $\chi$  от 30 до 50° и до  $\alpha_{\text{руд}}=40^\circ$  при  $\chi>50^\circ$ ;
- посадочная скорость при  $\chi=65^\circ$  равна 400км/ч (с уменьшением стреловидности крыла на каждые  $\Delta\chi=-10^\circ$  посадочную скорость уменьшать на 10км/ч);
- не допускать превышения угла атаки 10÷11°;
- после приземления опустить носовое колесо;
- удерживая от кабрирования в момент выпуска интерцепторов выпустить тормозные парашюты;
- применить тормоза.

**Замечания:** 1. При выполнении посадок при  $\chi>30^\circ$  возможны срабатывания предупредительной сигнализации АУАСП по углу атаки. Не превышать рекомендованных выше углов атаки.

2. Длина пробега составляет 1800м ( $\chi=30^\circ$ ) и 2030м ( $\chi=65^\circ$ ).

### Вопросы для подготовки к сдаче зачета.

#### Основные :

1. Общая характеристика самолета: назначение, основные летные, геометрические данные и ограничения самолета.
2. Особенности аэродинамической компоновки самолета: крыло, фюзеляж, воздухозаборник, хвостовое оперение.
3. Аэродинамические характеристики самолета при малых числах М:  $C_{y_a}=f(\alpha)$ ;  $C_{x_a}=f(C_{y_a})$ ; влияние отклонения механизма

- ции крыла и близости земли на аэродинамические характеристики самолета.
4. Аэродинамические характеристики с учетом сжимаемости воздуха:  $C_{y_a}^\alpha = f(M)$ ;  $S_{x_{o_a}} = f(M)$ ;  $A = f(M)$ ;  $K_{\max}^T = f(M)$ ; поляры самолета для различных чисел  $M$ .
  5. Кривые Н.Е. Жуковского. Влияние на них эксплуатационных факторов.
  6. Характерные скорости установившегося горизонтального полета. Диапазон скоростей и высот установившегося горизонтального полета (теоретический диапазон).
  7. Ограничение минимальной и максимальной скоростей полета. Эксплуатационный диапазон  $V$  и  $H$  полета.
  8. Характерные режимы набора высоты и снижения:
    - режим крутого подъема;
    - режим максимальной скороподъемности;
    - режим набора высоты при полете на дозвуковую дальность;
    - режим набора высоты при полете на сверхзвуковую дальность;
    - режим максимальной дальности планирования (снижения);
    - режим минимального расхода топлива на снижении;
    - режим экстренного снижения.
  9. Устойчивость по перегрузке. Влияние конструктивных и эксплуатационных факторов на статическую устойчивость по перегрузке (демпфера тангажа, упругих деформаций крыла, воздухозаборников, сжимаемости воздуха, центровки).
  10. Продольная управляемость в криволинейном полете.
  11. Статическая устойчивость самолета по скорости. Влияние конструктивных и эксплуатационных факторов на статическую устойчивость по скорости.
  12. Продольная управляемость в прямолинейном полете.
  13. Центровки самолета.
  14. Путевая статическая устойчивость самолета. Влияние эксплуатационных факторов на путевую статическую устойчивость.
  15. Поперечная статическая устойчивость самолета. Влияние эксплуатационных факторов на поперечную статическую устойчивость.
  16. Боковая управляемость самолета в целом:
    - колебательная неустойчивость;
    - спиральная неустойчивость.
  17. Особенности поперечной управляемости самолета: поперечная управляемость при работе интерцепторов, характеристики поперечной управляемости, поперечное управление при работе диф. стабилизатора.
  18. Путевая управляемость самолета.
  19. Взлет. Характеристики взлета и влияние на них эксплуатационных факторов.
  20. Посадка. Посадочные характеристики и влияние на них эксплуатационных факторов.
  21. Действия летчика на взлете и их теоретическое обоснование.

