



КАВМИНВОДЫАВИА

**KAMV**

ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ АВИАЦИОННОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ

# Экипажу самолета Ту154



2000

---

---

---

**В сборнике изложены основные положения части летных документов и дисциплин, а также практические рекомендации летному составу по эксплуатации самолета Ту154. В некоторых случаях материал сокращен до пределов необходимого минимума. Для получения полной информации обращайтесь к оригиналу документа.**

---

---

## **Содержание**

---

### **Глава**

- 1. Инструкция по взаимодействию и технология работы членов экипажа самолета ТУ-154М (прилагается отдельной брошюрой).**
- 2. РЛЭ Ту154 – сокращенный вариант**
- 3. Табло сигнализации (приложение прилагается отдельной брошюрой)**
- 4. Таблицы и графики**
- 5. Рекомендации летному составу**
- 6. Воздушная навигация**
- 7. Практическая аэродинамика ТУ-154 (прилагается отдельной брошюрой)**
- 8. Отличия конструкции и летной эксплуатации систем самолета ТУ-154М от ТУ-154Б2 (прилагается отдельной брошюрой)**
- 9. KLN-90 (прилагается отдельной брошюрой)**
- 10. Приложения**

**Разработано группой специалистов летного состава а/к  
«КавминВодыАвива». Руководитель: командир УТЦ Ковалев В.Н.**

---

**РУКОВОДСТВО  
ПО  
ЛЕТНОЙ  
ЭКСПЛУАТАЦИИ  
самолета ТУ-154**

Сокращенный вариант



## 2.1 Классификация самолета.

(1) С **m** max.взл.- с аэродромов имеющих ИВПП с жестким покрытием (ACN-20 , 27 , 33 , 39) и нежестким (ACN-21 , 24 , 31, 40) покрытием.

## 2.2 Общие ограничения .

### 2.2.1. УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ И ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТОВ.

(3) Минимумы для взлета.

с огнями осевой линии	- (Д\ Н) - 2 0 0 м.
без огней при ОВИ	- день - 4 0 0 м.
	- ночь - 5 0 0 м.
без осевой без ОВИ	- день - 5 0 0 м.
	- ночь - 7 0 0 м.

**ПРИМЕЧАНИЕ:** 1. При 3\A до которого Тпол. не более 2 часов, фактическая и прогноз - не хуже min. При его отсутствии - погода на аэродроме вылета не хуже min. для посадки .  
2. 200 м. применяется при К сц.≥0.5 и Убок.≤1/2 max. допустимой.

### Минимумы для посадки.

• автоматический ( АЗП )-	30×400
• директорный ( ДЗП )-	60×800
• по радиомаячной сист. ( ПСП )-	100×1200
• РСП + ОСП -	100×1200
• РСП ( без приводных )-	120×1500
• по 2м приводным ( ОСП )-	120×1800
• по ОПРС -	250×4000
• визуально -	210×4000

**ПРИМЕЧАНИЕ :** АЗП разрешен до Н=30 м. и ДЗП до Н=60 м. по КГС 2кат. ИКАО, и Н=60 м. - АЗП и ДЗП по КГС 1кат. ИКАО.

### 2.2.2.Н полета и ТНВ.

(1) Н max. эксплуатационная - САХ≤32 %: **11600 - 93,5m.**  
**12100 - 85,0m.**  
САХ >32 %- эшелон ≤ **10100**

(2) Н аэродрома - от **-305 м** до **+2500 м.**

(3) ТНВ от **-50** до **+45 \*С.**

**Максимальная температура эксплуатации Tu-154м от высоты аэродрома.**

Превышение Аэродрома, ft	Превышение Аэродрома, м	QFE, hpa	QFE, мм рт ст	Максимальная Температура
0	0	1013,25	760	+45
500	152	995,05	746	+44
1000	305	977,15	733	+43
1500	457	959,55	720	+42
2000	610	942,15	707	+41
2500	762	924,95	694	+40
3000	915	908,15	681	+39
3500	1067	891,45	669	+38
4000	1220	875,15	656	+37

4500	1372	858,95	644	+36
5000	1524	843,05	632	+35
5500	1677	827,45	621	+34
6000	1829	811,95	609	+33
6500	1982	796,85	598	+32
7000	2134	781,85	586	+31
7500	2287	767,15	575	+30
8000	2439	752,65	564	+29

### **2.2.3.ПРЕДЕЛЬНЫЙ ВЕТЕР.**

(1) Руление и буксировка - **30 м/с.**

(2) Взлет и посадка :       -встречная                       **30 м/с.**  
                                       - попутная                         **10 м/с.**  
                                       - под углом 90°               **17 м/с.**  
                                       - при отказе 2х ГС           **10 м/с.**

- осадки > 3 мм **5 м/с.**

### **2.2.4.СОСТОЯНИЕ ВПП.**

Взлет и посадка разрешены :   -К сц.>=0.3 / отсутствует слой льда/  
   - толщина слоя воды не более 10мм.  
   - слякоти не более 12мм.  
   - сухого снега не более 50 мм.

Мах. уклон ВПП ± 2 %.

## **2.3 Минимальный состав экипажа.**

**ПРИМЕЧАНИЕ:**       При увеличении кол-ва членов экипажа или б/пров. - их масса засчитывается за счет уменьшения М комм .

Разрешено меньшее кол-во б/пров. при наличии дополн. членов экипажа , имеющих подготовку для выполнения операции по аварийному расписанию .

*\*Временное изменение - вариант компоновки 164(166)-общее кол-во людей = 173(176).*

Экипаж -5 , б/проводников - 5

## **2.4 Мах. количество людей на борту.**

(1)Сверх указанного разрешено перевозить без билета детей до 5 лет по одному на взрослого пасс. ,у него на коленях ,не пристегнутого и удерживаемого крепко руками.

## **2.5 Общие летные ограничения.**

### **2.5.1.ОГРАНИЧЕНИЯ ПО МАССЕ САМОЛЕТА.**

- |                             |                             |
|-----------------------------|-----------------------------|
| (1) М мах. рул. - 100,5 т.  | (2) М мах. взл. - 100 т.    |
| (3) М мах. посад. - 80 т.   | (4) М мах. без т-ва - 74 т. |
| (5) М мах. коммерч. - 18 т. |                             |

### **2.5.2. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ПРОЧНОСТИ ПОЛА.**

М мах. нагрузка на пол салона - 280 кгс/м<sup>2</sup>

### **2.5.3. ДОПУСТИМЫЕ ЦЕНТРОВКИ.**

(1) Пред. передняя на взлете / ШВ/-

**21 % САХ**

- (2) Пред. передняя на посадке /ШВ/- **18 % САХ.**  
 (3) Пред. задняя /ШУ/- **32 % САХ** ( при Мвзл.≤80 т.  
 И эшелоне полета не более 10000 м. , АБСУ в штурвальном режиме). Если  
**т**комм. недостаточна для САХ не >32 % → до 40 % САХ.

**ПРИМЕЧАНИЕ:** Центровка переваливания на хвост на земле -52,5%.

#### **2.5.4.ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СКОРОСТИ.**

«» 2.5.4.1. МАКСИМАЛЬНЫЕ СКОРОСТИ.

(1) **V max.** эксплуат. (Vмо) и (Ммо):

- \*центровка ≤32% - **600 км/ч** / Н до 7000 м /  
 - **575 км/ч** / от 7000 м / и **M=0.86**  
 \*центровка >32%- **525 км/ч** / на всех Н /

(2) **V max.** при отказе демпферов крена или курса при всех **т**  
 - **525 км/ч** и **M=0.85**

(3) **V max.** с закрылками **-15°** - **420 км/ч** при уборке с **15°**  
**-28°** - **360 км/ч** до **0°** разрешает-  
**-36°** - **330 км/ч** ся увеличение  
**-45°** - **300 км/ч** V до 430 км/ч.

(4) **V max.** выпуска и уборки шасси - **400 км/ч** -- при экстренном снижении - до Vmax. экспл. и Mmax. экспл.

(5) **V max.** при отклоненных средних интерцепторах - V и M max. экспл.

(6) **V max.** со стабилизатором >0° - **450 км/ч** / зафиксированном /  
**V max.** при перестановке - **425 км/ч**

на взлете и при уходе на второй круг при перестановке стабилизатора можно увеличивать V до **450 км/ч** к моменту полной перестановки.

(7) **V max.** с выпущенными предкрылками - **425 км/ч**

при уборке предкрылков разрешено увеличение V до **450 км/ч** к моменту полной уборки.

(9) **V max.** при выпуске фар - **400 км/ч**

(10) **V max.** путевая

- \* подъема передней опоры - **315 км/ч**
- \* отрыва основных опор - **325 км/ч**
- \* касания основными опорами - **280/310 КТ-141Е и**
- \* касания передней опорой - **270/300 КТ-183-14А и 12А.**
- \* начала торможения - **240 ≥ +30° > 225 км/ч**

#### **«» 2.5.4.3. КОНФИГУРАЦИЯ САМОЛЕТА.**

Конфигур. самолета	Отклонение закрылков	Положение предкрылков	САХ<24% Зелен (П)	24% - 32% Черн (С)	>32% Желт (З)
<b>Полетн</b>	<b>0°</b>	<b>Убраны</b>	<b>0°</b>	<b>0°</b>	<b>0°</b>
<b>Взлетн</b>	<b>15°, 28°</b>	<b>Выпущены</b>	<b>3°</b>	<b>1.5°</b>	<b>0°</b>
<b>Посадоч</b>	<b>36°, 45°</b>	<b>Выпущены</b>	<b>5.5°</b>	<b>3°</b>	<b>0°</b>

#### **2.5.5. ДОПУСТИМЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ.**

- (1) **П**max. с убранной механизацией - **2.5 ед.**  
 с выпущенной механизацией - **2.0 ед.**

- (2)  $\Pi_{\min}$ . с убранный механизацией - 0 ед.  
с выпущенной механизацией - 0.2 ед.

(3) Выполнение маневра ограничено значением  $\Pi$  доп. :

\*MAX -- с убранный механизацией - 1.8 \*MIN – 0.5  
-- с выпущенной механизацией - 1.6

- срабатыванием АУАСП
- достижением допустимого угла крена

#### 2.5.6. ДОПУСТИМЫЕ УГЛЫ КРЕНА.

- (1)  $H \leq 250$  м или  $V < 340$  км/ч на взлете и  $V < 280$  км/ч на посадке -  $+15^\circ$
  - в остальных случаях --  $+33^\circ$
  - (2) Достижением допустимого угла крена :
  - на взлете и посадке =  $15^\circ \pm 2^\circ$
  - в остальных случаях =  $33^\circ \pm 4^\circ$
- при визуальном заходе крен не более  $30^\circ$  на  $H > 150$  м и крен  $\leq 15^\circ$  на  $H \leq 150$  м.

### 2.7 Временные ограничения.

(2) При отказе двигателя № 2 - АТ-6-2 использовать - **ЗАПРЕЩЕНО !**

#### 3.1 Расчет полета.

##### 3.1.3. ВЫБОР ЭШЕЛОНА И НАИВЫГОДНЕЙШЕГО РЕЖИМА.

- (2) Основной режим МД – максимальной дальности.
- (3) Для сокращения  $T_{\text{полета}}$  МКр – максимальный крейсерский.

##### 3.1.5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ $m$ max. доп. ВЗЛЕТНОЙ.

(1) По фактическим метеоусловиям: ТНВ, Разр., U ветра и в зависимости от распол. длины ВПП, уклона и её состояния поверхности. Для удобства - основные эксплуатационные условия сведены в таблицы / см. приложение /.

##### 3.1.6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ $m$ max. доп. ПОСАДОЧНОЙ.

- (4) Посадка на 3х двигателях производится с закрылками на  $45^\circ$ , а при ограничениях по шуму -  $36^\circ$ .

### 3.2 Техническая подготовка к полету .

#### 3.2.1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ.

(1) 2 пилот осуществляет контроль загрузки и центровки ВС.

#### 3.2.2 ВНЕШНИЙ ОСМОТР САМОЛЕТА

- (1) Амортизатор стойки передней опоры - зеркало штока при  $m_{\text{max.рул.}} = 35$  мм.
- (2) Амортизатор основной опоры - зеркало штока = 40 мм.
- (3) В зоне препятствий руление прекратить, вызвать сопровождение - руление по его команде.
- (4) Экипажу докладывать о препятствиях в зоне руления.
- (5) При наземном обледенении и слякоти, снеге на РД и ВПП – избегать попадания под струи двигателей от других самолетов.

#### 4.2.1. РЕЖИМ РУЛЕНИЯ.

Внимание: до страгивания самолета управлять рукояткой разворота – **ЗАПРЕЩЕНО.**



(3) Если при проверке торможение неэффективно – затормозить самолет исправным тормозом до полной остановки и выключить двигатели .

**Предупреждение:** Одновременное использование основного и аварийного торможения –**ЗАПРЕЩЕНО**.

Разрешено использование «Малого реверса» двух двигателей.

**Предупреждение:** Во избежание перегрева - использование тормозов - минимальное .

**Внимание:** колеса КТ-153А- перед взлетом произвести 3-5 торможений при  $R_{\text{торм.}} = 50-60 \text{ кгс/м}^2$ .

(4) После посадки - руление на двигателях 1 и 3 или 1 и 2. Выключение двигателей разрешено после их охлаждения на МГ не менее 2 мин.

**Внимание :** (1) Разрешено увеличение режима до 81-85% на  $t = 5-10 \text{ с}$ . Закрывать ПК - через 3 мин после остановки двигателя. Не рекомендуется работа двигателей на режиме открытия – закрытия клапанов перепуска 76.5 - 80%.

(6) Разрешено руление с выпущенной механизацией с предварительного на исполнительный старт , после посадки при обледенении или на ВПП покрытую снегом и грязью. Запрещена уборка механизации после применения реверса /большого/ до полной остановки .

#### **4.1.3. МАНЕВРИРОВАНИЕ**

(1) Минимально допустимый R разворота = 5.05 м. от тележки со стороны разворота . При этом R min. по передней опоре = 22.07 м.

(2) Для разворота на 180° без подтормаживания необходима ВПП шириной **50м**, с подтормаживанием - **45 м**.

**Внимание:** Резко тормозить на разворотах **запрещено** во избежание повреждения механизма поворота передней опоры .

(4) Перед остановкой переднюю опору установить вдоль продольной оси . При необходимости установить стояночный тормоз .

## **4.2 ВЗЛЁТ .**

### **4.2.1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ**

(5) Обогрев ППД включать перед взлётом : не менее чем за 1 мин при положительных ТНВ, при 0°С или отрицательных ТНВ - не менее чем за 3 мин. до начала разбега. При наличии условий обледенения (ТНВ = +5°С и ниже, облачности, тумане, снегопаде, дожде, мороси) -- ППД включать перед началом руления.

**Примечание :** При задержке на предварительном старте > 10 мин. – выключить ППД, и включить за 3 мин. до разбега .

### **4.2.2. НОРМАЛЬНЫЙ ВЗЛЁТ .**

#### **4.2.2.1. РАЗБЕГ И НАБОР 10. 7 м.**

(2) Начинать разбег с горящим табло «**К ВЗЛЁТУ НЕ ГОТОВ**»- **ЗАПРЕЩЕНО !**

(3) Если при переводе РУД на Нвзл. слышен сигнал - КВС командует «СТОП» и прекращает взлет .

(4) При загорании табло «**К ВЗЛЁТУ НЕ ГОТОВ**» на разбеге КВС обязан: на  $V \leq V_1$  – **взлет прекратить** , на  $V > V_1$  – взлет продолжить.

(5) На мокрых , обледеневших , заснеженных и покрытых слякотью ВПП не

удерживать самолёт на тормозах при выводе двигателей на Нвзл.

#### 4.2.2.2. НАБОР Н круга.

(2) На высоте не менее **50м.** , при облачности – до входа в неё – выключить и убрать фары .

(4) Уборка закрылков – с  $H \geq 120$  м, на  **$V=330$  км/ч --- с  $28^\circ$  до  $15^\circ$**   
на  **$V=360$  км/ч --- с  $15^\circ$  до  $0^\circ$ .**

(5) При наличии препятствий на взлёте  $H > 120$  м. – согласно п. 7. 3.

(8) Если схемой предусмотрен отворот до уборки механизации – начало разворота на  $H \geq 50$  м. на  $V_2 + 40$  с набором Н . При крене  $> 15^\circ$  и срабатывании сигнализации «**КРЕН ЛЕВ. / прав. / ВЕЛИК**» – не допускать крен  $> 25^\circ$  . Механизацию убрать после разворота .

(9) КВС в процессе уборки закрылков разогнать ВС до  **$V=410$  км/ч.**

#### 4.2.3. ВЗЛЁТ ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ.

(2) Штурвал – от себя , направление выдерживать педалями .

(3) На  $V$  п.ст. – штурвал на себя , педали – нейтрально.

(4) В момент отрыва – штурвал на ветер .

#### 4.2.4. ВЗЛЁТ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ.

**Предупреждение :** При отложении на поверхности самолета льда, инея, снега – **ВЗЛЕТ ЗАПРЕЩЕН.**

- Включение ПОС : -- предкрылков , стабилизатора , крыла – **после отрыва**  
-- стекол «**СИЛЬНО**» – на исполнительном старте.

#### 4.2.5. ОТКАЗ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ВЗЛЁТЕ.

(1) Б/И при пожаре двигателя немедленно докладывает КВС : «**ПОЖАР ДВИГАТЕЛЯ № ...**» , а при других отказах , требующих экстренного выключения – «**ДВИГАТЕЛЬ № ... ЭКСТРЕННЫЙ**» .

После команды КВС « **СТОП** » или « **ПРОДОЛЖАЕМ ВЗЛЁТ** », которая является исполнительной на экстренное выключение двигателя – Б/И переводит РОД оказавшего в положение « **ОСТАНОВ** ». При пожаре – закрывает кран отбора воздуха и выключает генератор.

**ЭКСТРЕННЫЙ ОСТАНОВ ПРОИЗВОДИТСЯ:**

- Возникновение пожара.
- Помпаж с ростом  $T_{газов}$  и падением  $N_{дв}$ .
- Опасные вибрации (горит табло «**ОПАСН ВИБР.**» и одновременно загорается табло «**ВИБР.ВЕЛИКА**» и «**СТРУЖКА В МАСЛЕ**»).

Самопроизвольное включение реверса.

Срабатывание СЗТ.

Загорание «Опасные обороты стартера»

**Предупреждение :** При отказе двигателя №2 – немедленно включить НС ГС №2 – для поворота передней ноги.

(2) «**ДВИГАТЕЛЬ № ...**» -- при отказах не требующих экстренного выключения. Выключение двигателя - по необходимости , по команде КВС после пробега (при прерванном взлете) или набора Н без. – при продолженном взлете .

- (2) **КВС обязан:** \* при отказе двигателя на  $V \leq V_1$  – **взлет прекратить**,  
\* на  $V > V_1$  – **продолжить** .

#### 4.2.5.1. ПРЕРВАННЫЙ ВЗЛЁТ.

- (2) Если ВПП покрыта водой или слякотью – возможно глиссирование; V начала торможения **не более 190 км/ч.** / теряется сцепление, падает эффективность тормозов, управление передней ногой, автоматы юза не работают /. В этом случае применять торможение на  $V < 190$  км/ч импульсами, до появления признаков эффективного торможения.
- (3) Для отворота от препятствий использовать разворот «63°», при необходимости – аварийное торможение. После сруливания - колёса охладить водой.
- (4) При отказе двигателя №2 – включить НС ГС №2 для управления передней ногой

#### 4.2.5.2. ПРОДОЛЖЕННЫЙ ВЗЛЁТ.

- (6) После отрыва и V верт. «+» -- **убрать шасси, разогнать ВС до V2** с набором Н.

Угол крена 1-2° на работающий двигатель.

На Н=120 м. – **увеличить V до  $V_3 = V_2 + 15$  км/ч — убрать Закр. до 15°.**

Увеличить V до  **$V_3 = V_2 + 60$  км/ч — убрать Закр. до 0°.**

Увеличить V до V4 – самолет в набор Н.

**На Нкр. – выключить отказавший двигатель.**

#### 4.2.5. ВЗЛЁТ В УСЛОВИЯХ СДВИГА ВЕТРА.

\*Уменьшение Uвстр. (появление или увеличение U попутн.) -- сдвиг попутного направления приводит к уменьшению Vприборн. И проваливанию самолёта – траектория искривляется вниз.

\*Уменьшение U попутн. (появление или увеличение U встр.) -- сдвиг встречного направления приводит к увеличению V приборн., самолет *вспухает* – траектория искривляется вверх.

\* Основные признаки попадания в сдвиг ветра на взлете:

изменение темпа роста V разбега

изменение V верт. набора Н.

**А. Взлет при наличии информации о сдвиге ветра.**

- Взлет при сильном и очень сильном сдвиге ветра—**ЗАПРЕЩЕН.**
- Взлет – на взлетном режиме, используя всю длину ВПП или более длинную ВПП. Закрылки - на 15° -- если есть возможность. Следить за ростом Vпр., в случае прекращения роста Vпр. – до V1 → взлет прекратить, если оставшейся длины ВПП достаточно. Подъем носа и первоначальный набор на V на 10-15км/ч больше расчетной. Поддерживать +V верт. на V не менее V2.

Внимание: Увеличение V пр. Уменьшением угла тангажа производится после набора Н пролета препятствий.

- Убрать механизацию – после выхода из зоны сдвига ветра.