22. Действия летчика на посадке и их теоретическое обоснование.
23. Особенности взлета и посадки с боковым ветром.
24. Характеристики разгона и торможения. Влияние эксплуатационных факторов на характеристики разгона и торможения. Особенности пилотирования при разгоне в области трансзвуковых скоростей.
25. Маневрирование самолета по криволинейным траекториям: особенности пикирования, границы правильных виражей, техника выполнения виражей и разворотов.
26. Часовой и километровой расходы топлива и их зависимость от скорости и высоты полета. Влияние эксплуатационных факторов на дальность и продолжительность полета ( $\chi$ ,  $T_n$ ,  $m$  и внешних подвесок).
27. Полет по потолкам.
28. Первые и вторые режимы полета, особенности пилотирования на втором режиме.
29. Особенности поведения и пилотирования самолета вблизи минимальных скоростей (валежка, срывной подхват).
30. Полет в болтанку (действия летчика и их обоснования).
31. Обратная реакция по крену на отклонение педалей.
32. Уход на второй круг:
  - $\delta_3=40^\circ$ , 2 двигателя,  $m \leq 88t$
  - $\delta_3=23^\circ$ , 1 двигатель,  $m \leq 88t$
  - $\delta_3=40^\circ$ , отказ одного двигателя на глиссаде
33. Особые случаи в полете:
  - отказ двигателя на взлете;
  - отказ двигателя в полете;
  - заход на посадку и посадка при одном работающем двигателе;
  - посадка при отказе одного из двигателей на глиссаде снижения ( $\delta_3=40^\circ$ ).
  - заход на посадку и посадка с закрылками, выпущенными на  $23^\circ$ ;
  - заход на посадку и посадка с убранными или не полностью выпущенными закрылками ( $\chi=20^\circ$ ,  $\delta_3 < 23^\circ$ , предкрылки выпущены);
  - заход на посадку с убранными закрылками и предкрылками при  $\chi=20^\circ$  или с выпущенными предкрылками при  $\chi=30^\circ$ ;
  - заход на посадку и посадка при  $\chi > 30^\circ$ .

### Дополнительные вопросы:

1. Объяснить, почему при выпуске предкрылков  $C_{y_a} \downarrow$ . Доказать, что при выпуске шасси наиболее выгодная приборная скорость уменьшается.
2. Объяснить, почему положительное "V" стабилизатора уменьшает боковую силу кия при скольжении и почему при  $V > V_{кр}$  лобовое сопротивление самолета резко возрастает.

3. Доказать, что увеличение  $\chi$  с  $30^\circ$  до  $65^\circ$  приводит к изменению индуктивного, безындуктивного сопротивлений, наимыгоднейшей приборной скорости, максимального аэродинамического качества, критического числа  $M$  и максимальной скорости полета.
4. В каких диапазонах высот, скоростей и чисел  $M$  разрешается изменять стреловидность крыла  $20^\circ \rightarrow 30^\circ$  и  $30^\circ \rightarrow 65^\circ$ ?
5. Назовите причины ограничения максимальной скорости для  $\chi=20^\circ$ ,  $30^\circ$  и  $65^\circ$ . Возможно ли выполнение установившегося горизонтального полета при  $\chi=20^\circ$ ,  $30^\circ$  и  $65^\circ$  на...
  - $H=7.5\text{км}$  и  $V_{\text{пр}}=500$  и  $1100\text{км/ч}$
  - $H=10\text{км}$  и  $V_{\text{пр}}=600$  и  $1200\text{км/ч}$
  - $H=14\text{км}$  и  $V=1240\text{км/ч}$ .
6. Почему внешние подвески существенно уменьшают  $V_{\text{макс}}$  и незначительно влияют на  $V_{\text{минр}}$  ?
7. Верно ли высказывание, что скорость режима минимального расхода топлива на снижении равна наимыгоднейшей скорости полета? Назовите приборные скорости режима максимальной дальности планирования для  $m=100\text{т}$  ( $\chi=65^\circ$ ) и  $m=90\text{т}$  ( $\chi=30^\circ$ ).
8. Докажите, что экстренное снижение при  $\chi=65^\circ$  более эффективно, чем при  $\chi=30^\circ$ . Почему при выполнении экстренного снижения не рекомендуется отклонять интерцепторы ?
9. Почему на  $H>11$  км полет при  $\chi=30^\circ$  невозможен? Верно ли высказывание, что скорость режима максимальной скорости подъема равна крейсерской скорости полета ?
10. Какие особенности в управлении самолетом встретит летчик в диапазоне чисел  $M=0.9\div 1.0$  ( $\chi=65^\circ$ ).
11. На каких режимах полета наиболее опасен отказ демфера тангажа и какие особенности пилотирования при этом? Ваши рекомендации по действиям летчика при отказе демфера тангажа.
12. Какие боевые повреждения уменьшают путевую (поперечную) устойчивость? На каких числах  $M$  путевая (поперечная) устойчивость самолета недостаточная и к чему это может привести?
13. Обстоятельства катастрофы капитана Лесняк. Анализ ошибок летчика. Какие особенности пилотирования следует ожидать при отказе:
  - демфера крена;
  - демфера рысканья;
  - при отказе 1 и 2 перекрестных связей.
14. При какой стреловидности ( $\chi=30^\circ$  или  $\chi=65^\circ$ ) при отклонении штурвала угол отклонения интерцепторов будет большим и почему? Почему в аварийном поперечном канале передаточное число не сделали максимальным и постоянным?
15. Почему отклонение "штурвала на ветер" с началом разбега усложняет выдерживание направления?