#### **Б. Взлет при отсутствии информации о сдвиге ветра.**

- Если ощутимо снижается рост V пр. на разбеге, то до V1 – **взлет прекратить**, после V1 – увеличить Vп.ст. на 10-15км/ч.
- Если используется Nномин. – **немедленно NVзл.**

#### **4.2.6. ВЗЛЕТ С УМЕНЬШЕНИЕМ ШУМА.**

- (2) После отрыва и уборки шасси  $V_{2+20}$  км/ч - Нвзлетный.
- (3) За 1 км до пункта контроля или 5.5 км от точки старта – уменьшить режим до получения  $V_{\text{верт.наб.}} = 3.5 - 4$  м/с (с Н не менее 200м).
- (4) После Н= 900 м – Н ном., убрать закрылки, разогнать самолет.

**Примечание :** Допускается отворот от НП на  $H > 100$  м над препятствием – крен не  $> 15^\circ$ .

#### **4.2.7. ВЗЛЁТ С КРАТКОВРЕМЕННОЙ ОСТАНОВКОЙ.**

- (1) Применяется на мокрых, обледеневших, заснеженных и покрытых слякотью ВПП.
- (4) КВС информирует экипаж об использовании этого вида взлета до выхода ВС на предварительный старт.

**Внимание:** При Увстр.  $> 15$  м/с выход двигателей на режим Нвзл.(Нном.) возможен после  $V_{\text{контр.}} = 150$  км/ч.

#### **4.2.8. НЕМЕДЛЕННЫЙ ВЗЛЁТ**

- (3) Потребную для взлета длину ВПП увеличить на 120 м.

#### **4.2.9. ВЗЛЁТ НА НОМИНАЛЕ** (расчет – см. таблицу в конце книги)

- (4) На продолженном взлёте при отказе одного двигателя после команды «ПРОДОЛЖАЕМ ВЗЛЁТ» -- КВС даёт команду «РЕЖИМ ВЗЛЁТНЫЙ » и сам переводит двигатели на Н взл.

### **4.3 Набор высоты .**

#### **4.3.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ.**

- (2) Режим - номинальный. (6) На Н пер. установить  $P = 760$  мм.рт.ст.

#### **4.3.3. РЕЖИМЫ НАБОРА.**

- (1) МД---  $V$  пр. = **550 км/ч** до  $M = 0,8$  / далее на  $M = 0,8$  /  
МКр-  $V$  пр. = **575 км/ч** до  $M = 0,85$  / далее на  $M = 0,85$  /

**Примечание:** 1. В исключительных случаях – режим больше Н ном. на время не более 15 мин.

2. При  $T_{\text{НВ}} > CA + 10$  на МКр после  $V$  пр. = **575** – выдерживать  $M = 0,8$ .

3. При необходимости – разворот после взлёта на  $V$  пр. = 450 км/ч.

После его окончания – разогнать  $V$  пр.

4. Для обеспечения набора эшелона или по указ диспетчера УВД  $V$  пр. = **500 км/ч до  $M = 0,8 - 0,78$ .**

#### **4.3.5. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ В НАБОРЕ ВЫСОТЫ.**

- (1) КВС - удерживает самолет от разворота и крена, уменьшает  $V$  пр. до **475 км/ч** или  **$M = 0.65$ .**

Б/И по команде КВС останавливает отказавший двигатель, т. е.: при пожаре или разрушении - закрывает ПК, кран отбора воздуха, выключает ПОС двигателя и его воздухозаборника.

-выключает генератор.

- (2) Развороты на  $V = 475$  км/ч с креном  **$15^\circ$  не более.**

- (1) При отказе 2 или 3 двигателей перед посадкой включить НС ГСН№2 или ГСН№3.

*Таблица максимальных высот полета с одним отказавшим двигателем*

*в зависимости от Мс-та и tCA.*

<b>m</b>	<b>69</b>	<b>75</b>	<b>77</b>	<b>81</b>	<b>83</b>	<b>87</b>	<b>89</b>	<b>95</b>	<b>99</b>
<b>МСА+10</b>							9200	8400	7900
<b>МСА+15</b>					9000	8700	8500	7800	7200
<b>МСА+20</b>			9000	8500	8200	7600	7300	6400	5800
<b>МСА+25</b>		8600	8300	7700	7400	6800	6900	5600	5000
<b>МСА+30</b>	8000	7200	6900	6400	6100	5600	5300	4500	3900

#### **4.3.6. НАБОР В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ.**

- (1) Включить ПОС двигателей, воздухозаборников, предкрылков, крыла, стабилизатора, стекла – «СИЛЬНО».
- (2) Через 10 - 15 мин. после выхода из зоны обледенения – стекла «СЛАБО», выключить ПОС.

### **4.4 Крейсерский полёт .**

- (2) Рекомендуются выполнять на режиме МД.
- (3) В исключительном случае разрешается режим больше NOM до взлетного на время не более 15 мин.
- (5) Рекомендуются дышать кислородом 10 мин. через 2 часа при продолжительности полёта более 4 часов.

#### **4.4.5. ПИЛОТИРОВАНИЕ ПРИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ И СВАЛИВАНИИ**

- (1) В зоне сильной болтанки ( $n > 1.5$ ):
  - установить  **$V_{пр}=500\text{км/ч}$ ,  $M=0.8$**
  - выключить автоматический режим АБСУ
  - управление полу зажато.
  - пилотировать по средним показаниям авиагоризонта, ВАР, УСИ, высоты и курса.
  - эволюции с креном не более  **$15^\circ$** .
- (2) В восходящем потоке – выдержать тангаж, при интенсивной тряске – штурвал ОТ СЕБЯ, режим работы двигателей не менять. V и M не более эксплуатационных.
- (3) При сваливании – горит сигнализация АУАСП,  $V < \min$ , растёт тангаж. НЕМЕДЛЕННО – штурвал ОТ СЕБЯ. После уменьшения угла атаки и увеличения  $V > V_{\min}$  на 50 - 70 км/ч — самолёт в ГП (перегрузка при выходе не  $> 1.3$  (не допускать срабатывания АУАСП из-за повторного сваливания)). Потеря высоты не  $> 650\text{м}$ .
- (4) При помпаже с падением N , ростом Tg – если работа двигателей не восстановилась – по команде КВС – двигатель остановить. После выхода на нормальные углы атаки – запустить двигатель.

#### **4.4.6. ПОЛЁТ С ОДНИМ ОТКАЗАВШИМ ДВИГАТЕЛЕМ.**

- (1)  **$V_{пр.} = 500$  км/ч**—на МГ снизиться до Н полёта на 2х двигателях.
  - (2) Продолжить полёт на этой высоте.
- См. таблицу п.4.3.5.

### **4.5 Снижение .**

#### 4.5.1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ.

(2) Выполняется на режиме МГ.

Внимание: не допускать  $N < 61\%$  во избежание выключения двигателя, при снижении  $N < 55\%$  или резком росте Тг. – РОД на СТОП.

#### 4.5.2. РЕЖИМЫ СНИЖЕНИЯ.

(1) МД –  $M=0.8$  до  $V_{пр.}=500$  км/ч.

(2) МКр –  $M=0.85$  до  $V_{пр.}=575$  км/ч. – интерцепторы на  $45^\circ$  от  $H=7000$  м. до 3000 м. (для коррекции разрешается применять интерцепторы на любых  $H$  и  $V$ ).

(3) Для уменьшения  $V$  на 100 км/ч в ГП на МГ в диапазоне  $H$  от 0- 3000 м требуется:  $S=6$ км при  $V_{пр.нач.}=600$ км/ч и  $S=5$ км при  $V_{пр.нач.}=500$  км/ч.

(4) От  $N_{эш.пер.}$  до  $N_{кр.}$   $V$  верт. **не более 10м/с.**

#### 4.5.3. ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ.

(1) РУД на МГ.

\* Средние интерцепторы на  $45^\circ$

\* Шасси – на ВЫПУСК ( $V_{пр.}$  не  $> V_{экспл.}$ )

\* До полного выпуска – самолёт на снижение с  $n=0.3 - 0.5$ ,  $V_{верт.}=60-70$  м/с  
( $T_{вып.осн.шас.}=10-12$  сек, пер.опоры – до  $V_{пр.}=470$  км/ч.)

(2)  $M$  и  $V_{пр.}$  – не более эксплуатационных.

(3) Тсниж. с эшелона до  $H=4000$  м. не более 3.5 мин.

(4) На  $H$  без. (не более 4000 м) плавно штурвал на себя  $n=1.2 - 1.3$ , самолёт в ГП, убрать интерцепторы. Потеря  $H=300 - 400$  м. Шасси убрать.

#### 4.5.4. СНИЖЕНИЕ В БОЛТАНКУ.

(1)  $V_{пр.} \leq 500$  км/ч,  $M \leq 0.8$ .

#### 4.5.5. СНИЖЕНИЕ ПРИ ОБЛЕДЕНЕНИИ.

(3) Для выхода из обледенения использовать средние интерцепторы.

Предупреждение: ПОС предкрылков при  $N=81 - 83.5\%$  2го двигателя – включение, после включения уменьшить режим – **но не менее 65%  $N_{квд.}$**

(5) При полёте в обледенении более 10 мин – доложить УВД и выйти из этой зоны.

#### 4.5.6. СНИЖЕНИЕ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ.

(1) Режим МГ –  $V_{пр.}=500$  км/ч.

### 4.6 Заход на посадку.

#### 4.6.2. ТЕХНИКА ПИЛОТИРОВАНИЯ И РЕЖИМЫ.

##### \*4.6.2.1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ.

(1) Для выполнения схемы захода разрешается ранний выпуск шасси и Закрылков на  $15^\circ$ .

(3) На  $H_{кр.}$  – если показания баром. высотомера отличны от показаний РВ на  $<100$  м. с учетом рельефа – прекратить снижение и уточнить у диспетчера Раэр. и МС. После сличения – РВ 2го пилота установить на ВПП или 60 м.

(4) Выход в створ ВПП уточнять сразу после выхода из 4го разворота.

**Предупреждение:** \* если до Н=200 м не выполнена КПП—заход **ЗАПРЕЩЕН**.

\* при отказах систем , влияющих на выпуск механизации—  
выпустить её заблаговременно.

(5) На глиссаде в ДЗП Верт. исправлять рулем высоты, а V пр. – изменением режима  $\pm 5\%$ .

(6) Проверить положение РВ – в пределах широкого зеленого сектора  $+3$  до  $-10^\circ$ .

- при уходе РВ ниже  $+3^\circ$  -- уменьшить угол стабилизатора на ПИКИРОВАНИЕ.
- при уходе РВ выше  $-10^\circ$  при стабилизаторе  $< -5.5^\circ$  -- увеличить его отклонение на КАБРИРОВАНИЕ.

**Внимание:** Колпачок «СТАБИЛИЗАТОР» закрывать только при уходе на 2й круг перед уборкой закрылков.

(9) При боковом ветре – снос устранять углом упреждения без крена и скольжения.

(10)Посадочные фары включать на Н=150 -100 м / в облачности, тумане, снегопаде, дожде – по команде КВС /.

#### **\*4.6.2.2. ЗАХОД В УСЛОВИЯХ СДВИГА ВЕТРА.**

(1) Если продольная U ветра у земли и на Н=100 м  $\geq 15$  м/с заход **ЗАПРЕЩЁН**.

(При наличии грозowych , градовых облаков , ливневых очагов – расчетную Vзах. увеличить на 10 - 15 км/ч если она не была увеличена по другим причинам.)

(5) Не допускать увеличение Vверт. более чем на 1 - 2 м/с, отклонение скорости на 10-15 км/ч после возвращения на глиссаду парировать изменением режима. Одновременное отклонение РВ и изменение режима приводит к разбалансировке самолёта и его раскачке. Если на Н<200 м режим  $> N$  ном. или  $< 75\%$  -- УЙТИ НА 2й КРУГ.

#### **\*4.6.2.3. УСТРАНЕНИЕ БОКОВЫХ ОТКЛОНЕНИЙ.**

(1) Предельные БУ:

<b>Н начала маневра</b>	<b>100 м</b>	<b>80 м</b>	<b>60 м</b>	<b>45 м</b>	<b>30 м</b>
<b>Д до торца ВПП</b>	1950 м	1500 м	1050 м	700 м	400 м
<b>Предельное БУ</b>	100 м	70 м	40 м	30 м	30 но не $> 1/2$ шир. ВПП

Оценка фактических величин БУ производится КВС по загоранию табло предельных отклонений по курсу и глиссаде или визуально по посадочным огням и др. ориентирам:

- световой горизонт №1 ОВИ (ближний к БПРМ) -- половина его ширины = 42м (ОВИ с бю горизонтами) 37м или 27м (ОВИ с 5ю горизонтами)
- боковые огни ВПП – по ширине ВПП.
- боковые огни приближения на КПП – красные – крайний от оси ВПП ~ 12-15м.
- входные огни ВПП – зеленые.

Если БУ больше предельного, КВС:  
включить УХОД на 2й КРУГ.

-- в автоматич. режиме захода -

-- при ДЗП – уйти на 2й круг в

автоматическом или штурвальном режиме.

(2) Если БУ в пределах допуска: КВС отключить АП, прекратить пилотирование по командным стрелкам и немедленно устранить БУ.

- На  $H > 60$  м -- разворот в сторону ВПП с Креном не более  $12^\circ$  при подходе к кромке ВПП – обратный крен не более  $8^\circ$  так, чтобы крен не превышал  $3^\circ$  к началу ВПП.

**Предупреждение:** Если к  $H=12-15$  м вектор  $W$  направлен за пределы к кромке ВПП – от её осевой и крен  $>3^\circ$  -- уйти на 2й круг.

- На  $H < 60$  м до 30 м включительно – заход посадочный /как и с Убок./ если вектор  $W$  не выходит за пределы ширины ВПП, т.е. самолёт не выйдет за пределы продолженных кромок ВПП.
- (2) При БУ на ВПР в пределах красных огней КПБ /12 - 15 м/ без видимости начала ВПП – посадку выполнять без устранения БУ. При  $БУ > 15$  до 30 м /но не  $> 1/4$  ширины ВПП/ для посадки должна быть видимость начала ВПП, выполнять одноразовый доворот с креном  $= 5^\circ$  в сторону оси ВПП на угол  $1-3^\circ$ , чтобы приземлиться под этим же углом между осью и внутренними огнями ВПП, с последующим выходом на ось или параллельно ей. Мах. допустимое отклонение по  $H$ , не требующее исправления  $\pm 1$  точка на ПНП /  $\pm 5$  м /  $\sim 100$  м длины воздушного участка.

#### **4.6.3. ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ЭКИПАЖА НА ЗАХОДЕ.**

(1) КВС на  $H$  кр на  $V=400$  км/ч балансирует самолет, установленный датчик стабилизатора в положение:

- П – при РВ выше  $-2^\circ$  / зеленая /
- С – при РВ от  $-2$  до  $+2^\circ$  / чёрная /
- З – при РВ от  $+2$  и ниже / жёлтая /

**3й разворот на  $V \geq 370$  км/ч с креном не  $> 30^\circ$  / тоже и 4й разворот /.** За 6 км до ТВГ – выпустить шасси. Через 20 - 25 сек после загорания последнего табло – установить кран шасси нейтрально. На  $V = 370$  км/ч — закрылки  $28^\circ$ ,  $V = 340$  км/ч — выпустить фары. На  $V = 280 - 300$  км/ч — после входа в глиссаду – закрылки  $45^\circ / 36^\circ$ .

#### **4.6.3.6 ВИЗУАЛЬНЫЙ ЗАХОД**

(3) До точки НВЗ – выпусти шасси и Закр.  $= 28^\circ$ .

(6) После установки визуального контакта КВС докладывает УВД: «Полосу вижу» и согласовывает вид манёвра. Пилотирует КВС при постоянном визуальном контакте с ВПП. Если контакт потерян – отвернуть в сторону ВПП с набором  $H$  и выйти на установленную схему ухода на 2й круг по ППП.

(7) Крен не  $> 30^\circ$ .

(8) До разворота на ВПП на  $H \geq H_{\min}$  снижения:

выпустить Закр.  $= 45^\circ$



установить  $V_{зп} + 10 \text{ км/ч}$

На развороте сохранять  $V_{зп} + 10$ ,  $V_y \leq 5 \text{ м/с}$ , крен  $= 20^\circ$  (рекомендуется), но не  $> 30^\circ$ , Н входа в глиссаду не  $< 150 \text{ м}$ .

(9) После выхода на прямую – при посадочном положении – устанавливается  $V_{зп}$  и выдерживать глиссаду  $\sim 3^\circ$ .

(10) На последнем развороте 2П сообщает КВС о достижении крена  $= 30^\circ$ .

#### **4.6.4. ЗАХОД С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ**

(1) Положение закрылков –  $28^\circ$

(2) При отказе двигателя 2 и 3 перед посадкой включить НС № 2 или № 3 ГС

(3) При отказе двигателя на глиссаде – увеличить режим работающим двигателям, положение Закр не менять.

(3) При отказе 2го двигателя – увеличить режим до Нвзл.

**Скорости захода на посадку в зависимости от  $M_{пос}$  и  $\delta z = 28^\circ$ .**

$m_{пос}$	70-72	72-76	76-78	78-82	82-84	84-88	88-90
$V_{зах}$	260	265	270	275	280	285	290

#### **4.6.6. ЗАХОД В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ**

(1) ПОС самолета и двигателей – включена, стекла – «СИЛЬНО». Если в течении 10 мин. полет выполнялся при обледенении на  $H > 4000 \text{ м}$  или ниже  $4000 \text{ м}$  независимо от времени, необходимо:

- после выпуска Закр.  $= 28^\circ$  --  $V$  не менее  $300 \text{ км/ч}$
- на  $V = 300 \text{ км/ч}$  довыпустить Закр. –  $36^\circ/45^\circ$
- на глиссаде  $V > 10 - 15 \text{ км/ч}$  выше расчетной.

**Предупреждение:** после посадки механизацию не убирать до заруливания на стоянку, тоже – фары /можно убрать до Закр. –  $28^\circ$ ./

#### **4.6.9.1. ЗАХОД ПРИ ПРЕДЕЛЬНЫХ ЦЕНТРОВКАХ**

(1) При предельно – передней – на глиссаде  $PB = -7^\circ$ , стабилизатор  $-5.5^\circ$ . если  $PB$  приближен к верхней границе широкого зеленого сектора – увеличение  $V$  на  $10 \text{ км/ч}$ . Если  $V$  была увеличена – а  $PB$  вышел за пределы  $-10^\circ$  /центровка  $<$  предельно передней/ -- уйти на 2й круг, на Н кр в ГП сместить САХ назад /1% САХ смещает  $PB$  на  $1^\circ$  и соответствует перемещению 3х пассажиров с первых рядов 1го салона – на последние ряды 2го салона/ если изменить центровку невозможно – заход с Закр.  $28^\circ$ , стабилизатор  $-5.5^\circ$ . При уходе на 2й круг перед уборкой механизации – колпачок стабилизатора ЗАКРЫТЬ.

(2) При центровке  $> 32\%$  -- на рулении, при разворотах кратковременно подтормаживать колеса внутренней тележки.  
-- На выравнивании – учитывать при взятии штурвала на себя отсутствие усилий.

#### **4.6.10. УХОД НА 2й КРУГ.**

(3) При  $V$  верт. до  $4 \text{ м/с}$  Н min. ухода  $= 4 - 6 \text{ м}$ ,  $V$  верт. до  $5 \text{ м/с}$  (крутая глиссада) -  $15 \text{ м}$ , с одним отказавшим двигателем –  $15 \text{ м}$ .

**Предупреждение:** \* допускается уменьшение режима до N ном. при уходе во избежание превышения  $V$ .

\* допускается кратковременное / до 0,5 сек. / срабатывание АУАСП.

(4) С одним отказавшим – закрылки  $28^\circ$  в момент ухода убрать до  $15^\circ$

(5) При обледенении  $V > 15$  км/ч

(6) Рекомендуются автоматический режим.

(7) Техника ухода: \* РУД – N взл.

\* Загр. –  $28^\circ / 15^\circ /$

если закрылки =  $45^\circ$  \* самолет в набор без потери V

то  $45 - 28 - 15 - 0^\circ$  \* при V у – убрать шасси

\* выкл. и убрать фары

если  $28^\circ$  то \* на V зп + 40 – закрылки =  $15^\circ$

$15 - 0^\circ$  \* на V зп + 60 – закрылки =  $0^\circ$

\* V – 400 км/ч и H кр  $\rightarrow$  N ном.

**Таблица Mmax ухода на 2й круг в зависимости от Наэр и t на аэродроме (гр.наб 2.4%)**

Наэр (Раэр)	+20°C	+25°C	+30°C	+35°C	+38°C
1000 (669)	более 100 т				99 т
1500 (624)					ограничение по Тэкспл
2000 (578)					
2500 (533)	98 т	94.6 т	89 т		

## **4.7 Посадка.**

### **4.7.1. ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ.**

(2) Пролет торца и полет до H=4 - 6 м – по продолженной глиссаде.

Приземление с БУ не  $> 1/4$  ширины ВПП. Вектор W направлен к оси ВПП или параллельно ей. Если нет – уйти на второй круг.

(3) При УНГ  $> 3^\circ$  и Vверт.  $> 4$  м/с на H=15 - 20м уменьшить Vверт. до 3 - 4 м/с, сохраняя Vзах.

(4) На H= 4 - 6м уменьшить режим до МГ, начать выравнивание не допуская выдерживания и взмывания.

(5) Приземление – 300 - 600 м от торца,  $V < V_{зах}$ . на 5 - 10 км/ч,  $V_y = 0.5 - 1$  м/с.

(6) Реверс включать:

в момент касания, при движении параллельно оси ВПП

на пробеге, после устранения упреждения и опускания передней ноги

(7) При « козле » -- зафиксировать штурвал, включить реверс и не допуская опускания носа – повторно приземлиться.

(8) Упреждение устранить педалями, внутренние и средние интерцепторы выпустить автоматически, плавно опустить нос, штурвал вперед до упора.

**Внимание:** Если интерцепторы не выпустились – выпустить их вручную.

(9) Тормозить плавно и синхронно, направление выдерживать РН, а на  $V \leq 230$  км/ч — элеронами не менее половины хода в сторону необходимого разворота. На сухой ВПП – допускается одностороннее подтормаживание . На  $V = 160 - 180$  км/ч — выключить ПОС самолета и РИО.

(11) При приземлении без перелета, эффективном торможении, достаточном запасе ВПП, на  $V = 120$  км/ч — выключить реверс /или включить малый

реверс/.

(12) Если ВПП скользкая, отказали тормоза, мала длина ВПП – максимальный реверс не выключать до полной остановки самолета.

**Внимание:** При уходе от оси ВПП и боковом выкатывании:

выключить реверс, прекратить торможение

педалями, элеронами, одностороннее подтормаживание на сухой ВПП – вывести самолет параллельно оси

если это не удалось – выкл. управление передней ногой. После уборки угла увода – педаль нейтрально и включить управление передней ногой. Плавно вывести самолет параллельно оси ВПП

после этого – применить тормоза и реверс /при необходимости – до полной остановки/

раздельное реверсирование для устранения БУ – **ЗАПРЕЩЕНО.**

(14) При посадке на ВПП с пониженным Ксц. – строго выдерживать Vзп. и Н пролета торца ВПП.

(15) При отказе одного реверса – можно использовать исправный. Если при выключении створки реверса не переложились – горит табло «СТВОРКИ РЕВЕРСА»

РУД этого двигателя вперед на 1-1.5 головки РУД до погасания табло, затем РУД – на МГ. Если табло не погасло – двигатель остановить. После сруливания – облить колеса водой и осмотреть .

(16) Ночью – по окончании пробега – фары «РУЛЕЖНЫЙ»

(17) После пробега – включить разворот колес на 63°, включить охлаждение колес, перекачать топливо из баков №3 — в баки №2. Запустить ВСУ /при необходимости/, убрать интерцепторы. После сруливания с ВПП – выключить обогрев ППД, перед заруливанием на стоянку – проверить тормоза.

(18) Разрешено использование реверса для заруливания на стоянку.

**Внимание:** Штанга не устанавливается, если:

топливо в баке № 4 --  $\geq 4$  т независимо от остальных

в баке № 4 – менее 4т – общее количество от 3.3 до 8т или более 20т.

При остатке топлива  $\leq 3.3$ т – до покидания самолета экипажем – установить штангу с зазором 150 - 200 мм, дозаправить самолет:

\* 1 бак – полный (3.3т)

\* 2 баки – 3 т

(19) Выключить ПОС двигателей, обогрев стекол , выключить двигатели.

(20) КВС выключает бустерное управление 1,2,3 и отклоняя педали проверяет стопорение РН. Б/И через 30 мин после посадки – выключить вентилятор шасси.

#### **4.7.2. ПОСАДКА С БОКОВЫМ ВЕТРОМ.**

(2) V на глиссаде на 10 км/ч больше расчетной.

(4) Посадка с углом упреждения, без сноса.

(5) После приземления – педалями убрать угол упреждения, плавно опустить нос, штурвал до упора вперед, движение параллельно оси ВПП.

#### **4.7.3. ПОСАДКА С ОДНИМ ОТКАЗАВШИМ ДВИГАТЕЛЕМ.**

(1) При отказе двигателя № 2 – включить НС ГС № 2 , 3 – НС ГС № 3 .

(2) Посадка с Закр. = 28°.

- (4) Использовать реверс исправного после приземления, при необходимости /мокрая , короткая ВПП/ до полной остановки.

#### **4.7.7. ПОСАДКА НА СКОЛЬЗКУЮ ВПП.**

(1) Строго выдерживать  $V_{зп}$ ,  $H$  пролета торца.

**Предупреждение:** при использовании реверса до полной остановки, при посадке на ВПП, покрытую снегом и грязью, механизацию крыла не убирать /Закр. до  $15^\circ$ / и не убирать фары.

#### **5.1 Посадка с $m$ больше тах. допустимой .**

(1) Выполнять посадку только на бетонированную ВПП

(3)  $Zакр. = 36^\circ$

(4) Пролет торца ВПП на  $H$  не  $>15м$ . Выравнивание на  $H=5-6м$  с одновременным уменьшением режима до «МГ»

(5) Уменьшить  $V_u$ , увеличить участок выравнивания на пробеге включить реверс, тормоза – сразу же после опускания носа.

После сруливания с ВПП – колеса охладить водой.

Скорости захода на посадку в зависимости от  $M_{пос}$  и  $\delta z=36^\circ$ . (предкр выпуск)

$m_{пос.}$	70-74	74-76	76-80	80-82	82-86	86-88	88-90
$V_{зах}$	255	260	265	270	275	280	285

#### **5.2 Посадка с неотклоненными закрылками**

(1) Перед заходом – «ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ» установить в положение «взлет – посадка»

(2)  $V$  на 4м развороте – **350-360**км/ч

**Внимание:** АЗП и ДЗП – не использовать

(3) На прямой – выпустить шасси, предкрылки – вручную.

(4) Пролет торца до  $H=5м$  – по продолженной глиссаде.

(5) На  $H=5м$  уменьшить режим до МГ, начать выравнивание предупредив увеличение тангажа, приземлиться без выдерживания и взмывания на  $V < V_{зп}$  на 5-10км/ч.

(6) На  $H$  не более 3м – включить реверс до полной остановки.

(7) После приземления – опустить нос, тормозить энергично, учитывать, что тангаж при касании до  $10^\circ$  -- опускать нос плавно, штурвалом.

(8) После сруливания с ВПП – охладить колеса водой.

Скорости захода на посадку в зависимости от  $M_{пос}$  и  $\delta z=0^\circ$  (предкр выпуск)

$m_{пос}$	60-62	62-64	64-66	66-68	68-70	70-72	72-74	74-76	76-78	78-82	82-84	84-86	86-88	88-90
$V_{зах}$	295	300	305	310	315	320	325	330	335	340	345	350	355	360

#### **5.3 Посадка и уход на 2й круг с убр. предкрылк.**

(1) Посадка с  $Zакр. 36^\circ$ , выдерживать  $V$  на 25 - 30км/ч больше расчетной. Выравнивание на  $H=7м$ , на  $H$  не  $>3м$  – вкл. реверс.

(2) Уход на 2й круг –  $V$  на 40 км/ч более рекомендованной.

(3) После сруливания – охладить колеса водой.

#### **5.4 Посадка с Закр. $15^\circ$ или $28^\circ$ .**

(1) Закрылки выпускать после выпуска шасси, перед входом в глиссаду.

Примечание: в АЗП или ДЗП «глиссаду» вкл. вручную при совмещении планки глиссады ПНП с центром «самолета».

(4) На Н=5м режим МГ. Начать выравнивание предупредив увеличение тангажа штурвалом, не допускать выдерживания и взмывания.

(5) На Н не >3м – вкл. реверс, после приземления опустить нос. Тормозить энергично.

(6) После сруливания – облить колеса водой.

Скорости на заходе в зависимости от М<sub>пос</sub> и  $\delta z=15^\circ$  и  $\delta z=28^\circ$ .

м <sub>пос</sub>	60-62	62-64	64-66	66-68	68-70	70-72	72-74	74-76	76-78	78-82	82-84	84-88	88-90
$\delta z 15^\circ$	250	255	260	265	270	275	275	280	285	290	295	300	305
$\delta z 28^\circ$	240	245	250	250	255	260	265	265	270	275	280	285	290

## **5.5 Посадка с вып. средними интерцепторами.**

(1) При «заклинивании» – полет по кругу на V не <400 км/ч.

(2) После выпуска шасси, перед входом в глиссаду – уменьшить V до 360км/ч и выпустить Закр.28°.

(3) На глиссаде V=290км/ч, угол по АУАСП на 1.5-2° больше обычного.

(4) На выравнивании РУД на МГ к моменту касания.

(5) Уход на 2й круг V<sub>const</sub>=290км/ч /в АЗП и ДЗП «глиссаду» – вкл. вручную/

## **5.6 Заклинивание стабилизатора.**

### **5.6.1. НЕПЕРЕСТАНОВКА ПОСЛЕ ВЗЛЕТА.**

#### **5.6.1.1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ.**

(1) Проверить положение колпачка «СТАБИЛИЗАТОР»

(2) Открыть его до фиксированного положения для отключения стабилизатора от совмещенного управления.

**Предупреждение:** переставлять стабилизатор вручную – **ЗАПРЕЩЕНО.**

(3) Полет по маршруту прекратить и КВС принять решение:

выполнить посадку на аэродроме вылета, выработав топливо до **m**<sub>max.доп.</sub>  
выполнить полет до 3/А.

#### **5.6.1.2. ПОЛЕТ ДО 3/А ПРИ УБРАННОЙ МЕХАНИЗАЦИИ.**

(1) Набор Н , ГП и снижение – V пр. не больше 450км/ч.

(3) Н max. на 3х двигателях (2х) для всех **m** – 9100 м

### **5.6.2. ОСТАНОВКА СТАБИЛИЗАТОРА МЕНЕЕ ЗАДАННОГО ПРИ ВЫПУСКЕ ЗАКРЫЛКОВ.**

(1) Проверить в совмещенном и ручном режиме , оставить колпачок открытым. При необходимости выполнить повторный заход. Закрылки выпустить согласно таблицы.

Стабилизатор	от 0 до 1.5°		1.5 – 3.0°	более 3°
Центровка	менее 24°	24 -- 32°	менее 32°	менее 24°
Закрылки	15°	28°	28°	36°

(3) V<sub>зп</sub> устанавл. на глиссаде. Уменьшить режим до «МГ» после начала выравнивания на Н - 5 м Контроль балансировки самолета по положению РВ . При уходе стрелки выше 15° / центровка менее расчетной / уйти на 2й круг . Сместить Ц. Назад, выполнить повторный заход. Если ее невозможно

изменить – уменьшить угол выпуска закрылков.

### **5.6.3. ЗАКЛИНИВАНИЕ СТАБИЛИЗАТОРА ПРИ УХОДЕ НА 2Й КРУГ**

- (1) Открыть колпачок «СТАБИЛИЗАТОР» до фиксированного положения, Закр. на 28°, выполнить заход.
- (2) **Упол по кругу = 300 - 320 км/ч.** Если стабилизатор в посадочном положении — после 4го разворота выпустить Закр. на 36°/45°/.

**Внимание:** АЗП и ДЗП – не использовать.

## **5.7 Отказ триммера РВ.**

- (2) Убедиться в отказе:

полетный загрузатель – в положение «ВЗЛЕТ- ПОСАДКА»

выключить «ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ», «ТРИММИРОВАНИЕ РВ 1П/К, 2П/К»

**Предупреждение:** выключать «ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ» до отключения полетного загрузателя – **ЗАПРЕЩЕНО.**

- (4) Пилотировать плавно. А/пилотом не пользоваться. Для уменьшения усилий на штурвале - выпустить Закр. на 15° и V не > 420 км/ч. Использовать для балансировки стабилизатор – в ручном режиме.
- (6) V на глиссаде на 10 км/ч > нормальной, уменьшать режим при приземлении более плавно.

## **5.8 Отказ триммера элеронов и РН.**

- (1) Устранить крен, создать скольжение.
- (2) Снять усилие работающим триммером РН / элеронов / , V захода — нормальная.

## **5.9 Неотключение / неподключение / полётного загрузателя РВ и РН .**

- (1) Незагорание табло «Взлет-Посадка РВ, РН» или их мигание после выпуска закрылков – является признаком неотключения ПЗ. Принудительно /вручную/ переключатель «ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ» в положение – «ВЗЛЕТ-ПОСАДКА».

- (2) Если после этого ПЗ РВ не отключился:

выключить АЗС «Загрузатель РВ» / прав. панель АЗС /

триммировать усилия на РВ

заход и посадка на V норм.

уменьшение режима перед посадкой более плавное, усилия на штурвале к выравниванию – нулевые по РВ.

- (3) При неотключении ПЗ РН после установки в положение «ВЗЛЕТ- ПОСАДКА»:

выключить АЗС «Загрузатель РН» / левая панель АЗС /.

заход по обычной методике

направление пробега выдерживать отдельным торможением, т.к. для отклонения РН  $\geq \pm 7.5^\circ$  нужны усилия ~ 100 кгс.

Убок. не > 7м/с, ВПП – сухая.

## **5.10 Отказ 2х а/горизонтов.**

Отключить АП, АТ, прекратить ДЗП.

Вести самолет в прямолинейный полет без скольжения по ЭУП.

22 При полете по глиссаде по ППП – уйти на 2й круг по ЭУП.

Убедиться в исправности 3го авиагоризонта.  
Пилотирование – по исправному а/горизонту и ЭУП.  
Передать управление /при необходимости/ 2му пилоту.  
Принять решение о полете или посадке.

## **5.11 Неуборка закрылков или предкрылков после взлета.**

### **5.11.1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ.**

- (1) Вернуть рукоятку закрылков во взлетное положение.
- (2) Прекратить полет по маршруту и принять решение:

- посадка на аэродроме вылета после выработки топлива.
- полет на запасной аэродром.

### **5.11.2. ПОЛЕТ ДО 3/4 ПРИ ВЗЛЕТНОМ ПОЛОЖЕНИИ МЕХАНИЗАЦИИ.**

- (2) Набор Н, ГП, снижение – на **V = 330 км/ч.**
- (3) Н max. на 3х двигателях для всех масс – **6300 м.**

**Предупреждение:** при попадании в обледенение – немедленно выйти из него.

## **5.12 Неуборка механизации при уходе на 2й круг.**

- (1) Рукоятку закрылков – вернуть в посадочное положение. При  $V_y + --$  убрать шасси. Набор Н, ГП по кругу – на **V=290км/ч, Закр.=45°, и V=320км/ч при Закр. =36°.**

(3) Если предкрылки не убрались в совмещенном режиме – убирать их вручную ЗАПРЕЩЕНО. Открыть колпачок «ПРЕДКРЫЛКИ» для отключения от совмещенного управления. Выполнить повторный заход **V не > 425км/ч.**

## **5.13 Полет на одном двигателе.**

Выключить ПОС отказавших двигателей.

Закрыть один из кранов наддува.

При отказе двигателей 1 и 2 или 2 и 3 – включить НС ГС № 2 – убедившись что нагрузка на генератор  $\leq 110$  А. При большей нагрузке – выключить РЛС, общее освещение салонов, топливные насосы 2, 3, 4 баков. Питание топлива из баков № 1.

При отказе двигателей 1 и 3 – включить НС ГС № 3 – запустить ВСУ. Удерживать самолет от разворота и крена, АП не использовать. Увеличить режим до  $N_{ном}$ , снижаться в сторону ближайшего аэродрома, постепенно уменьшая  $V_{пр}$  до **400 км/ч.**

Высота полета на 1 дв-ле в завис от массы и температуры атмосферы.

Мпол	69	71	75	77	79	81	83	87	91	94			
МСА-10	5600	5400	4900	4700	4400	4200	3900	3300	2700	2300			
МСА	4400	4100	3500	3200	2900	2600	2300	1500	800	400			
МСА+10	2900	2500	1700	1400	900	500	400						
МСА+15	1800	1400	600	400									
МСА+20	700	500											

## **5.14 Заход и посадка на одном двигателе.**

- (1) Все развороты на **V = 370 - 380 км/ч.** Перед 4м разворотом выпустить предкрылки вручную. До выпуска закрылков **V не < 340 км/ч.**

- (2) После 4го разворота, в ГП – выпустить шасси. При отказе двигателей 1 и 3 или 2 и 3 выпуск шасси – от основной системы; при отказе 1 и 2 – от

аварийной ГС №2. Учесть увеличение  $t$  выпуска шасси и закрылков. Для поддержания ГП увеличить режим до  $N_{взл}$ . После выпуска шасси – выпустить Закр. на  $15^\circ$ .

(4) После посадки – тормоза /при отказе двигателей 1 и 2 - от аварийной/, интерцепторы, реверс.

**Предупреждение:** 1. Уход на 2й круг – НЕВОЗМОЖЕН.

2. На заходе сократить до минимума кол-во перекладок рулей.

3. АЗП и ДЗП не использовать.

## **5.15 Полет с выпущенным шасси.**

### **5.15.11. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ.**

(1) Продолжение рейса возможно при следующих отказах после взлета:

- Неполная уборка шасси /после их выпуска вновь от основного управления – загорелись и горят все зеленые табло/.
- Полная неуборка /не гаснут и горят все зеленые табло при установке основного рычага шасси в положение «УБОРКА»/. Для продолжения полета – основное условие – исправность всех 3х гидросистем, которая определяется после завершения попыток убрать шасси /переключатель основного управления – нейтрально/. По указателям Р в Г/С и уровня масла в г/ баке. При неполной уборке передней опоры – необходимо визуальное наблюдение в пункте посадки с земли за положением колес относительно продольной оси самолета. Перед посадкой – обязателен Контрольный пролет над местом наблюдения.

(2) Перегонка самолета с ВШ /система неисправна/ (тоже и с пассажирами) на базу **необходимо**:

- исправна система разворота передних колес
- нет внешних механических повреждений конструкции шасси
- исправны все 3 Г/С
- нет других отказов систем и двигателей, усложняющих пилотирование

Решение о таком полете принимает КВС с разрешения УГА эксплуатирующего ВС.

**Предупреждение:** 1. Запрещен рейсовый полет или полет на З/А, если шасси выпущено от 2 Г/С /авар./, т.е. магистраль выпуска находится под давлением.

2. При полете с ВШ – после взлета переключить выкл-ль «РАЗВОРОТ КОЛЕСА» во избежание приземления с развернутыми колесами.

## **5.16 Полет при 2х отказавших Г/С.**

(1) Посадка на ближайшем аэродроме.

(2)  $V_{пол} = 500$  км/ч,  $M \leq 0.8$

(3) Избегать резких отклонений рулей.

### **6.2 Пожар двигателя или ВСУ.**

#### **6.2.1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ.**

(1) Горят табло «ПОЖАР» на козырьках у пилотов и ПУ Б/И, табло «НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ 1, 2, 3».



(2) У Б/И на щитке «система пожарной защиты» горят табло «ПРОВЕРЬ ПОЖАР, ПЕРЕГРЕВ, ДЫМ». Табло « ПОЖАР» -- красное и «ДЫМ» – желтое, желтая лампа-кнопка открытия хладона, красный сигнализатор в РОД, звучит сирена.

(3) При пожаре ВСУ – горит табло «ПОЖАР» у пилотов, на щитке Б/И «система пожарной защиты» горят табло «ПРОВЕРЬ ПОЖАР, ПЕРЕГРЕВ, ДЫМ», табло «ПОЖАР ВСУ», лампа-кнопка крана подачи хладона в отсек ВСУ, звучит сирена.

(4) Во всех случаях – выключить отказавший двигатель /ВСУ/. При переводе РОД в положение «стоп-кран закрыт» – автоматически закрывается ПК и включается 1я очередь. 2 и 3 – включаются вручную. При несрабатывании 1й очереди – нажать лампу-кнопку 1й очереди, убедившись перед этим во включении крана хладона.

При пожаре ВСУ – первая очередь включается автоматически, выкл. ВСУ, закрываются ПК и створки воздухозаборника.

Если пожар обнаружен визуально, без сигнализации:

- Выключить этот двигатель
- Закрыть ПК
- Нажать лампу-кнопку открытия хладона и 1й очереди

### **6.2.2. ПОЖАР ДВИГАТЕЛЯ.**

(1) Б/И необходимо:

- Доложить КВС
- Выключить двигатель
- закрыть ПК
- закрыть кран отбора воздуха
- отключить генератор
- убедиться в закрытии ПК и срабатывании 1й очереди пожаротушения
- если пожар не ликвидирован – вкл. одновременно 2ю и 3ю очереди

После погасания табло «ПРОВЕРЬ ПОЖАР...», но не ранее чем через 20 сек. после загорания последней лампы-кнопки включения очереди – выключить выкл-ль СПЗ и после высвечивания табло «ВКЛЮЧИ СПЗ» -- вновь включить.

(2) 2му пилоту необходимо:

- сообщить УВД о пожаре
- выпустить шасси по команде КВС

(3) КВС необходимо:

- включить «БЕДСТВИЕ»
- включить транспаранты в пасс. Салоны
- ликвидировать панику
- выключить АП и АТ
- выполнить аварийное снижение /экстренное/
- после ликвидации пожара – посадка на ближайшем аэродроме
- если не ликвидирован – выполнить аварийную посадку

### **6.2.3. ПЕРЕГРЕВ ДВИГАТЕЛЯ.**

(1) Б/И необходимо:

- доложить КВС

- РУД неисправного – на МГ
- закрыть кран отбора
- выключить ПОС
- отключить генератор
- если перегрев ликвидирован – переключить переключатель СПЗ
- если не ликвидирован – выключить двигатель, закрыть пожарный кран
- через 20 сек. – СПЗ в исходное положение

**Внимание:** временное снятие сигнала «ПЕРЕГРЕВ» свидетельствует о незначительном пожаре – действия как в п.6.2.2.

Постоянное горение сигнала «ПЕРЕГРЕВ» после срабатывания 1й очереди, так же как и кратковременное, свидетельствует о ложном срабатывании. Можно запустить этот двигатель.