16. Какие рекомендации по подъему передней стойки можно предложить при взлете с массой 124т и  $t_{\text{нв}}=35^{\circ}\text{C}$ .
17. Ваши рекомендации при выполнении посадки с  $\bar{X}_T < 23\%$ .
18. Почему при задних центровках "подхват" по перегрузке проявляется интенсивнее, чем при передних ?

### Типовые задачи:

1. Определить максимальный угол установившегося подъема самолета при полете у земли, если масса самолета на 36т меньше максимальной взлетной, а стреловидность крыла максимальная.
2. Определить практический потолок самолета и время его набора, если масса самолета на взлете 110т, стреловидность крыла  $30^{\circ}$ , МФР, без подвесок, условия стандартные.
3. Какое решение должен принять командир корабля при отказе двигателя на скорости 300км/час ( $m=100\text{т}$ ,  $P=730\text{мм.рт.ст.}$ ,  $t_{\text{нв}}=30^{\circ}\text{C}$ ,  $L_{\text{ВПП}}=2900\text{м}$ ,  $\Delta L_{\text{КПВ}}=500\text{м}$ ,  $\Delta L_{\text{ВЫР}}=50\text{м}$ , без подвесок).
4. Определить максимальный взлетный вес самолета, если  $P=730\text{мм.рт.ст.}$ ,  $t_{\text{нв}}=30^{\circ}\text{C}$ , ветер попутный 3м/с, длина ВПП 2900м, взлет выполняется без внешних подвесок.
5. Определить минимальный расход топлива при полете боевого самолета по маршруту протяженностью 1000км, если полет выполняется на высоте 10км, взлетная масса самолета на 24т меньше максимальной.
6. Определить усилия, которые необходимо приложить к колонке штурвала для создания максимально допустимой эксплуатационной перегрузки при стреловидности крыла  $30^{\circ}$  и  $65^{\circ}$  (перед созданием перегрузки, усилия были полностью сняты триммером).
7. Определить длину разбега и скорость начала подъема передней опоры на взлете, если  $P=730\text{мм рт.ст.}$ ,  $t_{\text{нв}}=30^{\circ}$ , штиль, взлет выполняется без внешней подвески, взлетная масса 110т.
8. Определить скорость в точке начала выравнивания, посадочную скорость, длину пробега и потребную длину ВПП при посадке боевого самолета в стандартных условиях без подвесок. Посадочная масса 75т.
9. Определить нормальную перегрузку, которую летчик может создать до подключения торсиона. Стреловидность крыла  $30^{\circ}$  и  $65^{\circ}$ .

10. Определить длину разбега боевого самолета при взлетной массе 100т без подвесок, если атмосферные условия стандартные, а средний угол наклона ВПП  $+3^\circ$ .
11. Определить потребную длину ВПП и скорость в точке начала выравнивания при посадке боевого самолета в стандартных условиях с подвесками под крылом,  $m_{\text{пос}}=78\text{т}$ .
12. Определить максимальный посадочный вес боевого самолета, если  $P=730\text{мм рт.ст.}$ ,  $t_{\text{нв}}=30^\circ$ , ветер попутный 2м/с, длина ВПП 2900м, посадка выполняется с подвесками под крылом.
13. Определить время разворота боевого самолета на  $180^\circ$ , если крен равен  $30^\circ$ , число  $M=1.3$ , высота полета 9000м.