После ликвидации «ПЕРЕГРЕВА» – можно увеличить режим >МГ без включения генератора и отбора воздуха.

(2) 2му пилоту – доложить УВД

(3) КВС – принять решение

#### **6.2.4. ПОЖАР ВСУ.**

(1) Б/И необходимо:

- доложить КВС
- выключить ВСУ
- включить 2ю и 3ю очереди – при необходимости
- через 20 сек. – привести СПЗ в исходное положение

(2) 2му пилоту – доложить УВД

(3) КВС необходимо:

- включить «БЕДСТВИЕ»
- включить транспаранты
- ликвидировать панику
- выключить АП и АТ
- если пожар ликвидирован – посадка на ближайшем аэродроме
- если нет – выполнить аварийную посадку

### **6.3 Пожар на самолете.**

#### **6.3.1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ.**

Система дымоизвещения в грузовых помещениях состоит из 7ми сигнализаторов /4–в переднем, 3– в заднем/, 7ми кнопок контроля исправности сигнализаторов, 2х красных светосигнализаторов № 1 и № 2 – указывающих место дыма.

#### **6.3.3. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА.**

(1) КВС необходимо:

выполнить экстренное снижение

включить «БЕДСТВИЕ»

выкл. Э/потребитель – если он источник пожара /дыма/ и огнетушителем

ликвидировать пожар.

надеть кислородные маски /при необходимости и очки/

ликвидировать панику

(2) 2му пилоту: \* сообщить УВД /предполагаемое место посадки/

\* выпустить шасси по команде КВС

- (3) Б/И необходимо: \* увеличить расход воздуха для удаления дыма из Г/кабин.  
(4) Член экипажа, тушащий пожар: \* открывает крышку соответствующего люка и направляет туда «ХЛАДОН».

**Внимание:** люки /6 штук/ расположены по центру пола салона и отмечены кнопками на коврах. Если источник пожара под напряжением – пользоваться водным огнетушителем ЗАПРЕЩЕНО.

Если источник дыма – СКВ – выкл. дымную магистраль.

## **6.4 Разгерметизация кабины .**

### **6.4.1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ.**

**Признаки:** \* звучит сирена

\* мигают табло «Р каб. мало» на средней приборной доске и у Б/И.

\* Н в кабине по УВПД > 2850 м, перепад меньше нормы, cabinный вариометр показывает «ПОДЪЕМ»

\* боль в ушах, туман в кабине, шум воздуха

### **6.4.2. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА.**

- Надеть кислородные маски
- Переключатель установить – «МАСКА»
- Включить дублер «СРД – АРД дублер» – проверить по УРВ-1500 нормальную подачу воздуха. Если через 3-5 мин. Н в кабине  $\leq 3000 \pm 600$  м – полет продолжить
- Во всех случаях Н в кабине  $\geq 4200$  м – КВС экстренно снижается до Нбез= 3000 — 4000 м

**Предупреждение:** если разгерметизация вызвана повреждением конструкции – экстренное снижение НЕМЕДЛЕННО, надеть маски, V тах. эксплуатац. – в зависимости от повреждений.

- снижение до Н безопасной с учетом погоды и рельефа
- Б/И докладывает КВС на снижении об отрицательном перепаде Р в кабине > 0.02 кгс/см

## **6.4 Полет без двигателей, на одном двигателе.**

### **6.5.1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ.**

(1) Избегать больших перекладок рулей / падает Р в ГС /.

\* управление без демпферов и сигналов управляемости.

(2) Если есть возможность восстановить работу хотя бы одного двигателя – его ПК не закрывать.

### **6.5.2. ТЕХНИКА ПИЛОТИРОВАНИЯ И РЕЖИМЫ.**

\* Согласно аварийной контрольной карты.

## **6.6 Отказ всех генераторов.**

### **6.6.2. ТЕХНИКА ПИЛОТИРОВАНИЯ И РЕЖИМЫ.**

**Внимание:** 1) Управление без демпферов и сигналов управляемости. Снижение на  $M \leq 0.85$ ,  $V_{пр} = 525$  км/ч, средн. интерцепторы –  $45^\circ$ .  
2) Т снижения до 3000 м и запуска ВСУ не более 11 мин  
3) Т работы бортсети от аккумуляторов ~ 30 мин /с учетом 1 попытки запуска ВСУ/

### **6.7.3. ВЫПОЛНЕНИЕ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКИ.**

- Уменьшить m пос. Выработкой топлива до 6 т в 1м и 3м баках.
- Создать заднюю центровку / но не > допустимой /.

- Вприземл – минимально возможная.
- Разгерметизировать кабину.
- Четко выполнить аварийное расписание.
- Максимально использовать АСО - оборудование.

#### \*6.7.3.1. ПОСАДКА ВНЕ АЭРОДРОМА, ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ.

- V<sub>min</sub>. – вплоть до срабатывания АУАСП.
- Включить НС ГС №2.
- После приземления – остановить 2й двигатель, включить реверс.
- Удерживая от опускания нос – применить тормоза.
- После остановки – закрылки не убирать, выключить двигатели, закрыть ПК, обесточить самолет.
- Открыть все двери и люки, эвакуировать пассажиров.

#### \*6.7.3.2. ПОСАДКА С НЕВЫПУЩЕННОЙ ПЕРЕДНЕЙ НОГОЙ

- Выполняется на подготовленную ГВП с закрылками и предкрылками.
- Посадка нормальная, включить реверс.
- После приземления – остановить 2й двигатель. Пока сохраняется ход штурвала – удерживать нос. Как только он начнет опускаться → выключить генератор. После опускания носа – при необходимости применить тормоза, выдерживать направление односторонним подтормаживанием.
- Реверс - до полной остановки, после чего выключить двигатели, закрыть ПК.
- Обесточить самолет.

#### \*6.7.3.3. НЕВЫПУСК ОДНОЙ ОСНОВНОЙ ОПОРЫ ШАССИ

- Выполняется только на ИВП между её осью и обочиной, с закрылками и предкрылками.
- После 4го разворота – включить НС ГС №2.
- Посадка без крена.
- После приземления и опускания носа – включить реверс, остановить 2й двигатель, закрыть его ПК.
- Отклонить штурвал в сторону выпущенной опоры и удерживать как можно дольше.
- Направление выдерживать РН и передней ногой.
- Перед опусканием на крыло остановить двигатели, закрыть ПК, обесточить самолет.
- В момент опускания – затормозить колеса.
- После остановки закрылки не убирать, открыть все двери и люки, эвакуировать пассажиров.

#### 6.7.3.4. ПОСАДКА БЕЗ ШАССИ.

- Выполняется на ГВП с выпущенными закрылками и предкрылками.
- Учесть уменьшение лобового сопротивления, не допускать перелета.
- Подвод к земле на меньшей высоте, не допуская крена.
- На выдерживании – остановить двигатели, закрыть ПК.
- После касания сработают все очереди огнетушителей автоматически, сразу обесточить самолет.
- После остановки – эвакуировать пассажиров.

#### **6.7.4. ЭВАКУАЦИЯ ПассажиРОВ. АВАРИЙНОЕ РАСПИСАНИЕ.**

- (1) Начало действий по аварийному расписанию — остановка самолета.  
(4) Срочная эвакуация должна быть начата немедленно, независимо от последствий посадки.

#### **(5) АВАРИЙНОЕ РАСПИСАНИЕ:**

##### **КВС:**

- руководит эвакуацией
- открывает переднюю входную дверь, приводит в рабочее состояние надувной трап.
- не разрешает возвращаться в салон пока не закончится эвакуация и не будет гарантий отсутствия пожара, дыма, взрыва.
- дает указания отвести пассажиров на 100 м от самолета.

##### **2й ПИЛОТ:**

- открывает передний аварийный люк / правый /.
- приводит в рабочее состояние желоб.
- спускает по канатам 2х пассажиров для растяжки желоба и страховки пассажиров
- находясь у переднего аварийного люка — обеспечивает эвакуацию пассажиров, вынос авар.Р/ст., Р/буя в кратчайший срок.
- отводит пассажиров на безопасное расстояние.

##### **Б/П-1 и 2П:**

- устанавливает порядок выхода пассажиров из самолета.
- отбирает 14 пассажиров в помощь экипажу.
- закрепляет предметы которые могут упасть.
- освобождает проходы от занавесей и вещей.

#### **(6) Когда самолет остановится Б/П :**

- открывает заднюю входную дверь.
- приводит в действие надувной трап.
- обеспечивает эвакуацию пассажиров, вынос аварийной Р/ст., Р/буя.
- отводит пассажиров на безопасное расстояние.

#### **6.7.6. ДЕЙСТВИЯ ПРИ АВАРИИ НА ЗЕМЛЕ.**

- (1) Когда нет времени для выполнения подготовительных операций — экипажу принять все меры для эвакуации пассажиров и предотвращения пожара.  
(2) Обязанности членов экипажа те же, как при аварийной посадке.  
(3) В случае пожара — каждый член экипажа обязан оказать помощь пассажирам, находящимся в зоне пожара.

#### **6.9 Посадка при 2х отказавших ГС 1 и 2/с разгерметизацией 1 и 2ГС/.**

##### **6.9.1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ.**

- (1) Посадка на ближайшем аэродроме.  
(2) Избегать резких движений рулями.  
(3) Посадка с убранными закрылками, предкрылки выпущены вручную, стабилизатор в полетном положении, шасси выпущены, интерцепторы убраны.

#### **6.10 Отказ 2го двиг. на продолженном взлете.**

- (1) Этот двигатель не выключать, если он создает положительную тягу.

**Предупреждение:** \* ЕСЛИ ВОЗНИК ПОЖАР НА ДВИГАТЕЛЕ – ЕГО КРИТИЧЕСКОЕ СОСТОЯНИЕ ВОЗНИКНЕТ ЧЕРЕЗ 1 мин, ЕСЛИ ПОЖАР НЕ ПОГАШЕН.

### **8.1.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ.**

- ### 8.1.2. НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ.

- (4) Запуск от УВЗ:

- Внимание:**
1. Запрещено корректировать расход топлива РУДом.
  2. Запрещен отбор воздуха от запускаемого двигателя.
  3. При  $T_{НВ} \leq +10^{\circ}\text{C}$  – запуск двигателя с включенной ПОС двигателя и воздухозаборника. После выхода на МГ – ПОС выключить.

**\*При запуске проследить:**

- появление Р масла на N квд =  $16,5 - 21\%$  / не  $< 0,5 \text{ кгс/см}^2$ .
- открытие КПВ на N квд не  $< 14\%$  -- горит табло «КПВ».
- отключение ВС по росту Рв перед стартером на N квд =  $43 \pm 1/2\%$  или после  $56 \pm 4\%$

\*если ВС (возд стартер) не отключился на N квд =  $44\%$  или после 60 с – отключить его кнопкой «ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА» на N квд не  $> 46 \pm 3\%$ . При загорании лампы «ОПАСНЫЕ ОБОРОТЫ СТАРТЕРА» — отключить ВС кнопкой «ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА», РОД на «СТОП», выключить подачу воздуха, двигатель выключить /повторный запуск ЗАПРЕЩЕН/.

- не допускать заброса  $T_{г} > 550^{\circ}\text{C}$  /  $550^{\circ}$  не  $> 4 \text{ сек}$  /.
- погасание табло «Р масла» при  $P = 2,2 \pm 0,45$  -- сработал сигнализатор min Рм на входе в двигатель.
- погасание табло «Р топлива» при  $P_t = 1,6 \pm 0,3$  – сработал сигнализатор min Рт на входе в двигатель.

**ПРИМЕЧАНИЕ:** Разрешено - 5 запусков один за другим очередной запуск через 5 мин с момента выключение. Последующие 5 запусков – через 30 мин.

- (10) **Останов двигателя :** \* в нормальных условиях:
- РУД на МГ, проработать не менее 2 мин
  - выключить генератор.
  - РОД на «СТОП»

**\*в экстренных случаях** / двигатель останавливается с любого режима без охлаждения /:

- РОД на «СТОП»
- через 2 - 3 сек РУД → на МГ.
- выключить генератор и отбор воздуха.

**Внимание :** \* останов закрытием ПК – ЗАПРЕЩЕН / выйдет из строя топливная автоматика /. Выключать двигатель не переводя РУД на МГ – ЗАПРЕЩЕНО В НОРМАЛЬНЫХ УСЛОВИЯХ.

- (11) После останова двигателя ПК закрывать не ранее чем через 3 мин после перевода РОД на «СТОП». Устанавливать заглушки на сопло – через 12 - 15 мин.

(12) Останов неисправного двигателя в полете:

- \* **нормальные условия** -- РУД – МГ / проработать 1 мин /
- выключить генератор и отбор воздуха
  - РОД → СТОП.

- \* **экстренный случай** -- с любого режима РОД → СТОП.
- через 2 - 3 сек РУД → МГ.
  - ПК – закрыть.
  - выключить генератор и отбор воздуха.

### **(13) Запуск двигателя в полете:**

Обороты авторотации --  $H < 4000 \text{ м} = 11\%$ .

$H \text{ от } 4000 \text{ м до } 7000 \text{ м} = 14\%$ .

**Внимание** : \* если двигатель был выключен закрытием ПК – его запуск – ЗАПРЕЩЕН

\* при полете в обледенении – запуск ЗАПРЕЩЕН.

Через 5 - 8 сек после нажатия кнопки, РОД → СК откр. После выхода / через 120 сек / на МГ проработать не менее 1 мин.

**Внимание**: заброс Тг при запуске не  $> 550^\circ\text{C}$  не  $> 4$  сек. При неудавшемся запуске – продуть двигатель на авторотации не менее 30 сек.

(14) Эксплуатация двигателя при отрицат. ТНВ и при обледенении.

\* Перед запуском – нет льда, инея, снега на воздухозаборнике, ВНА, КНД, ротор КНД вращается свободно. При наличии льда или не вращении ротора – прогреть /  $+ 80^\circ\text{C}$  / воздухом место примерзания.

**Внимание**: механическое скалывание льда – ЗАПРЕЩЕНО.

\* При ТНВ  $+5^\circ\text{C}$  и ниже, облачности, тумане, снегопаде, дожде, мороси – после запуска двигателя, на режиме МГ, включить его ПОС.

\* При ТНВ  $-30^\circ\text{C}$  и ниже, стоянке  $> 2$  часов, прогреть /  $+80^\circ\text{C}$  / в течении не менее 20 мин до повышения Тмасла до  $+10^\circ\text{C}$ , НР, автомат запуска, ВНА, ТМР, маслбак, переднюю и заднюю коробку приводов, корректор частоты.

• При ТНВ  $-40^\circ\text{C}$  и ниже, на двигателях 1 и 3 после перечисленного выше прогреть бак и насос ГС реверсивного устройства.

### **(14А) Эксплуатация двигателя на высокогорных аэродромах:**

•  $H \geq 1000\text{м}$

• при неудавшемся запуске – повторный выполнять с включенной ПОС двигателя независимо от ТНВ.

• после запуска – ПОС выключить.

(15) **Руление**: прогрев 2 мин на режиме МГ и 1 мин на режиме 0.7 Ном.

\* Разрешен прогрев на режиме МГ в течении 5 мин на рулении. Не рекомендуются режимы на Нквд открытия и закрытия КПВ. Не допускать снижения Нквд – поддерживая их перемещением РУД. При снижении Нквд ниже 55% или резком росте Тг – двигатель выключить / РОД → «СК закрыт»/

\* Перед взлетом на Нвзл –  $P_m = 3.5 - 4.5 \text{ кг/см}^2$  / на МГ не  $< 2.5 \text{ кг/см}^2$ /

**Внимание**: перемещать РУД плавно, без усилий и рывков.

### **(16) ВЗЛЕТ И НАБОР**

\* Т работы на Нвзл – не  $> 5$  мин. / в особых случаях – до 15 мин./ и до  $H = 3000$  м /в особых случаях – выше/

\* После взлета при ТНВ  $+15^\circ\text{C}$  и выше → РУД на Нквд = 93-95%, при ТНВ ниже  $+15^\circ\text{C}$  -- на 1.5% ниже. С увеличением Н увеличивается Нквд на 1% на каждые 1000м высоты – до достижения 93-95%.

**Примечания**: -- на  $H > 8000\text{м}$  допустимо уменьшение Нквд не  $>$  чем на 2% при неизменном РУД.

-- при включении ПОС Нквд уменьшается не  $> 3\%$ .



Разрешается Тг выше max. для Нном, то же Нквд выше Нном не более 5 мин и засчитывается за Нвзл.

#### (17) ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ.

Выполняется на любом режиме. При обледенении включать ПОС (В/заборников, лопаток, ВНА, кока). В каждом полете замерять виброскорость с точностью 5мм/с на Нквд = 89%.

(18) СНИЖЕНИЕ. – РУД → МГ /не допускать падения Нквд ниже 61%, восстанавливая их РУД – при снижении 55% или резком росте Тг – РОД→СТОП/.

#### 8.1.3. НЕИСПРАВНОСТИ.

(1) Неисправности, при которых немедленно прекратить запуск /т.е. РОД → СТОП, нажать кнопку «ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА»/.

- Медленный рост Нквд и резкий рост  $T_g \geq 550^\circ\text{C}$
- При прекращении роста Нквд
- При  $P_m$  меньше  $0.5 \text{ кг/см}^2$  на Нквд  $> 21\%$
- Загорание табло «СТРУЖКА В МАСЛЕ»
- Загорание лампы «ОПАСНЫЕ ОБОРОТЫ СТАРТЕРА»
- Самопроизвольная перекладка реверса и загорание табло «ЗАМОК РЕВЕРСА»
- Самопроизвольное открытие замка створок реверса и загорание табло «ЗАМОК РЕВЕРСА»
- При повороте лопаток ВНА из  $-33^\circ$  и погасании табло «ВНА -  $33^\circ$ »
- Неоткрытие КПВ и не горит табло «КПВ» при Нквд  $> 14\%$
- Загорание табло «ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА» и /или/ «ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ»
- При  $t$  запуска  $> 80$  сек

Другие неисправности в работе:

- Самопроизвольное движение самолета
  - Отказ приборов контроля двигателя
  - Пожар запускаемого двигателя
- (2) Неисправности требующие выключения двигателя после запуска /т.е. РУД→МГ, РОД – «СТОП»/
- резкое падение  $P_m$  ниже  $2,5 \text{ кг/см}^2$
  - факеление или искрение из сопла
  - обледенение ВНА
  - возникновение пожара
  - появление посторонних шумов в двигателе
  - неоткрытие КПВ 5й и 6й ступеней КВД ниже предельных N
  - повышение вибрации
  - срабатывание СЗТ

(3) Неисправности, требующие выключения или уменьшения режима:

- загорание СЗТ – *двигатель экстренно выключить на всех режимах полета (включая взлет)*
- загорание желтого табло «ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА» – 55% и красного

«ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ» – 65% или только одного красного – *двигатель экстренно выключить на всех этапах полета, включая взлет.*

- загорание желтых табло «ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА» и «СТРУЖКА В МАСЛЕ» -- *двигатель экстренно выключить на всех этапах полета.*
- загорание желтого табло «ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА» – до V1 – взлет прекратить, в конце пробега экстренно выключить дв-ль. После V1—после набора Нбез и Вбез проверить параметры дв-ля, при любом отклонении – двигатель экстренно выключить. При нормальных параметрах – РУД → МГ. Проверить исправность контроля вибрации:  
-- если стрелка отклоняется до 90 - 100% → двигатель экстренно выключить.  
-- если не отклонилась → двигатель использовать на необходимом режиме, усилив контроль за его параметрами.
- Нквд на Нвзл > допустимой → N уменьшить РУДом согласно графика.
- Тг выше допустимой – *уменьшить режим, если Тг не снизилась – дв-ль остановить. При интенсивном росте Тг > допустимой – дв-ль остановить. На взлете – двигатель остановить после Нбез.*
- загорание табло «СТРУЖКА В МАСЛЕ» – на взлете и после набора Нбез. При загорании табло в полете – *двигатель выключить. При загорании табло при полете на 2х двигателях – режим этого дв-ля уменьшить до 0,7Nном, продолжить полет до ближайшего аэродрома. Контролировать вибрацию, Рм и Тм этого двигателя.*
- увеличение расхода масла > 0.9 кг/ч -- *полет продолжать контролируя Рм, Тм и уровень масла.*
- загорание табло «УРОВЕНЬ МАСЛА» -- *проверить уровень в М/баке. После набора Нбез уменьшить режим до 0.7Nном. Если уровень упал до 0 или превысил 34 л, а Рм и Тм вышли из нормы – двигатель выключить.*
- загорание табло «Р топлива» :
  - на одном дв-ле – проверить Рм и Нквд - если они изменились → снизить режим вплоть до МГ и снизиться до Н=5000м. Если табло не погасло – дв-ль выключить. На взлете дв-ль выключить после набора Нбез.
  - на 2х - 3х дв-лях – проверить Рм, Нквд, Тг, вибрацию - если нет изменений → режим не менять и продолжать полет. Если есть уменьшение режима – снизить режим или Н до 5000м.
- загорание табло «Р масла» – *при падении Рм < 2,5 кг/см<sup>2</sup> – двигатель выключить. На взлете дв-ль выключить после набора Нбез.*
- Тм = +90°C в течении > 10 мин → *уменьшить режим. Если снизилась – полет продолжить, если нет – дв-ль выключить.*

**Примечание:** при падении Рм < 3.5 кг/см<sup>2</sup>, но табло «Р масла» не горит, продолжить полет не снижая режима, усилив контроль за Рм и Тм.

- загорание табло «ФИЛЬТР ЗАСОРЕН» -- *полет без ограничений.*
- одновременное загорание табло «ВНА 0°», «ВНА - 33°», клапаны перепуска на Нквд превышающих те на которых происходит страгивание лопаток ВНА с 0° -- *уменьшить режим до Нквд ≤ 80%, контролируя вибрацию, Тг, отсутствие стружки.*
- загорание табло «ЗАМОК РЕВЕРСА» и «СТВОРКИ РЕВЕРСА» или одного

из них /самопроизвольное включение/ -- *дв-ль экстренно выключить.*

#### **8.1.4. КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ.**

Двигатель Д-30-КУ-154 -- ТРД, 2х контурный с 2х каскадным компрессором и со смешением потоков наружного и внутреннего контуров.

Р (тяга) двигателя в СА =  $10500 \pm 1$  -кгс,  $N_{ном}$  - 9500-2%, удельный расход - 0,498. Компрессор - 2х каскадный осевого типа с 1й сверхзвуковой ступенью КНД. 1й каскад компрессора /низкого Р/ -- 3х ступенчатый, 2й каскад /высокого Р/ -- 11и ступенчатый.

Для устойчивой работы на низких  $N_{квд}$  за 5 и 6 ступенями предусмотрен перепуск воздуха в наружный контур двигателя и поворот лопаток ВНА..

Камера сгорания – трубчато-кольцевого типа, 12 жаровых труб.

Турбина – осевого типа, реактивная, количество ступеней: первой - 2, второй - 4.

Двигатель оборудован системой отбора воздуха для наддува г/кабины, ПОС с-та и двигателя.

Двигатели 1 и 3 оборудованы реверсом. Для обеспечения ступенчатого реверсирования дв-ли имеют насосы-регуляторы НР-30КУ-4 с измененной характеристикой  $f(\alpha \text{ РУД})$  на участке реверсирования тяги.

#### **\* Сигнализация:**

- желтое табло «Р топлива» – срабат. при падении Р перед НР до  $1,6 \pm 0,3$  кг/см<sup>2</sup>.
- желтое табло «Р масла» – срабатывает при падении  $P_m$  до  $2,2 \pm 0,45$  кг/см<sup>2</sup>.
- желтое табло «СТРУЖКА В МАСЛЕ».
- желтое табло «УРОВЕНЬ МАСЛА» – срабатывает при понижении уровня в баке до  $8 \pm 2$  л и при повышении до  $34 \pm 2$  л.

## **8.2 ВСУ.**

### **8.2.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ.**

(1) Подготовка к запуску на земле и в полете.

- $T_m$  в маслобаке на земле  $-25^\circ\text{C}$  /запуск ЗАПРЕЩЕН если  $T_m$  ниже этой температуры/
- $t$  прогрева от наземного источника горячим воздухом – 15 мин.
- кол-во масла в баке /табло «УРОВЕНЬ МАСЛА» не горит/  $\rightarrow$  8 литров.
- $t$  снижения до Н запуска ВСУ с момента перехода б/сети на питание от аккумуля. – 8 мин.

(2) Запуск на земле и в полете:

- $T_{газов}$  на земле  $=+680^\circ\text{C}$  /в полете - до автоматического останова, но не более  $700^\circ\text{C}$ /
- Заброс  $N$  ротора на земле - 103% с последующим снижением до  $99 \pm 1\%$  за  $t$  не более 3 мин /в полете – до автом. Остановка, но не более 108%/
- $t$  выхода на режим холостого хода на земле - 40 сек /в полете – 60 сек/
- $N$  запуска – 3000 м.
- $V_{пр}$  при запуске – 400-525 км/ч.
- Количество запусков на земле от наземного источника – 7.
- Перерыв между 1 — 5 - 1 мин, после 5 - 15 мин, после 6 - 1 час, после 7 - 2 часа для охлаждения стартера до ТНВ.
- Количество последовательных запусков на земле от аккумуля. -- 3.

- Перерыв между запусками – 3 мин.

**Предупреждение:** \* запрещен взлет с аккумуляторами, разряженными более чем 3мя запусками или холодными прокрутками.

\* количество запусков в полете – 1.

**Предупреждение:** \* запрещен повторный запуск от аккумулятора в полете

\* запуск после посадки разрешен только после выключения реверса, кроме полета при отказе 3х генераторов или 2х-3х двигателей.

(3) Режим холостого хода на земле и в полете.

- $T_g = 455^{\circ}\text{C} + t_{\text{нв}}$
- $N_{\text{ротора}} = 98 - 100\%$
- $t_{\text{прогрева до включения нагрузки}} - 1 \text{ мин.}$

**Примечание:** при полете в сложной или аварийной ситуации разрешено включать нагрузку сразу после загорания табло «ВЫХОД НА РЕЖИМ».

- $P_{\text{воздуха в системе запуска на земле /при открытой заслонке отбора в-ха/ -- 3.4(+50^{\circ}\text{C}), 3.8(+15^{\circ}\text{C}), 4.8(-50^{\circ}\text{C}).}$

(4) Режим нагрузки.

- $H_{\text{полета}} -- \text{до } 9000 \text{ м}$
- $V_{\text{полета}} -- \text{до } 575 \text{ км/ч}$
- $T_g -- 550^{\circ}\text{C}$  /при отказе 3х генераторов или 3х двигателей - разрешено до автоматического останова, но не более  $570^{\circ}\text{C}$ ./
- $N_{\text{ротора}} 0 - 3000 \text{ м} = 97 - 101\%$ , выше 3000 м = 103.5%

**Примечание:** при включении или резком изменении нагрузки допускается отклонение  $N_{\text{ротора}}$  не  $>3$  сек, с последующим восстановлением за 3 сек /не более/.

- $t_{\text{непрерывной работы}} -- 5 \text{ часов}$
- $T_{\text{масла в м/баке}} -- 115^{\circ}\text{C}$
- ток нагрузки на земле при  $T_{\text{НВ}} \geq 30^{\circ}\text{C}$  при запуске дв-лей и кондиционировании -- 70 А.

(5) Холодная прокрутка: --  $N_{\text{ротора}} = 19 - 23 \%$

--  $t_{\text{прокрутки}} = 32 \text{ сек.}$

(6) Останов ВСУ: \*  $t_{\text{выбега с } N = 30\% \text{ до } 10\%} -- 14 \text{ сек.}$

### **8.2.3. НЕИСПРАВНОСТИ.**

(1) Запуск:

- $t_{\text{запуска}} > \text{допустимого} - \text{нажать кнопку «СТОП»}$
- нет воспламенения в течении 8 - 10 сек – «СТОП».
- $\text{рост } T_g \geq 550^{\circ}\text{C} \text{ до } N=45\% \rightarrow \text{кнопка «СТОП»}.$
- $\text{заброс } T_g \geq 680^{\circ}\text{C} \text{ с } N>45\% \rightarrow \text{кнопка «СТОП»}.$
- за 32 сек нет  $N=45\% \rightarrow \text{кнопка «СТОП»}.$

(2) Режим холостого хода и нагрузки:

- ПОМПАЖ / ПОЖАР / -- нажать кнопку «СТОП».
- автоматический останов, горит табло «ПРЕДЕЛЬНАЯ  $T_g$ » или «ПРЕДЕЛЬНЫЕ  $N$ » или « $P_{\text{масла}}$ »  $\rightarrow$  «СТОП»
- горит табло «ПТА-6А НЕИСПРАВНО» на земле  $\rightarrow$  «СТОП», в полете в сложной или аварийной ситуации – повышенное внимание к параметрам.
- горит табло «МАСЛА МАЛО» на земле – работа не более 2х часов, при

полете в сложной или аварийной ситуации → до автоматического останова.

- $T_g >$  допустимой, на земле → «СТОП», при полете в сложной или аварийной ситуации – до автоматического останова, но не более  $570^{\circ}\text{C}$  / если  $570^{\circ}\text{C}$  → «СТОП» /.
- $N$  ротора  $>$  нормы – на земле «СТОП», при полете в сложной или аварийной ситуации – до автоматического останова, но не  $> 108\%$  /если больше → «СТОП»/.

**Примечание:** после останова – повторно не запускать.

ВСУ автоматически выключается, если:

- $T_g = 700 \pm 8^{\circ}\text{C}$  в процессе запуска,  $570 \pm 8^{\circ}\text{C}$  на режиме холостого хода с одновременным загоранием табло «ПРЕДЕЛЬНАЯ  $T_g$ ».
- $N$  ротора  $= 105^{+3}_{-1}\%$  с одновременным загоранием табло «ПРЕДЕЛЬНЫЕ  $N$ ».
- $R_m = 3,2 \pm 0,4$  на  $N$  ротора  $\geq 90\%$  с одновременным загоранием табло «Р масла».
- При одновременном закрытии заборной и выхлопной створок
- При выключении подкачивающего насоса.
- При закрытии перекрывного топливного крана по сигналу противопожарной системы /горит табло «ПОЖАР» и лампа-кнопка ВСУ/.

Холодная прокрутка выполняется для удаления топлива из камеры сгорания и производится :

- после неудавшегося запуска.
- после «ложного запуска».
- при догорании топлива или масла после останова /визуально по дымлению из выхлопного устройства/.
- за 1 - 3 мин до повторного запуска при остаточной  $T_g \geq 70^{\circ}\text{C}$ .

### **8.3 Топливная система.**

(1) Невырабатываемый остаток топлива:

- при вынужденном отключ. 3х генераторов /остаток только в баке №1/ -- 700 кг.
- при последоват. отказе 3х генераторов /остаток только в баке №1/ -- 550 кг.

(2) Уровень в расходном баке №1 – 3150 - 3300 кг.

(3) Остаток топлива срабатывания табло -- 2500 кг.

**Внимание:** \* контролировать заправку бака №4 в соответствии с коммерческой загрузкой.

\* при стоянке в течении суток и более /с-т заправлен/ и снижении  $T_{HVB} > 20^{\circ}\text{C}$  до отрицательных значений ( $0$  --  $-20^{\circ}\text{C}$ ) слить отстой из расходного бака – на отсутствие кристаллов льда и воды.

#### **8.3.3. НЕИСПРАВНОСТИ.**

(1) Допускается неработоспособность 1го/2х подкачивающих насосов расходного бака → полет продолжить с контролем параметров дв-лей /неисправные насосы выключить/.

(2) Допускается неработоспособность 1го насоса бака №2 (или 2х по одному в каждом баке) → полет продолжить, выключить отказавшие насосы, установить переключатель «АВТОМАТ-РУЧНОЕ» в положение «РУЧНОЕ».

**Предупреждение:** выработка топлива из бака №2 разрешена до разницы не >7000 кг между левым и правым баком, затем выключить насосы бака №2.

Выработка топлива из 3х баков медленно смещает центровку вперед:

- наибольшее 3,4% -- при отказе г/насосов баков №2 после взлета с полной заправкой и до посадки – бак №1 = 3.3 т, баки №3 = 0 т, баки №2 = 12 т. Центровка на посадке может выйти за пределы предельно-передней, а  $m_{\text{пос.}} > m_{\text{норм}}$  на 5 т.
  - при отказе г/насосов бака №2 после взлета с полной заправкой основных баков и бака №4 смещение центровки вперед компенсируется выработкой – бак №4, затем – бак №3, затем бак №1 в ручном режиме /1т из бака №4 → смещает центровку назад на 0,8%/.
  - отказ г/насосов бака №2 при общем кол-ве топлива ≤ 21 т – смещает центровку вперед до 1% --  $m_{\text{пос.}}$  в пределах допуска.
  - при центровке > передней – посадка с Закр. = 28°, стабилизатор -5.5° -- вручную.
- (4) Допускается отказ 1г/2х насосов в каждом баке 3 – полет продолжить, усилив контроль за расходом топлива.
- (5) Не горят зеленые лампы 3х насосов одного бака №3 → перейти на расход в ручном режиме, отказавшие насосы выключить, посадка на ближайшем аэродроме.

**Примечание:** при недостатке топлива разрешена перекачка из баков №3 до разницы между ними не более 1000 кг.

- (6) Допускается отказ одного насоса бака №4 – полет продолжить, контролируя расход.
- (7) не горят зеленые лампы 2х насосов бака №4 /желтая лампа «ПОРЯДОК РАСХОДА БАК №4» – горит/ -- перейти на ручное управление, включить перекачивающие насосы всех баков, выключить неисправные насосы, посадка на ближайшем аэродроме.
- (9) Повышение уровня в баке №1 и баках №2 → отказ порционера в открытом положении – перейти на ручное управление и привести кол-во топлива в баках №2 и баках №3 в соответствии с порядком расхода. Затем выключить насосы перекачки баков №2 и 3, выработать топливо из бака №1 до 3150, включить насосы баков №2 и 3, дать порционеру закрыть перекачку /при необходимости операции повторить/.
- (10) Понижился уровень в баке №1 < 3150 /лампы насосов перекачки - горят/ -- отказ порционера в закрытом положении:
- вкл. «ПРИНУДИТЕЛЬН. ВКЛ. ПОРЦИОНЕРА»
  - после повышения уровня в баке №1 до нормы – выключить.
  - поддерживать уровень в баке №1 3300 - 3150 периодически повторяя «ПРИНУДИТ. ВКЛ. ПОРЦИОНЕРА»
  - если порционер не вкл. От выключателя – поддерживать уровень в баке №1 – 3300 - 3150 кг периодически включая «КРАН РЕЗЕРВН. ПЕРЕКАЧКИ В БАК №1» – ОТКРЫТО.
- (11) Уровень топлива в баке №1 понизился до 2500 кг, горят, мигают красные лампы «ОСТАТОК ТОПЛИВА - 2500», звучит сигнал, зеленые лампы перекачки горят – действовать согласно п.10.

- (12) Резко возрос мгновенный расход 1го дв-ля – убедиться и выключить этот двигатель, закрыть его ПК, продолжить полет.
- (12а) Резко возрос мгновенный расход топлива 1го дв-ля – проконтролировать работу этого дв-ля и при соответствии параметров – полет продолжить, контролировать параметры, усилить контроль за расходом топлива; при несоответствии параметров → дв-ль выключить, ПК закрыть, полет на 2х дв-лях продолжить.
- (13) Горит желтое табло «ФИЛЬТР ЗАСОРЕН» одного дв-ля – полет до очередного пункта, контроль параметров.
- (14) Горят желтые табло «ФИЛЬТР ЗАСОРЕН» 2х (3х) дв-лей – посадка на ближайшем аэродроме.
- (17) Отказ одной из стрелок топливомера – контроль расхода по стрелке симметричного бака, конец расхода – погасание соотв. зеленых ламп насосов.
- (18) Отказ 2х стрелок топливомера – контроль расхода по загоранию желтой лампы «ПОРЯДОК РАСХОДА БАКИ № . . .», конец – по погасанию зеленых ламп насосов.
- (23) Появление разницы в одноименных баках  $800 \pm 200$  кг, горят зеленые лампы насосов. Не горит зеленая лампа «АВТОМАТ ВЫРАВНИВАНИЯ» — перейти на ручное выравнивание топлива выключением насосов в баке с меньшим количеством топлива, затем вкл. автомат выравнивания и установить переключатель – автомат.
- (24) При полном отказе автомата расхода – перейти на ручное управление и периодически вкл. и выкл. насосы баков 2, 3, 4 в соответствии с программой выработки.

#### **8.3.4. КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ.**

- (1) Топливо –  $39750$  кг при  $\rho = 0.8$  г/см<sup>3</sup> размещено в шести баках кессонах:
  - расходный бак №1 –  $3300$  кг
  - 2 симметричных бака №2 – по  $9500$  кг /19 т/
  - 2 симметричных бака №3 – по  $5425$  кг /10850 кг/
  - бак №4 –  $6600$  кг
- (2) Порядок расхода /автомат/:
 

Баки №2 → до остатка  $3700 \pm 250$  кг в каждом → баки №2 + баки №3 → до полной выработки из баков №2 до остатков в баках №3 по  $1725 \pm 250$  кг в каждом → бак №4 /если в нем есть топливо/ → расходный бак №1 /с выдачей сигнализации об остатке  $2500$  кг – красная мигающая лампа/

  - \* Насосы подкачки эл/приводные ~  $200$  В. В расходном баке №1 установлен резервный насос постоянного тока, включается при обесточивании переменки. На этой панели установлена кнопка проверки работоспособности этого насоса ЭЦН – 319.
  - \* Автомат выравнивания – обеспечивает равномерную выработку топлива из баков №2 и №3. Срабатывает при разнице в баках №2 –  $350 \pm 150$  кг, в баках №3 –  $300 \pm 100$  кг. Отключается автомат выравнивания при разнице  $800 \pm 200$  кг.
  - \* Система измерения расхода топлива – работает на топливе 3х сортов: Т-1, ТС-1, Т-7. Ошибка в показаниях до  $\pm 2000$  кг. Питание ~115В от РК ~115/200 правой, и --27В через АЗСГК-2 «Расходомер СИРТ-1» на правой панели АЗС.

\* При вынужденном отключении 3х генераторов сохраняется питание ~ по 2 насоса в баках №1 и №4, по одному – в каждом баке №2 и №3 от автономных шин. Насосы управляются вручную, и автоматически включается резервный насос питания двигателей.

## **8.4. Гидросистема.**

### **8.4.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ.**

(1) Рабочее  $P = 210 \pm 10$  кг/см<sup>2</sup>.

(2) Р срабатывания красных ламп «ПАДЕНИЕ Р» =  $100 \pm 5$  кг/см<sup>2</sup>.

Аварийного г/аккумулятора =  $190 \pm 10$  кг/см<sup>2</sup>.

(3) Допустимое Р при перекадках управления –  $180$  кг/см<sup>2</sup>. /погрешность манометров  $\pm 10$  кг/см<sup>2</sup>./

(5) Уровень жидкости в г/баках при её  $T=20^{\circ}\text{C}$  /интерцепторы убраны, шасси выпущено, стояночный включен/:

-- при отсутствии Р в ГС и в аккумуля. аварийного торможения:

- в баке 1-2 ГС –  $48 \pm 1$  л
- в баке 3 ГС –  $24 \pm 1$  л

(изменение Т жидкости на  $10^{\circ}\text{C}$  изменяет уровень в баке 1-2 ГС на 1 л, 3 ГС – на 0.5 л)

(5) Р наддува в г/баках 1, 2, и 3 ГС –  $2.0^{+0.3}_{-0.2}$  кг/см<sup>2</sup>.

(6) Р в баллонах – 10-15 кг/см<sup>2</sup>.

### **8.4.3. НЕИСПРАВНОСТИ.**

(1) На приборной доске КВС и Б/И:

А) Горят лампы ГС 1, падение  $P < 100$  в ГС 1 → **отказ ГС 1:**

- выключить РА-56 «КУРС 1, КРЕН 1, ТАНГАЖ 1»
- гаснет зеленое табло «ИСПРАВНОСТЬ АБСУ»
- проверить уровень жидкости в баке ГС 1 и 2 кнопкой, и если исправно – отказ насосов, если  $< 26$  л – течь ГС.
- включить НС ГС №2 перед выпуском закрылков и шасси.
- уменьшить V до 360 км/ч
- выпустить закрылки, учитывая увеличение t вып. в 2 раза (36 - 46 сек).
- выпустить шасси аварийно от 2й ГС.
- средние и внутренние интерцепторы не управляются.
- на пробеге тормозить аварийно и реверсом.

Б) Горят красные лампы ГС 2, падение  $P < 100$  в ГС 2 → **отказ ГС 2:**

- выключить РА-56 «КУРС 2 КРЕН 2, ТАНГАЖ 2»
- гаснет зеленое табло «ИСПРАВНОСТЬ АБСУ»
- проверить уровень жидкости в баке ГС 1 и 2 кнопкой, и если уровень в норме – отказ насосов, перед посадкой включить НС ГС №2, если  $< 26$  л – течь в ГС перед посадкой включить НС ГС №3.
- при посадке, если включена НС ГС №2 – посадка нормальная.
- при включенной НС ГС №3 – перед ВШ – выпустить закрылки – учесть увеличение выпуска в 2 раза (36 - 46сек).
- не будет работать поворот передних колес, направление выдерживать РН и раздельным торможением.

В) Горят лампы ГС 3, падение  $P < 100$  в ГС 3 → **отказ ГС 3:**

- выключить РА-56 «КУРС 3, КРЕН 3, ТАНГАЖ 3».