## СОДЕРЖАНИЕ.

Вступление.....	3
I. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА	
1. Общая характеристика самолета.....	5
2. Особенности аэродинамической компоновки самолета.....	6
3. Аэродинамические характеристики самолета при малых числах $M$ .....	12
4. Влияние отклонения механизации крыла и близости земли на АДХ самолета.....	16
5. АДХ с учетом сжимаемости воздуха.....	18
II. ПРЯМОЛИНЕЙНОЕ УСТАНОВИВШЕЕСЯ ДВИЖЕНИЕ САМОЛЕТА.	
1. Кривые Н.Е. Жуковского. Влияние эксплуатационных факторов на кривые Н.Е. Жуковского.....	25
2. Диапазон скоростей и высот установившегося горизонтального полета (теоретический).....	27
3. Ограничение минимальной и максимальной скоростей полета. Эксплуатационный диапазон скоростей и высот полета.....	29
4. Характерные режимы набора высоты и снижения.....	34
III. ОСОБЕННОСТИ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА.	
1. Статическая устойчивость самолета по перегрузке.....	45
2. Влияние конструктивных и эксплуатационных факторов на статическую устойчивость по перегрузке.....	45
3. Продольная управляемость в криволинейном полете.....	48
4. Статическая устойчивость самолета по скорости.....	50
5. Влияние конструктивных и эксплуатационных факторов на статическую устойчивость по скорости.....	51
6. Продольная управляемость в прямолинейном полете.....	52
7. Центровки самолета.....	53
8. Путевая статическая устойчивость самолета.....	55
9. Поперечная статическая устойчивость самолета.....	56
10. Боковая устойчивость самолета в целом.....	58
11. Особенности поперечной управляемости самолета.....	61
12. Путевая управляемость самолета.....	64
IV. ВЗЛЕТ И ПОСАДКА САМОЛЕТА.	
1. Взлет. Характеристики взлета и влияние на них эксплуатационных факторов.....	68
2. Посадка. Посадочные характеристики и влияние на них эксплуатационных факторов.....	72
3. Техника выполнения взлета.....	76
4. Техника выполнения посадки.....	78
5. Особенности выполнения взлета с боковым ветром.....	79
6. Особенности выполнения посадки с боковым ветром.....	81

## V. МАНЕВРЕННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА.

- |  |    |
|--|----|
| 1. Характеристики разгона и торможения.....                  | 83 |
| 2. Маневрирование самолета по криволинейным траекториям..... | 85 |

## VI. ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА.

- |  |    |
|--|----|
| 1. Часовой и километровой расходы топлива и их зависимость<br>от скорости и высоты полета..... | 91 |
| 2. Влияние эксплуатационных факторов на часовой<br>километровой расходы топлива.....           | 94 |
| 3. Полет по потолкам.....  | 95 |
| 4. Методика выполнения ИШР.....  | 98 |

## VI. ОПАСНЫЕ РЕЖИМЫ И ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ.

- |  |     |
|--|-----|
| 1. Первые и вторые режимы полета.....  | 105 |
| 2. Особенности поведения и пилотирования самолета<br>вблизи минимальных скоростей..... | 107 |
| 3. Полет в болтанку.....   | 109 |
| 4. Обратная реакция по крену на отклонение педалей.....                                | 110 |
| 5. Уход на второй круг.....  | 111 |

## VI. ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА В ОСП.

- |  |     |
|--|-----|
| 1). Действия летчика при отказе двигателя на разбеге и<br>принятии решения на прекращение взлета.....  | 116 |
| 2). Действия летчика при отказе двигателя на разбеге и<br>принятии решения на продолжение взлета.....  | 116 |
| 3) Отказ одного двигателя в полете.....  | 117 |
| 4) Заход на посадку и посадка при одном<br>работающем двигателе.....   | 118 |
| 5) Заход на посадку и посадка при отказе двигателя<br>на глиссаде снижения ( $\delta_3 = 40^\circ$ ).....  | 119 |
| 6) Заход на посадку и посадка при $\delta_3 = 23^\circ$ .....  | 120 |
| 7) Посадка с убранными или не полностью выпущенными<br>закрылками ( $\delta_3 < 23^\circ$ , предкрылки выпущены).....  | 120 |
| 8) Заход на посадку $\chi = 20^\circ$ ( $\delta_3 = 0^\circ$ , $\delta_{пр} = 0^\circ$ ) или $\chi = 30^\circ$<br>( $\delta_3 = 0^\circ$ , предкрылки выпущены)..... | 121 |
| 9) Заход на посадку и посадка при $\chi > 30^\circ$ .....  | 121 |