- гаснет зеленое табло «ИСПРАВНОСТЬ АБСУ»
  - проверить уровень жидкости в г/баке 3 кнопкой, если не < 17 л /норма/ -- перед посадкой включить НС ГС№3 если < 17 – включить перед посадкой НС ГС№2.
- Г) Горят красные лампы ГС 1 и 2, падение  $P < 100$  в ГС 1,2 → **отказ 1 и 2 ГС:**
- включить НС ГС№3
  - выключить РА-56 «КУРС 1-3, КРЕН 1-3, ТАНГАЖ 1-3»
  - гаснет зеленое табло «ИСПРАВНОСТЬ АБСУ»
  - проверить уровень жидкости в г/баке 1-2 ГС кнопкой и если в норме – перед заходом включить НС ГС№2 /можно управлять передней опорой/.
  - избегать резких отклонений рулями.
  - посадка на ближайшем аэродроме.
  - управлять стабилизатором и предкрылками вручную /если НС ГС№2 не включилась/
  - выпуск шасси от 3ГС.
  - средние и внутренние интерцепторы не работают.  
\* если уровень < 26 л – управление закрылками, поворотом передних колес, основное торможение – невозможно.
  - направление на пробеге – РН и раздельным торможением, торможение аварийное и реверсом.
  - если уровень в норме после включения НС ГС№2 при выпуске закрылков учесть увеличение  $t$  выпуска в 2 раза /36 - 46 сек/ основное торможение невозможно, тормозить аварийно и реверсом.
- Д) Горят красные лампы ГС 1,3 падение  $P < 100$  в ГС1,3 → **отказ 1 и 3 ГС:**
- включить НС ГС№2
  - выключить РА-56 «КУРС 1-3, КРЕН 1-3, ТАНГАЖ 1-3»
  - гаснет зеленое табло «ИСПРАВНОСТЬ АБСУ»
  - проверить уровень жидкости в г/баках 1-2 и 3 ГС и если уровень в баке 3ГС > 17 л /норма/ -- перед заходом на посадку и выпуском шасси включить НС ГС№3.
  - избегать резких перекладок рулей.
  - посадка на ближайшем аэродроме.
  - средние и внутренние интерцепторы – не управляются.
  - основное торможение не работает.
  - включить НС ГС№2, выпустить шасси /рукояткой аварийного выпуска/, учитывая, что  $t$  вып. увеличивается в 2 раза /36 - 46 сек /.
  - торможение на пробеге аварийное и реверсом.
- Е) Горят красные лампы ГС 2,3 падение  $P < 100$  в ГС 2,3 → **отказ 2 и 3 ГС:**
- выключить РА-56 «КУРС 1-3, КРЕН 1-3, ТАНГАЖ 1-3»
  - гаснет зеленое табло «ИСПРАВНОСТЬ АБСУ»
  - проверить уровень жидкости в г/баках 1-2 и 3 ГС, если уровень жидкости в баке 1-2 не < 26 л /норма/ перед заходом включить НС ГС№2
  - если уровень в баке 3 ГС не < 17 л /норма/ перед заходом включить НС ГС№3
  - посадка на ближайшем аэродроме
  - избегать резких перекладок рулей
  - выпуская Закр.  $t$  увеличивается в 2 раза /36-46 сек/

\*если уровень жидкости в баке 1-2 ГС ниже нормы и НС ГС №2 – не включен → разворот передних колес не работает

- выпустить шасси в ГП
- направление пробега выдерживать РН и раздельным торможением

#### **(2) Отказ двигателя №1**

\* При выпуске шасси падает Р в ГС <100 и загораются лампы ГС№1 и падение Р1 – кратковременно.

#### **(3) Отказ двигателя №2**

- На разбеге – немедленно включить НС ГС №2
- В полете – ВШ и закрылков в ГП – Р в ГС №1 может упасть <100 и кратковременно загорятся красные лампы ГС №1 и падение Р1
- Перед заходом – включить НС ГС №2

#### **(4) Отказ двигателя №3**

\* Перед посадкой включить НС ГС №3

#### **(5) Отказ двигателей 1 и 2 в полете:**

- включить НС ГС №2 – убедиться перед включением, что нагрузка на генератор не >110А
- если отказ перед заходом на посадку, перед включением НС необходимо выключить общее освещение салонов и РЛС
- при выпуске закрылков и шасси Р в ГС1 <100, ГС2 <100 – кратковременно
- избегать резких движений рулями
- интерцепторы не управляются
- основные тормоза не работают, после включения НС ГС №2 – выпуск шасси от рукоятки аварийного выпуска
- время выпуска закрылков увеличено в 2 раза /36-46 сек/
- торможение аварийное
- после заруливания – охладить колеса водой

#### **(6) Отказ двигателей 1 и 3 в полете:**

- t выпуска закрылков и шасси увеличено, Р может упасть <100
- включить НС ГС №3 при тех же условиях, как при отказе двигателей 1 и 2
- после заруливания – охладить колеса водой

#### **(7) Отказ двигателей 2 и 3 в полете:**

- шасси и закрылки выпускать в ГП, t = 36-46 сек, Р в ГС 1и 2 может упасть <100 кратковременно
- включить НС ГС №2 так же как и при отказе двигателей 1 и 2
- после заруливания -- охладить колеса водой

### **8.4.4. КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ.**

(1) 3 самостоятельные, независимые ГС 1,2,3, рабочая жидкость АМГ -10

(2) Источники давления ГС№1 – 2 Г/насоса с приводом от двигателей 1 и 2. ГС№2 – Г/насос с приводом от двигателя №2 и НС №2 с Э/приводом. ГС№3 – г/насос с приводом от дв-ля №3 и НС №3 с э/приводом.

НС – резервные источники Р, вкл. при проверке систем и в полете при отказе или падении N основных насосов. Для проверки ГС№1 – НС ГС №2 можно подключить на ГС№1 → в полете этим выключателем не пользоваться.

(3) Рабочее Р в ГС 200-220 кг/см<sup>2</sup>

(4) ГС 1 обеспечивает:

- выпуск и уборку шасси
- основное торможение
- управление закрылками по 1 п/каналу
- управление средними и внутренними интерцепторами
- управление элерон-интерцепторами, элеронами, РВ и РН – 1 канал
- управление РА элеронов, РВ и РН – 1 канал
- зарядку аккумуляторов аварийных тормозов
- затормаживание колес после взлета

(5) ГС 2 обеспечивает:

- аварийный выпуск шасси
- управление поворотом передних колес
- управление закрылками по 2 п/каналу
- управление элерон-интерцепторами, элеронами, РВ и РН – 2 канал
- управление РА элеронов, РВ и РН – 2 канал

(6) ГС 3 обеспечивает:

- дублирующий аварийный выпуск шасси
- управление элерон-интерцепторами, элеронами, РВ и РН – 3 канал
- управление РА элеронов, РВ и РН – 3 канал

## **Система кондиционирования воздуха.**

### **ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ.**

Т воздуха в кабине экипажа, 1 и 2м салонах		18-22°C	
	min	norm	max
Т воздуха в трубопроводе (°C): кабины экипажа	-10	5-+55	+70
салон 1 и 2			
левая, правая магистрали	-10	5-+40	+70
обогрев дверей		+80	+100
расход воздуха в левой и правой магистралях	4	6-8	9
тв в трубопроводах на земле		не ниже -10°C	
в полете		не ниже +5°C.	

### **НЕИСПРАВНОСТИ:**

1. Горит красный светосигнализатор «Отказ отбора» и желтый «Отбор выкл» ( $t > 270^\circ\text{C}$ ,  $P = 10 \pm 0.3 \text{ кгс/см}^2$ ) → соотв. «Кран отбора воздуха двигателя» выключить. После погасания красного светосигнализатора этот выключатель снова включить, при этом должен погаснуть желтый светосигнализатор. Если через некоторое время снова произойдет загорание красного и желтого с/ сигнализаторов – снова выключить этот кран отбора и продолжить полет без отбора воздуха от этого двигателя.
2. Горит красный с/сигнализатор «Превышение давления» → переключатель соответствующего крана наддува нажать и удерживать в нижнем положении не менее 8 сек.
3. Горит желтый с/сигнализатор «Перегрев» ( $t \geq 80 \pm 10^\circ\text{C}$ ). Определить в какой магистрали или трубопроводе произошел заброс температуры и вручную понизить  $t$  до  $40^\circ\text{C}$ .  
→ если температура не понижается при ручном регулировании в магистрали, то необходимо отключить соответствующую магистраль

закрытием крана наддува.

→ если  $t$  в трубопроводе кабины экипажа, салон 1 и 2 не понижается при ручном регулировании, то необходимо включить «Перекрыт. обогрева» на панели СКВ, при этом подача горячего воздуха прекращается.

4. Горит желтый с/сигнализатор «Тхв отсека велика» ( $t \geq 100 \pm 3^\circ\text{C}$ ):

→ краны отбора от двигателей закрыть, контролировать по загоранию желтых с/сигнализаторов «Отбор выкл»

→ снизиться до  $H=3000-4000$  и разгерметизировать кабину включением выключателя «АРД сброс давления».

→ произвести посадку на ближайшем аэродроме.

Краткое описание:

Воздух отбирается от 11 ступени КВД каждого двигателя или от ВСУ, в левую магистраль от левого двигателя, в правую – от правого. Воздух от среднего двигателя – в левую и правую магистрали, где происходит его охлаждение. Воздух от ВСУ охлаждается в подсистеме отбора среднего двигателя. Затем, охлаждаясь во вторичном контуре охлаждения (включающем в себя ТХ и ВВР) воздух поступает в ГК. Регулятор избыточного давления понижает  $P_{\text{возд}}$  до 5,5-6,5 Атм, далее воздух охлаждается в первичных ВВР до  $t \ 200 \pm 20^\circ\text{C}$ . При повышении  $t > 270^\circ\text{C}$  и  $P$  до  $10 \pm 0,3 \text{ кг/см}^2$  выдается сигнал на закрытие крана отбора и красную кнопку «ОТКАЗ ОТБОРА» на пульте Б/И и зеленую «ОТКАЗ ОТБОРА» в 5ом техотсеке. Через 6-12сек загорается желтая лампа «ОТБОР ВЫКЛЮЧЕН».

«Ускоренный прогрев» → используется только при  $t_{\text{н.в.}} \leq -15^\circ\text{C}$  при этом  $t$  воздуха в левой и правой магистралях автоматически увеличивается до  $+70^\circ\text{C}$  независимо от настройки датчиков температуры. При достижении  $t$  в салонах  $+15^\circ\text{C}$  переключатель «ускоренные режимы» -- выключить.

«Ускоренное охлаждение» → используется только в жаркое время года, при этом регуляторы температуры вторичных узлов будут настроены с  $t$  на  $10-15^\circ\text{C}$  ниже температуры окружающего воздуха. После понижения  $t$  на  $8-10^\circ\text{C}$  ниже окружающей переключатель «ускоренные режимы» – выключить.

Не допускать использования «ускоренных режимов» в полете.

**Система сигнализации температуры хвостового отсека** включается выключателем «Сигнал» на дополнительном щитке Б/и. в случае повышения  $t$  воздуха в техотсеке до  $t \geq 100 \pm 3^\circ\text{C}$  по команде любого из двух датчиков температуры, установленных в этом техотсеке, включаются две желтые лампы «Тхв отсека ВЕЛИКА». одна из ламп находится на панели СКВ, другая на дополнительном щитке Б/и.

**Кондиционирование от наземного источника** возможно только при установке выключателя «Наземное кондиционирование» во включенное положение.

**СРД.**

**ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ.**

Эксплуатационный (рабочий) перепад давления воздуха между кабиной и атмосферой.	$0,57-0,61 \text{ кгс/см}^2$
---	------------------------------

Перепад давления между кабиной и атмосферой, ограничиваемый предохранительными узлами избыточного давления.	0,66-0,7 кгс/см <sup>2</sup>
Эксплуатационная (рабочая) высота в кабине	Не более 2400 м
Максимальная высота в кабине	3600 м
Допустимый отрицательный перепад давления между атмосферой и кабиной	0,02 кгс/см <sup>2</sup>
Срабатывание сигнализации «Р каб мало»	2850-3150 м
Срабатывание сигнализации «ПЕРЕНАДДУВ»	0,68-0,72 кгс/см <sup>2</sup>
Установившаяся скорость изменения давления (высоты) в кабине	0,135-0,225 мм.рт.ст/с

### **НЕИСПРАВНОСТИ:**

1. Прерывисто звучит сирена, мигают красные светосигнализаторы «Р каб мало». Убедиться в достоверности срабатывания сигнализации.:
  - а) При Н в кабине  $\geq 4000$  м -- экстренное снижение до Н=3000 – 4000 м.
  - б) Включить АРД «дублер», убедиться в нормальной подаче воздуха по УРВ-1500. Если через 3-5 мин высота в кабине уменьшится или останется равной  $3000 \pm 600$  м --- продолжить полет.
  - в) При Нв кабине  $> 3600$ , но меньше 4200 --- переключатель ПСВП выключить, полет продолжить.
2. Прерывисто звучит сирена, мигает желтый светосигнализатор «Перенаддув». Убедиться в правильности срабатывания сигнализации:
  - а) Включить АРД «дублер» → если перепад давления в кабине восстановился в пределах 0,57-0,61 кгс/см<sup>2</sup> -- продолжить полет.  
 → если перепад остается постоянным и не превышает 0,7 кгс/см<sup>2</sup> уменьшить подачу воздуха в кабину до 3-5 ед  
 → если перенаддув продолжает расти выше 0,7 кгс/см<sup>2</sup> (высота в кабине уменьшается) – закрыть кран наддува, выполнить экстренное снижение на Н=3000-4000 м и включить переключатель «АРД сброс давления».

### **КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ:**

Система автоматического регулирования давления (СРД) в гермокабине предназначена для обеспечения жизнедеятельности, работоспособности и комфорта экипажа и пассажиров во время полета. Регулирование осуществляется автоматически по заданной программе. При достижении перепада давлений «Кабина-Атмосфера» равного 0,57-0,61 кгс/см<sup>2</sup>, далее поддерживается заданное избыточное давление.

Основными элементами СРД являются:

- основной командный прибор.
- четыре выпускных канала.

Аварийными элементами СРД являются:

- дублирующий командный прибор «АРД дублер» (под колпачком), включаемый при любом отказе основного командного прибора.
- узлы абсолютного давления выпускных клапанов, обеспечивающие поддержание абсолютного давления в гермокабине, соответствующее высоте  $3000 \pm 600$  м, при разгерметизации кабины.

- 46

Система выполнена с разделением на 3 сети:

\* Сеть 1 – левого борта, \* Сеть 2 – ПОС предкрылков, \* Сеть 3 – правого борта

В нормальной эксплуатации на левую сеть работает генератор №1, правую – генератор №3. Генератор №2 работает на сеть 2 к которой подключена ПОС предкрылков.

При отказе генератора 1 или 3 автоматически включается генератор 2 /если не включена ПОС предкрылков/. Если ПОС предкрылков включена – сеть резервируется объединением сетей, но автоматически отключается бытовое оборудование. При отказе генератора 2 и включенной ПОС предкрылков – его сеть подключается к генератору 1, сети 1и 3 объединяются и питаются от генератора 3. При отказе 2х генераторов – оставшийся питает сети 1 и 3. ПОС предкрылков при необходимости питается от генератора ВСУ. В системе установлены автономные шины – левые и правые. К ним могут подключаться любые 2 генератора при вынужденном отключении 3х генераторов от основных шин:

\* к левым – генератор 1 или 2

\* к правым – генератор 3 или 2

Для сокращения перерывов в питании НПК (навигационно-пилотажного комплекса) в системе установлены шины НПК левые и правые. В нормальном режиме они питаются от сети 1 и 3. При неисправности сети 1 (3) шины НПК лев. (прав.) автоматически переключаются на сеть 3 (1) от АПШ-3м №1(№2) /автомат переключения шин/ и коробки отсечки частоты КОЧ-62Б №1(№2). В системе установлен блок БЧФ – предотвращающий подключение к б/сети источника с неправильным чередованием фаз.

#### \*8.6.4.2. СИСТЕМА ~ 3х ФАЗНОГО ТОКА 36В $f=400\text{Гц}$ .

**Источники** – трансформаторы 200/36В – питающиеся от первичной системы 115/200В + статический преобразователь ПТС-250 №1 и №2 /аварийный/

В нормальном режиме на левую сеть работает трансформатор №1, на правую – трансформатор №2, питающиеся соответственно от левой и правой 115/200В. При отказе 1го трансформатора его сеть автоматически или вручную подключается к исправному трансформатору.

ПТС-250-1 – автоматически питает АГР в нормальном режиме.

#### \*8.6.4.3. СИСТЕМА ПОСТОЯННОГО ТОКА 27В.

Состоит из 2х сетей – левой и правой.

**Источники** –выпрямительное устройство №1 – левой сети и ВУ №2 – правой сети + аккумуляторные батареи №1 и 3 – левой сети и №2 и 4 – правой сети /аварийн./

В системе установлено резервное ВУ – подключается автоматически или вручную на левую или правую сеть взамен отказавшего ВУ. При отказе ВУ №1 и №2 – резервное ВУ подключается к левой сети. При запуске ВСУ резервное ВУ автоматически подключается одновременно на левую и правую сеть. ВУ питается от соответствующих шин ~115/200 В. Сети объединяются как автоматически так и вручную. В каждой сети есть основные шины – питающиеся как от ВУ так и от аккумуля., и отключаемые шины – питающиеся только при работе ВУ.

При вынужденном отключении 3х генераторов от основных шин переменного тока имеется питание резервного ВУ от автономных шин левого борта /или правого/. Резервный ВУ при этом питает основные шины сети пост. тока. Сети объединяются вручную.

Системой предусмотрен обогрев аккумуляторов на земле от выключателя в лючке рядом с вилкой ШРАП.

Контроль исправности всех ламп системы электроснабжения – от кнопки «КОНТРОЛЬ ЛАМП» на панели ВСУ.

## **Система водоснабжения и удаления отходов.** **ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ.**

### **Система водоснабжения.**

Р наддува водобака 1,6-2,0

Количество заправляемой воды 140 л.

### **Система удаления отходов.**

Объем сливного бака:

переднего 110 – 120 л

заднего 260 – 280 л

Объем заливаемой химжидкости:

передний 21 – 25 л

задний 40 – 45 л

Сигнализация «Закройте туалет» срабатывает при кол-ве воды 57 – 63 л

### **ВЫЛЕТ ЗАПРЕЩАЕТСЯ:**

1. При подтекании воды из-за крышек люков.
2. При неисправности сливных насадков.
3. При неисправности наддува водоснабжения для централизованной системы водоснабжения.

## **8.7 Управление самолетом.**

### **УПРАВЛЕНИЕ ЗАКРЫЛКАМИ И СТАБИЛИЗАТОРОМ.**

Управление осуществляется в совмещенном режиме. Схема работы:

При установке рукоятки «Закрылки» в положение:	Работа механизации:
<b>0° → (15°)28°</b> твып(0-28) → 14,5 сек	Одновременно с выпуском закрылков происходит выпуск предкрылков и перекладка стабилизатора
<b>28° → (36°)45°</b> твып(28-45) → 8,5 сек	Выпускаются закрылки, стабилизатор перекалывается при прохождении закрылками угла 31°
<b>45°(36°) → 28°</b> туборки(45-28) → 8.5 сек	Перекадка стабилизатора осуществляется сразу, одновременно с уборкой закрылков
<b>28° → 0°</b> туборки(28-0) → 12,5 сек	Стабилизатор перекалывается при прохождении закрылками угла 25°, а предкрылки убираются при прохождении закрылками угла 14°



<b>28° → 15°</b>	Переключаются только закрылки, предкрылки и стабилизатор остаются в положении, соответствующем положению 28°.
<b>15° → 0°</b>	Одновременно происходит уборка закрылков, предкрылков и стабилизатора

**t выпуска-уборки предкрылков → не более 15 сек.**

<b>Стабилизатор</b>			
выпуск		уборка	
0 → 1.5	= 7.5 сек	5.5 → 3	= 12.5 сек
0 → 3	= 15 сек	3 → 1.5	= 7.5 сек
1.5 → 3	= 7.5 сек	3 → 0	= 15 сек
3 → 5.5	= 12.5 сек	1.5 → 0	= 7.5 сек

### **8.7.3. НЕИСПРАВНОСТИ.**

- (1) Уход с-та с исходного режима, изменение усилий на рулях и неснятие их кнопкой «ТРИММИР РВ» → перейти на аварийное триммирование РВ.
- (2) Уход с-та с исходного режима, изменение усилий на рулях и неснятие их от кнопок «ТРИММИР РВ», «АВАР ТРИММИР» → полный отказ триммирования РВ – действовать согласно п.5.7.
- (3) После уборки Закрылков зеленые табло «ВЗЛЕТ-ПОСАДКА РВ и РН» мигают более 30 сек – неподключение ПЗ РВ и РН.
  - ♦ открыть колпачок, переключатель «ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ РВ и РН» → в положение «ПОЛЕТ».
  - ♦ если табло не погасли – действовать согласно п.5.9.
- (4) После выпуска Закрылков зеленые табло «ВЗЛЕТ-ПОСАДКА РВ и РН» не горят или мигают более 30 сек – неотключение ПЗ РВ и РН:
  - ♦ открыть колпачок, переключатель «ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ РВ и РН» → в положение «ВЗЛЕТ-ПОСАДКА».
  - ♦ если табло не загорелись или мигают – п.5.9.
- (5) Штурвал отклоняется с повышенным усилием – затяжеление управления по тангажу:
  - ♦ отключить ПЗ РВ и РН.
  - ♦ избегать резких движений штурвалом /п.5.7/.
  - ♦ не создавать больших перегрузок и кренов.
  - ♦ посадка на ближайшем аэродроме.
- (6) Не снимается усилие с РН нажатием «ТРИММИР РН» – отказ триммирования РН – пилотировать согласно п.5.8.
- (7) Педали перемещаются самопроизвольно или не перемещаются при нажатии на «ТРИММИР РН» – пилотирование согласно п.5.8.
- (8) Не снимается нагрузка при нажатии переключателя «ТРИММИР ЭЛЕРОНОВ» – отказ триммера элеронов → пилотирование согласно п.5.8.
- (9) Штурвал отклоняется самопроизвольно, не реагирует на переключатель «ТРИММИР ЭЛЕРОНОВ» → пилотирование согласно п.5.8.



- \* на посадочной прямой (АЗП и ДЗП) --  $\pm 8^\circ$
- (7) Допустимые отклонения пролета ДПРМ и БПРМ в режимах АЗП и ДЗП (определяются по ПНП-1):
  - на участке до  $H=100$  м -- по курсу  $\pm 1$  точка  
-- по глиссаде - в пределах силуэта самолета
  - на  $H=100-30$  м -- по курсу  $\pm 0.5-1$  точка  
-- по глиссаде - в пределах силуэта  
(если не горят «ПРЕДЕЛ КУРСА / ГЛИССАДЫ»)
- (8) Допустимая  $V_{пр}$  при отказе демпферов -- **525 (M=0,85)**
- (9) Допустимая вертикальная перегрузка в режимах САУ, АЗП, ДЗП на высотах:
  - до 60 м -- 0,7-1,3
  - от 60 м до 30 м -- 0,8-1,3
- (10) Высота включения АТ (использовать совместно с АЗП и ДЗП) – на высоте круга, РУД → выше режима МГ
- (11)  $t$  готовности АБСУ к работе – 3 мин (минимальное)
- (12) Высота отключения АТ
  - при отключении АЗП на  $H \leq 60$  м и прекращении ДЗП на  $H=60$  м с одновременным переводом РУД на МГ -- 6-4 м
  - при отключении АЗП и прекращении ДЗП на  $H > 60$  м – на ВПР
- (13) Допустимые отклонения  $V_{тек}$  от  $V_{зад}$  --  $\pm 20$  км/ч
- (14) Допустимые отклонения  $M_{тек}$  от  $M_{зад}$  --  $\pm 0.02$

### **8.8.2. НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ.**

- (1) Перед запуском двигателей (после запуска ВСУ)
  - А) подготовка к проверке: Б/инженер →
    - АЗС и правые панели → убедиться во включении
    - Э/питание сетей ~115/200-27 В → вкл. и проверить
    - наличие Р в г/системах → убедиться
    - выкл. РА-56 курс, крен, тангаж → включить
    - кольцевание → ручное
    - выключить «ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ» → вкл. закрыть колпачком
  - КВС: →
    - выкл. «БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ» 1,2,3, → вкл. закрыть колпачком
    - выкл. САУ-СТУ, ПКП левый, правый, МГВ контр, БКК питание, АГР, Подготовка к посадке (ПН-5) → включить
  - 2 ПИЛОТ: →
    - выкл. «ПОДГОТОВКА» (ПН-6) → включить
    - проверка ламп → нажать на 3-4 сек
    - в исправности светосигнальных табло → убедиться

**Примечание:** убедиться в том, что загорелось табло «ИСПРАВНОСТЬ АБСУ», если нет – то выполнить необходимые операции с кнопками «ПОИСК» и «ПУСК»

КВС и 2 пилоту проверить авиагоризонты, ТКС, КУРС-МП, РСБН, РВ№1 и №2, установить МКВзл. Дополнительно убедиться, что индекс на УС-И согласован со стрелкой, Г1 Г2 Г3 на АТ – откл. (не утоплены). Переключатель УС-И лев.-прав. → установлен в положении «ПРАВЫЙ», переключатель ОТКЛ 1 - ОТКЛ 2 – в нейтральном положении.

**Примечание:** проверки по п.Б,В,Г,Ж в промежуточных аэропортах не производить, если отсутствуют замечания экипажа к работе АБСУ в полете.

**Б) Проверка включения и выключения САУ: КВС →**

- ⇒ на ПУ-46 переключатель «КРЕН, ТАНГАЖ» → включить
- ⇒ кнопку «СТАБ» → нажать на 3-4 сек и отпустить
- ⇒ во включении «СТАБ» в продольном и боковом каналах → убедиться (загораются табло «СТАБ БОК», «СТАБ ПРОД»)
- ⇒ кнопку «ОТКЛ АП» нажать и отпустить
- ⇒ убедиться что:

- ◇ кратковременно (2-2.5 сек) срабатывает звуковая сигнализация
- ◇ погаснут табло «СТАБ БОК», «СТАБ ПРОД»
- ◇ на бленкерах крен, тангаж появится знак штурвального упр-я

- ⇒ повторить процедуры от кнопки на штурвале 2П

**В) Проверка включения и отключения АТ: Б/инженер →**

- ⇒ рычаги РУД → расстопорить, установить в положение выше МГ 2 пилот →
- ⇒ кнопки – табло «ОТКЛ Г1, Г2, Г3» – нажать
- ⇒ кнопку – табло «С» на ПН-6 – нажать и отпустить
- ⇒ убедиться что горят:

- ◆ зеленая кнопка-табло «С»
- ◆ зеленое табло «АТ»
- ◆ зеленое светосигнальное табло «АТ ВКЛЮЧЕН»

- ⇒ приложить к РУД усилия 1.5 – 2.5 кгс не меняя их положения и убедиться, что

- ◆ кратковременно сработала звуковая сигнализация
- ◆ погасли «С», «АТ» и «АТ ВКЛЮЧЕН»

- ⇒ повторно включить АТ кнопкой-табло «С» и проверить его отключение установкой выключателя «ПОДГОТОВКА» → в положение «ОТКЛЮЧЕНО»

**Г) Проверка режима «УХОД»: 2 пилот →**

- ⇒ выключатель «ПОДГОТОВКА» на ПН-6 → включить

- ⇒ кнопку-табло «С» – нажать (загорится)

**КВС →**

- ⇒ кнопки-табло «ЗАХОД» «ГЛИСАДА» (ПН-5) → нажать (загорятся)

- ⇒ кнопку «УХОД» → нажать и убедиться, что:

- ◆ РУД → переместится во взлетное положение
- ◆ погасли светосигнальные табло «АТ» «АТ ВКЛЮЧЕН» «С»
- ◆ загорелись «СТАБ БОК» и «УХОД»
- ◆ появилась надпись «СТАБ» на бленкерах «КРЕН» «ТАНГАЖ» (ПУ-46)

- ◆ кнопки-табло «ЗАХОД» «ГЛИССАДА» на ПН-5 – погасли

- ⇒ кнопку «ОТКЛ АП» – нажать, при этом:

- ◆ кратковременно сработает звуковая сигнализация
- ◆ погаснут «СТАБ БОК» и «УХОД»
- ◆ на бленкерах «КРЕН» «ТАНГАЖ» → появился знак

## штурвального управления

⇒ повторить процедуры от кнопок на штурвале 2П

Д) Проверка СВК СТУ, Уход, АТ: 2 пилот

⇒ выкл-ль «СТРЕЛКИ КОМАНД» ПН-5 → включить

⇒ кнопку «КОНТРОЛЬ СТУ» ПН-6 → нажать и отпустить

⇒ убедиться, что:

- ◆ зеленые с/сигнализаторы «СТУ БОК» «СТУ ПРОД» «УХОД» (ПН-6), с/сигнализатор «ИСПРАВНОСТЬ АБСУ» – гаснут и загораются
- ◆ бленкеры курса и глиссады на ПКП КВС и 2П – выпадают и убираются
- ◆ командные стрелки на ПКП → разведутся и установятся в среднее положение

**Примечание:** отсутствие бленкеров курса и глиссады на лицевой панели, нахождение командных стрелок в среднем положении на ПКП-1 свидетельствует о готовности СТУ к работе, а горящий с/сигнализатор «УХОД» – о готовности вычислителя ухода.

⇒ выкл-ли «СТРЕЛКИ КОМАНД», «ПОДГОТ ПОСАД» → выключить

⇒ кнопку «КОНТРОЛЬ АТ» (пн-6) → нажать и удерживать 10-15 сек до погасания с/сигнализаторов АТ-1, АТ-2. После отпускания – они должны загореться.

⇒ выкл-ль «ПОДГОТ ПОСАД» (ПН-6) → выключить.

⇒ кнопки-табло «ОТКЛ Г1,Г2,Г3» → отключить (не утоплены – не горят)

Е) Проверка штурвального управления: Б/инженер:

⇒ перекл-ль «КОЛЬЦЕВАНИЕ» → автомат КВС:

- Проверить прохождение сигнала управляемости в канале РВ

⇒ стриммировать колонку штурвала в нейтральном положении (горит «НЕЙТРАЛ ТАНГАЖ»)

⇒ перекл-ль «ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ» РВ, РН → «ВЗЛЕТ-ПОСАДКА», убедиться, что табло горит

⇒ отклонить штурвал полностью на себя и удержать 2-3 сек, от себя 2-3 сек – убедиться в небольшом отклонении планки «Т» на ИН-3-2

⇒ стриммировать колонку полностью **от** себя → t = 8-11 сек

⇒ отклонить колонку на себя → планка «Т» – вниз

⇒ стриммировать колонку полностью **на** себя → t = 18-26 сек

⇒ отклонить колонку на себя → планка «Т» – вверх

**Примечание:** при приложении усилий к колонке штурвала на себя после выхода РВ на упор возможно возникновение колебаний колонки – необходимо отклонить её немного от себя.

⇒ стриммировать колонку штурвала в нейтральное положение, установить переключатель «ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ РВ и РН» в положение «АВТОМАТ», t тримм =10-15 сек

- Проверить прохождение сигнала управляемости в канале крена.

⇒ отклонить штурвал вправо – планка ИН-3-2 отклоняется по часовой стрелке

⇒ отклонить штурвал влево – планка ИН-3-2 отклонится против часовой стрелки (возможна небольшая отдача штурвала из-за работы РА-56)

Ж) Проверка отключения САУ перемещением колонки штурвала:

КВС:

⇒ кнопку «СТАБ» нажать и отпустить

⇒ бленкеры «КРЕН» «ТАНГАЖ» → появится надпись «СТАБ»

⇒ горит табло режимов «СТАБ БОК» «СТАБ ПРОД»

⇒ колонку штурвала отклонить на себя ( $\geq 50$  мм) и влево ( $\geq 30^\circ$ ), а после повторного включения – от себя и вправо на те же значения, при этом:

◇ кратковременно сработает звуковая сигнализация

◇ погаснет «СТАБ БОК» «СТАБ ПРОД»

◇ бленкер «КРЕН» «ТАНГАЖ» – появится знак штурвального управления

⇒ выкл-ли «КРЕН» «ТАНГАЖ» → выключить

⇒ кнопку-табло «СБРОС ПРОГРАММЫ» (ПН-5) – нажать

(2) На исполнительном старте:

КВС, 2П,Б/инженеру убедиться, что →

⇒ бленкеры «КРЕН» «ТАНГАЖ» → знак штурвального управления

⇒ выкл-ли «КРЕН» «ТАНГАЖ» → отключено

⇒ выкл-ль «ПОДГОТ ПОСАД» → отключено

⇒ выкл-ль «ПОДГОТОВКА АТ» → отключен и закрыт колпачком

⇒ кнопки-табло «ОТКЛ Г1,Г2,Г3» → отключены /не утоплены, не горят/

⇒ табло «ИСПРАВНОСТЬ АБСУ» → горит

⇒ выкл-ль «ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ» → включен и закрыт колпачком

⇒ выкл-ли «ГИДРОПИТАНИЕ РА-56» → включены и с/сигнальные табло «ОТКАЗ 1-3 ПК» не горят

**Предупреждение :**1) Запрещается выруливать на исполнительный старт с негорящим табло «ИСПРАВНОСТЬ АБСУ», за исключением случаев, оговоренных в перечне допустимых отказов (п.4.9.2.16.)

2) При выруливании на исполнительный старт АБСУ должна работать в штурвальном режиме (на ПУ-46 – штурвал), а выкл-ль «ПОДГОТ ПОСАД» ПН-5, «КРЕН» «ТАНГАЖ» ПУ-46 должны быть включены.

3) На исполнительном старте, после погасания табло «К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ» нажать кнопку отключения автопилота и убедиться в том, что продолжает гореть табло «ИСПРАВНОСТЬ АБСУ», а на ПУ-46 – знаки штурвального управления.

(3) Взлет, набор Н, крейсерский полет, снижение

А) режим ШУ: КВС, 2П, б/инженер:

⇒ переключатель «КОЛЬЦЕВАНИЕ» -- АВТОМАТ, закрыт колпачком

⇒ выкл-ль «ПРОДОЛЖ УПРАВЛ» – включен, закрыт колпачком

⇒ бленкеры «КРЕН» «ТАНГАЖ» ПУ-46 – знак «штурвал»

⇒ панель контроля АБСУ → желтые с/сигнальные табло

«ГИДРОПИТАНИЕ РА-56» не горят

⇒ с/сигнальное табло «ДЕМПФЕР КУРС-КРЕН-ТАНГАЖ» – не горят

**Примечание:** режим ШУ использовать при выполнении взлета до Н=400 м,

при заходе на посадку – с Н=30 м или ВПР, на остальных этапах полета – по усмотрению экипажа.

Г) Режим стабилизации Н → при входе самолета в зону болтанки при включенных режимах стабилизации V, M, H установить переключатель «ВКЛ В БОЛТАНКУ» (ПУ-46) → в положение «ВКЛ» (для коррекции передаточных чисел)

**Внимание:** 1) При включенных автоматических режимах АБСУ пользоваться гашетками «ЗАГРУЖАТЕЛЬ РВ», переключателями «ТРИММИРОВАНИЕ РН» и элеронов – ЗАПРЕЩЕНО.

2) При отказе двигателя в автоматич режимах работы АБСУ нажать кнопку «ОТКЛ АП», перебалансировать самолет и вновь включить выбранный автоматический режим работы АБСУ.

3) При отклонении рукоятки «разворот» от нейтрального положения при включенных режимах ЗК, НВУ, АЗ-1, АЗ-2 указанные режимы отключаются, загорается кнопка-табло «СБРОС ПРОГРАММЫ» и система переходит в режим «СТАБ БОК». При отклонении рукоятки «СПУСК-ПОДЪЕМ» режимы M, V, H отключаются и система переходит в режим «СТАБ ПРОД»

(4) Заход на посадку и посадка.

А) Распределение обязанностей → согласно технологии работы экипажа по схеме ПАУ → ПКУ и в зависимости от режима захода (АЗП, ДЗП)

**Примечание:** после команды КВС «Садимся» 2 пилот не имеет права выполнять уход на 2й круг без дополнительной команды КВС.

Б) Подготовка к заходу → перед началом снижения с эшелона установить индекс на УВ-5 №1 на 60 м при значении ВПР 60 м и более, а на УВ-5 №2 на Нкруга (если Нкр > 750 м, то на значение = 750 м)

При выполнении предпосадочного маневра рекомендуется использовать следующие автоматические режимы работу АБСУ:

- ♦ в продольном канале → режим «СТАБ Н»
- ♦ в боковом канале → «СТАБ БОК» и управлением от рукоятки «РАЗВОРОТ», «ЗК»
- ♦ управление и стабилизация V через АТ совместно с автом режимами в продольном и боковом каналах

**Примечание:** если на Н предпосадочного маневра планка Кр на ИН-3-2 находится в смещенном положении необходимо:

- \* выкл-ль «КРЕН» на ПУ-46 – выключить
- \* самолет – сбалансировать
- \* выкл-ль «КРЕН» -- включить
- \* режим «СТАБ БОК» – включить, убедиться.

**Примечание:** при включении в развороте выключателя «ПОДГОТ ПОСАДКА» (ПН-5) возможно кратковременное /1-2 сек/ срабатывание сигнализации «КРЕН ЛЕВ /ПРАВ/ ВЕЛИК» (в зависимости разворота в момент включения)

3й разворот необходимо выполнить так, чтобы выход из 4 разв происходил не < чем за 3-4 км до входа в глиссаду.

В) Техника выполнения АЗП :

КВС, 2П →

⇒ определить начало 4 разворота

⇒ бленкеры «КРЕН» «ТАНГАЖ» (ПУ-46) → «СТАБ», убедиться

⇒ кнопку «ЗАХОД» (ПН-5) → нажать /горит/.

командная стрелка курса на ПКП-1 → отклон в сторону разворота.

Крен на развороте до выхода на ЛЗП --  $20 \pm 2^\circ$

**Внимание :** 1) Если перед началом 4 разворота с-т находится в ложной зоне КРМ → вывести с-т на посадочную прямую, использовать рукоятку «РАЗВОРОТ» (контроль по АРК и командам диспетчера)

2) При выполнении захода на посадку в зарубежных а/п по нестандартной схеме захода, кнопку «ЗАХОД» нажимать на удалении не  $< 4$  км до ТВГ.

3) При необходимости выполнения 4 разворота с креном  $> 20^\circ$ , использовать рукоятку «РАЗВОРОТ». После выхода на посадочную прямую нажать «ЗАХОД» (после установки рукоятки в нейтральное положение) – продолжить АЗП.

⇒ после 4го разворота выполнить действия с механизацией в соотв с п.4.6.3.(4.6.3.а)

⇒ проконтролировать → шасси выпущено, Закр  $= 28^\circ$ , стабилизатор переставился, предкрылки – выпущены, стабилизация V сохраняется.

⇒ при подходе к глиссаде → кнопку «ГЛИССАДА» –нажать

⇒  $V_y$  – соответствует норме, с-т находится на МКпос

⇒ выполнить действия с механизацией, проконтролировать выпуск Закр на  $45^\circ$  (или  $36^\circ$ )

⇒ при пролете ДПРМ – оценить возможность продолжения захода, т.е.:

- параметры движения с-та в пределах ограничений
- Н пролета ДПРМ и БПРМ соответствуют данному а/д
- скорость постоянная
- сигнализация об отказах режимов отсутствует

⇒ если эти условия не выполняются – перейти на ШУ или выполнить уход на 2й круг, нажав кнопку «УХОД» или переместив РУД → Нвзл

**Внимание:** 2) при отказе АТ разрешается выполнять заход управляя V вручную в АЗП до 30 м при min посадки не хуже  $45 \times 600$  м

3) уход на 2й круг с Закр  $= 45^\circ$  выполнять в автом режиме, а с Закр  $= 36^\circ$  или  $28^\circ$  -- в штурвальном (горит табло «штурвал»)

4) на с-тах с доработкой по сигнализации положения шасси на Н ниже 250 м при заходе с поздним выпуском мех-ции, при срабатывании сигнала «ШАССИ НЕ ВЫПУЩЕНО» → выполнить уход на 2й круг. Повторный заход по схеме выпуска:

◇ шасси выпущено

◇ Закр  $= 28^\circ$  -- после 4 на S до ТВГ не  $< 6$  км

◇ Закр  $= 45^\circ$  или  $36^\circ$  -- на глиссаде

**Примечание :** если КВС допущен к полетам с использованием АБСУ до Н=30м, но не имеет min с ВПР  $> 30$  м и до пролета ВПР

установлен надежный визуальный контакт, а положение ВС обеспечивает успешную посадку – разрешается АЗП выполнять до Н=30 м.



Г) Техника выполнения ДЗП.

выполняется в ШУ на рубежах выпуска шасси и мех-ции аналогично АЗП. Рекомендуемый крен на 4м развороте – 20°. Рубежи контроля положения ВС и параметры его движения – аналогичны ДЗП-АЗП.

**Внимание:** 1) Действия с механизацией при использовании АТ производятся после начала торможения и установки индекса Vзад на УС-И на требуемое значение.

2) Режим «ГЛИССАДА» в АЗП и ДЗП включается вручную нажатием кнопки «ГЛИСС» (ПН-5) при совмещении планки положения глиссады на ПНП-1 с центром силуэта самолета.

3) Довыпуск закрылков и перекладка стабилизатора в посадочное положение должны быть закончены до пролета ДПРМ.

Д) Автоматический уход на 2й круг: КВС, 2П, б/инженер →

⇒ выкл-ли «КРЕН» «ТАНГАЖ» (ПУ-46) включены – убедиться

⇒ кнопка-табло «ГЛИСС» – горит, убедиться.

⇒ кнопку «УХОД» – нажать (при выключенном или отказавшем АТ → РУД на Нвзл)

⇒ контролировать:

- табло «КУРС» «ГЛИСС» – гаснут (режим ОЗП)
- РУД – переместился в положение Нвзл
- командная стрелка курса ПКП – разведется
- командная стрелка тангажа ПКП – энергично отклонится вверх, а затем вернется в среднее положение.
  - ⇒ работу системы автоматического ухода по табло сигнализации отказов АБСУ и командным стрелкам ПКП в продольном канале – контролировать.
  - ⇒ изменение Н (по РВ-5) , Vпр (по УС-И), МКтек (по ПНП) – контролировать
  - ⇒ выполнить операции по п.4.6.10.

**Примечание:** автомат уход на 2й круг применять только при заходе на посадку с Закр=45°

Таблица к 8.8.1. Указания о выполнении захода с отказавшими блоками АБСУ /по 2м подканалам/.

- РА9 , РАУ , РАФ , БДГ9 , БДГУ , БДГФ . → режим ДЗП при min не хуже чем 100×1200 м (рек. 8.8.3 а )
- БНС9 , БИСУ , УТЭ , БСН , БАПУ , БАП9 , МГВ 9 САУ, МГВ У САУ → режим ДЗП при min не хуже чем 60×800 м
- ВКВ , КВ → полет по кругу до входа в глиссаду выполнять в режиме стабилизации тангажа , управляя рукояткой «СПУСК-ПОДЪЕМ» , режим захода – АЗП , min не хуже чем 30×400 м
- ВУ → режим АЗП при min не хуже 60×800 м
- КС → режим АЗП при min не хуже 30×400 м
- АТ → режим АЗП при min не хуже 45×600 м
- МГВ У СТУ , МГВ 9 СТУ , СТУ У и СТУ 9 → режим ПСП и командам диспетчера при min не хуже 100×1200 м

- БШУ Хэ , БШУ Хв → рекомендуется режим АЗП при min не хуже 100×1200 /при пилотировании в ШУ польз п.8.8.3(2)б/

### **8.8.3. НЕИСПРАВНОСТИ.**

Экипаж обязан в процессе выполнения полета в АЗП или ДЗП режимах АБСУ постоянно контролировать параметры движения самолета и немедленно отключить автоматический режим и АТ или прекратить пилотирование по командным стрелкам, если:

- параметры движения самолета (р. 2.5.) или работы системы (п. 8.8.1.) вышли за пределы эксплуатационных ограничений
- на приборах ПКП КВС и 2П выпали бленкеры АГ или появилось рассогласование в показаниях приборов ПКП, АГР, ЭУП и вариометра.
- сработала сигнализация «ПРЕДЕЛ КУРСА» «ПРЕДЕЛ ГЛИССАДЫ» «УПРАВЛЯЙ ТЯГОЙ» «ИСО» продолжительно звучит громкоговоритель.
- сработало «КРЕН ЛЕВЫЙ-ПРАВЫЙ ВЕЛИК».
- на Н<100 м горят табло предельных зон отклонения.
- выпали бленкеры К или Г на приборах ПНП и бленкеры «УПРАВЛЯЙ КРЕНОМ» «УПРАВЛЯЙ ТАНГАЖОМ» /на ПКП – интегральные стрелки/
- сработало АУАСП или «ОПАСНО ЗЕМЛЯ»
- появились рывки на органах управления.
- появились установившиеся колебания самолета по тангажу или крену.

#### **(1) Режим ШУ →**

А) Загорелось красное табло «ДЕМПФЕР КУРС» или «КРЕН» или «ТАНГАЖ» звучит громкоговоритель, на бленкерах ПУ-46 появилась «ОТКЛ» → свидетельство об отказе блоков БДГ-26 РА-56 соответствующего канала АБСУ:

- ♦ отключить АП
- ♦ избегать резких и больших перемещений педалей и штурвала /отказ демпфера курса или крена/ или колонкой штурвала /отказ демпфера тангажа/
- ♦  $V_{пр} \leq 525$  км/ч или  $M = 0.85$  при отказе демпфера крена, курса.
- ♦  $V_{пр} = 280-270$  км/ч при заходе на посадку при отказе демпфера крена.
- ♦ Б/инженера → выключить гидропитание РА-56 соответствующего канала.

Б) Загорелось красное с/сигнальное табло «БОКОВ УПРАВЛ» или «ПРОДОЛЬН УПРАВ» → свидетельство об отказе БШУ Х или БШУ Х

- ♦ пилотировать обычными приемами не допуская больших и резких отклонений штурвала или колонки
- ♦ выключить «ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ» (Б/И по команде КВС) при стриммированных усилиях на колонки штурвала (при загорании «ПРОДОЛ УПРАВЛ»)

В) Появились периодические колебания самолета в боковой (продольной) плоскости или заметно изменилась эффективность поперечного и путевого (продольного) управления. Сигнализация не срабатывает.

→ В боковом канале управления →

- выключить гидропитание РА-56 курс и крен (Б/И по команде КВС)

- поочередным включением каналов в работу определить , по поведению самолета , исправные каналы и оставить их включенными.

- выключить «КОЛЫЦЕВАНИЕ» – УСТАНОВИТЬ В «АВТОМАТ»

- пилотирование в соответствии с 8.8.3. (1) а

В продольном канале →

- выключить гидропитание РА-56 «ТАНГАЖ» (Б/И по команде КВС)

- избегать резких и больших перемещений колонки штурвала

- использовать только плавные перемещения

## (2) Режим автоматического управления (САУ)

А) Загорелось красное с/сигнальное табло «УПРАВЛЯЙ КРЕНОМ» или «УПРАВЛЯЙ ТАНГАЖОМ» , погасло зеленое табло включения режима («СТАБ БОК» «СТАБ ПРОД» «СТАБ V M H» ) , громко звучит громкоговоритель , загорелось красное табло «ДЕМПФЕР ТАНГАЖ» (ИЛИ КУРС ИЛИ КРЕН) , при отказе соответствующего демпфера погасла кнопка-табло включения режима (на ПН-5) , бленкер «ТАНГАЖ» или «КРЕН» показывают «штурвал» или «ОТКЛ» при отказе демпфера тангажа или крена (при загорании демпфер курс – с/сигнальное табло не срабатывает) – это свидетельствует об отказе и отключении продольного или бокового канала АБСУ:

- отключить автопилот КБО /гаснут с/сигнальные табло/
- использовать в продольном канале исправный режим стабилизации или перейти на ШУ.
- при отказе демпферов следовать п.8.8.3(1).а.

Б) Появились периодические колебания с-та в боковой или продольной плоскости :

- отключить автопилот КБО /гаснут с/сигнальные табло/
- перейти на ШУ и если колебания не прекратились – выполнить п.8.8.3(1)

В) Загорелось красное с/сигнальное табло «ЛОЖНОЕ ТРИММИРОВАНИЕ» – свидетельство о наличии сигнала в цепи ручного триммирования в автоматич режимах АБСУ.

- рекомендуется использовать режим САУ до снижения на ВПР.
- перед переходом на ШУ необходимо:
- \* переключатель «ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ РВ и РН» (после входа в глиссаду до момента отключения автопилота) → установить в положение «ВЗЛЕТ-ПОСАДКА»
- \* АЗС «ТРИММИР РВ 1 п/к ,АВАР» (в том же интервале) →выключить
- \* АЗС «ТРИММИР РВ 2 п/к» → выключить
- \* отключить АП

Г) Загорелось красное с/сигнальное табло «БОК УПРАВЛЯЕМОСТЬ» или «ПРОДОЛЬН УПРАВЛЯЕМОСТЬ» :

- рекомендуется использовать САУ до снижения на ВПР при min не хуже 100×1200 м
- при переходе на ШУ выполнить п.8.8.3(1)б.

Д) Загорелось красное с/сигнальное табло «НВУ VOR автомат», погасло с/сигн табло режима НВУ или VOR и загорелось табло «СТАБ БОК». на ПНП-1 КВС и 2П выпал бленкер К (при отказе ПВУ-БЗ или КУРС-МП в режиме VOR). Погасла кнопка-табло НВУ или АЗ-1 (АЗ-2) на ПН-5 → свидетельство об

отказах блока , формирующего сигналы управления в режимах НВУ и VOR или об отказах сопряженной с АБСУ аппаратуры (НВУ или КУРС-МП) :

- отключить АП или нажать и отпустить кнопку-табло «СБРОС ПРОГРАММЫ»

- использовать исправные режимы САУ в боковом канале

Е) Погасло зеленое с/сигнальное табло режима «ЗК», погасла кнопка-лампа ЗК (ПН-5) :

- отключить АП
- использовать исправные режимы САУ в боковом канале

Ж) Загорелись красные с/сигнальные табло «ОТКАЗ ГА ОСНОВН» «ОТКАЗ ГА КОНТР» , на ПНП-1 КВС и 2П выпал бленкер КС → свидетельство об отказе ТКС-П2 :

- отключить АП
- пилотировать с-т в боковом канале в ШУ

### (3) Автоматический заход на посадку (АЗП):

ПРОДОЛЬНЫЙ КАНАЛ :

А) загорелось красное с/сигнальное табло «УПРАВЛ ТАНГАЖОМ», длительно звучит громкоговоритель , погасло зеленое табло режима «ГЛИСС» на ПКП-1 КВС и 2П выпал бленкер и горизонтальная командная стрелка установилась в разведенное положение , на бленкере «ТАНГАЖ» появился знак «штурвал» или «ОТКЛ» , загорелось красное с/сигнальное табло «ДЕМПФЕР ТАНГАЖ», на ПНП КВС и 2П выпал бленкер «Г» (при отказе демпфера тангажа) → свидетельство о неисправности и отключении продольного канала АЗП :

- отключить АП
- заход на посадку в режиме ПСП , при отказах КУРС-МП → в режиме РСП и ОСП , при отказе демпфера тангажа в ДСП при min не хуже 100\*1200 м в соответствии с п.8.8.3(1)а.

Б) Загорелось красное с/сигнальное командное табло «ЛОЖНОЕ ТРИММИРОВАНИЕ» → выполнить п.8.8.3(2)в.

БОКОВОЙ КАНАЛ :

В) Загорелось красное командное с/сигнальное табло «УПРАВЛЯЙ КРЕНОМ» , длительно звучит громкоговоритель , гаснет зеленое табло режима «КУРС», на ПКП-1 КВС и 2П выпал бленкер и вертикальная командная стрелка установилась в разведенное положение. на ПКП-1 КВС и 2П выпал бленкер «К» (при отказе КУРС-МП ) или КС (при отказе ТКС-П2) , загорается табло «ДЕМПФЕР КРЕН», на ПУ-46 «ОТКЛ» (при отказе демпфера крена) → свидетельство о неисправности и отключении бокового канала СТУ :

- отключить АП КБО
- заход на посадку выполнять в режиме ПСП , при отказе КУРС-МП – РСП и ОСП , при отказе демпфера крена в ДЗП при min не хуже 100\*1200 м в соотв с п.8.8.3(1)а.

Г) Одновременно после пролета ДПРМ загорелись красные с/сигнальные табло «УПРАВЛЯЙ КРЕНОМ» «УПРАВЛЯЙ ТАНГАЖОМ» , длительно звучит динамик , гаснет с/сигн табло режимов «КУРС» и «ГЛИСС», на ПКП-1 КВС и 2П выпали бленкеры и командные стрелки развелись , на указателе УВ-5

загорелся с/сигнализатор «КОНТРОЛЬ». На бленкере «ТАНГАЖ» (ПУ-46) знак «штурвал» → свидетельство об отказе РВ-5:

- отключить АП КБО
- заход на посадку выполнять в режиме ПСП

Д) Выпал бленкер АГ на ПКП-1 КВС и 2П → свидетельство об отказе одной из гировертикалей или следящей системы крена одного из указателей:

- заход на посадку продолжать в АЗП в соответствии с рекомендациями п. 8.17.9.3(1)

Е) Появились периодические колебания самолета в боковой или продольной плоскости → выполнить п. 8.8.3(1) в

Ж) Загорелось желтое с/сигнальное табло «ПРЕДЕЛ КУРСА-ГЛИССАДЫ» на  $H < 100$  м → свидетельство о предельных отклонениях от равносигнальных зон КГРМ:

- в условиях отсутствия видимости земли уйти на 2 круг в автоматическом режиме

З) Мигает ИСО на  $H < 60$  м одновременно с сигнализацией по п. А или В, или Г или Ж, или любое их сочетание → свидетельство об отказах АБСУ, исключить продолжение АЗП:

- если к моменту срабатывания ИСО КВС не принял решение о посадке – уйти на 2 круг в автоматическом режиме

И) Загорелось желтое с/сигнальное командное табло «        » → свидетельство об отказе аппаратуры «УХОД»

- продолжать заход в АЗП при  $\min$  не хуже  $60 \times 800$
- при необходимости уход на 2 круг выполнять в ШУ

#### (4) Директорный заход на посадку (ДЗП).

А) На ПКП-1 КВС и 2П выпал бленкер, командная стрелка установилась в разведенное положение, на ПНП-1 при отказе КУРС-МП выпал бленкер Г (К) и погасла кнопка-табло «ГЛИСС» (заход) на ПН-5:

- прекратить пилотирование по командным стрелкам
- заход на посадку выполнять в ПСП, при отказе КУРС-МП – РСП и ОСП с использованием планки положения курса (глиссады) ПНП-1
- при отказе демпфера тангажа (крена) – в ДСП при  $\min$  не хуже  $100 \times 1200$  м или в ПСП при отказе директорного режима

дополнительно → при отказе демпфера тангажа, крена загорелись с/сигнальные табло «ДЕМПФЕР ТАНГАЖ КРЕН», при отказе ТКС на ПНП-1 КВС и 2П выпал бленкер КС и загорелось с/сигнальное табло «ОТКАЗ ГА ОСН. – КОНТР.» → ДЕЙСТВИЯ УКАЗАНЫ ВЫШЕ.

Б) На ПКП-1 КВС и 2П выпал бленкер «АГ» → пилотировать пилоту, у которого исправен прибор ПКП в соответствии с рекомендациями п. 8.17.9.3(1)

В) На ПКП-1 КВС и 2П одновременно появились бленкеры и командные стрелки установились в разведенное положение, на УВ-5 загорелся с/сигнализатор «КОНТОРОЛЬ» →

- пилотирование по командным стрелкам прекратить
- заход на посадку выполнять в ПСП

#### (5) Режим автоматического ухода на второй круг.

А) загорелось желтое с/сигнальное командное табло и красное с/сигнальное табло «УПРАВЛЯТЬ ТАНГАЖОМ», длительно звучит динамик, погасло

зеленое с/сигнальное табло «УХОД», на ПКП-1 КВС и 2П выпал бленкер, на бленкере тангаж (крен) ПУ-46 знак «штурвал» или «ОТКЛ» (при отказе демпфера тангажа, крена), загорелось с/сигнальное табло «ДЕМПФЕР ТАНГАЖ (КРЕН)» при отказе демпфера:

- уход выполнять в ШУ
  - при отказе демпферов следовать п. 8.8.3(1)а
- Б) На ПНП-1 КВС и 2 выпал бленкер «КС», загорелось с/сигнальное табло «ОТКАЗ ГА ОСН-КОНТР» → отказ ТКС-П2:

- АБСУ стабилизирует крен, равный 0
  - при необходимости перейти на ШУ, уход выполнить в ШУ
- В) Появились периодические колебания самолета в боковой продольной плоскости:
- отключить АП
  - выполнить действия п. 8.8.3(1)в если колебания не прекратились

#### (6) Режим управления и стабилизации Vпр через АТ.

А) Загорелось с/сигнальное табло «УПРАВЛЯЙ ТЯГОЙ», погасло с/сигнальное табло режима «АТ» и с/сигнальное табло «АТ ВКЛ», длительно звучит динамик → свидетельство об отказе АТ и его отключении:

- выключатель «ПИТАНИЕ АТ» -- установить в положение «ОТКЛ»
  - управлять V вручную
- Б) Стрелка Vтек на УС-И находится за пределами индекса, разность между Vтек и Vзад  $>\pm 20$  км/ч

- АТ отключить, приложив небольшое усилие к головкам 2х любых РУД
- управлять V вручную, убедившись в исправности УС-И

Г) Сработала сигнализация 1 или 2х двигателей у Б/И – «СТВОРКИ РЕВЕРСА» или «ЗАМОК РЕВЕРСА», у пилотов «СТВОРКИ РЕВЕРСА» или «НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ № 1 И/ИЛИ № 3», РУД двигателей № 1 и/или № 3 не перемещаются:

- Б/И докладывает КВС «СТВОРКИ РЕВЕРСА» или «ЗАМОК РЕВЕРСА»
  - отключить АТ
  - при срабатывании сигнализации реверса:
- \* при  $V_{пр} \geq 360$  км/ч выполнить торможение до  $V_{пр} = 300$  км/ч с выпуском Закр  $= 15^\circ$ , на  $V_{пр} = 300$  км/ч -- сигнализация погаснет, продолжить заход на посадку управляя V вручную в соответствии с РЛЭ
  - \* при выпуске Закр  $= 28^\circ$  продолжить торможение до  $V_{пр} = 300$  км/ч, сигнализация погаснет
  - \* при входе в глиссаду после отключения АТ сигнализация погаснет, продолжить снижение по глиссаде управляя V вручную

**Внимание:** если реверс не выключился (табло сигнализации продолжает гореть) отказавший двигатель выключить.

#### (7) Погасло с/сигнальное табло «ИСПРАВНОСТЬ АБСУ» (ППН-13):

После посадки самолета до выключения гидропитания и бортовых сетей э/снабжения, Б/И определить неисправные блоки:

- \* кнопку «ПОИСК» – нажать, и на пульте ППН-13 по загоранию одного из табло определить неисправный блок
- \* нажать и отпустить кнопку «ПУСК» на пульте ППН-13, при этом горящее

- табло с индексом отказавшего блока должно погаснуть
- \* нажать кнопку «ПОИСК» и проверить исправность остальных блоков и дойдя до отказавшего блока – отпустить кнопку «ПОИСК» (табло отказавшего блока должно загореться)
  - \* после определения неисправного блока – сделать соответствующую запись в б/журнал

**Примечание:** если при нажатии кнопок «ПОИСК» или «ПУСК» не происходит загорания табло на пульте ППН-13 → нажать и отпустить одновременно кнопки «ПОИСК» + «ПУСК» -- после чего можно продолжить работу с пультом.

#### **8.8.4. КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ.**

АБСУ-154 представляет собой комплексную систему, которая использует сигналы собственных датчиков и сигналы других бортовых систем и состоит из:

- ◆ СУУ – системы устойчивости и управляемости
- ◆ системы автоматического управления САУ /обеспечивает стабилизацию углового положения самолета относительно 3х осей, стабилизацию Н, Vпр и М, управляет самолетом по сигналам радиомаяков VOR и сигналам НВУ, выполнение доворотов на заданный курс и управление по крену и тангажу от рукояток ПУ/
- ◆ системы траекторного управления СТУ /обеспечивает автоматическое управление самолетом и выдачу директорных сигналов пилотам в режиме захода на посадку до Н=30 м/
- ◆ ВУ – вычислителя ухода на 2 круг
- ◆ АТ – автомата тяги
- ◆ СВК – системы встроенного контроля /обеспечивает автоматическое отключение отказавшего канала и четкую предупредительно-командную сигнализацию с автоматическим предполетным и полетным контролем с указаниями отказавшего режима, неисправного блока или подканала/

##### **\*8.8.4.1. ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.**

- (1) Время готовности ≤ 5 мин /при условии готовности смежных систем/
- (2) Точность стабилизации Н: -- на маршруте  $\pm 20$  м  
-- на посадке  $\pm 10$  м
- (3) Точность стабилизации Vпр: -- через АТ  $\pm 10$  км/ч  
-- через РВ  $\pm 7$  км/ч
- (4) Точность стабилизации М через РВ  $\pm 0.01$
- (5) Мах крен при управлении рукояткой «РАЗВОРОТ»  $\pm 26 \pm 3^\circ$
- (6) Мах тангаж при работе рукояткой «СПУСК-ПОДЪЕМ»  $\pm 17 \pm 2.5^\circ$
- (7) Точность стабилизации относительно сигналов НВУ и КУРС-МП в режиме VOR при маршрутном полете VOR  $\pm 0.5$  км
- (8) Диапазон скоростей -- 0-950 км/ч
- (9) Диапазон высот -- 0-15 км
- (10) Энергопитание от 3х независимых г/систем с давлением:
  - ◆ на входе подканалов РА --  $200-220 \text{ кг/см}^2$
  - ◆ на выходе подканалов РА --  $8-16 \text{ кг/см}^2$

Все подканалы АБСУ являются многорежимными и резервируемыми системами автоматического управления самолетом. Они сохраняют работоспособность после возникновения разноименных отказов и обеспечивают мягкую реакцию самолета при возникновении 2го отказа с автоматическим отключением этого режима и переходом АБСУ на работу в другом резервном режиме.

Оптимальное резервирование АБСУ основано на мажоритарной логике (голосование по большинству т. е. кворум элементы) , что существенно повышает надежность системы в целом.





# ТАБЛО СИГНАЛІЗАЦІИ



# ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ

**На самолете Ту-154 предусмотрена звуковая ( в виде сирены, через динамик и звонок ) и световая (табло и лампы ) сигнализация.**

К взлету не готов

Расположены на козырьках приборных досок пилотов, мигают при:

- выключенной системе разворота передних колес, у БИ горит желтое табло «Разворот не включен»;
- включенной системе разворота передних колес на режим «63<sup>0</sup>», у бортинженера горит желтое табло «Разворот 63<sup>0</sup>»;
- открытых замках дверей (входных, служебных, запасной и аварийной);
- открытых замках люков аварийных и багажных;
- закрытых защелках (флажок в положении «Расстопорено»);
- открытой крышке выключателей «Бустерное управление»;
- открытых замках внутренних интерцепторов;
- невыпущенных предкрылках при установке РУД на взлетный ( $>85\pm 1\%$ ) режим, гудит сирена, не горит зеленое табло «Предкрылки выпущены»;
- невыпущенных на взлетный угол закрылках;
- при установке переключателя «Разворот» переднего колеса в «Взлет-посадка» табло мигает только при №7 и №3 открытых замках основных и служебных дверей.

**Внимание!** Если табло «К взлету не готов» не погасло, по табло на пульте БИ и СПД определить не выполненную операцию и выполнить ее.

**Предупреждение!** Производить взлет при горящем табло «К взлету не готов» ЗАПРЕЩАЕТСЯ. При загорании табло в процессе разбега КВС обязан на  $V < V_1$  – взлет прекратить, при  $V \geq V_1$  взлет продолжить, на высоте круга установить причину и принять решение.

Ложное триммирование

На козырьках приборных досок

Загорается при отказе триммирования РВ в режиме «САУ» и «А» захода на посадку, отключается табло при переходе на режим «ШУ».

**Пояснение:** Табло контролирует цепь управления МЭТ от кнопки загрузателя РВ, которое при полете в режиме «САУ» отключено из-за возможного появления в ней электрического сигнала. Табло предупреждает экипаж, что в цепи появляется электросигнал и, при переходе на «ШУ», он поступает на МЭТ. и произойдет произвольная балансировка самолета в неизвестном направлении и на неизвестную величину.

**Действия экипажа:**

1. Убедитесь, что не работает гашетка загрузателя РВ.
2. Режим «САУ» рекомендуется использовать до ВПР, так как в этом случае система обеспечивает автоматическую перебалансировку самолета.
3. Перед переходом на «ШУ»:
  - а) на глиссаде до отключения «АП» установите:
    - переключатель «Полетный загрузатель РВ и РН» в «Взлет-Посадка»;
    - выключатель «Продольная управляемость» выключить;

- АЗС «Тримм.РВ» I п/к, «Аварийный триммер» (левая панель АЗС) – выключить.

**Внимание!** Запрещается выключать «Продольная управляемость» до отключения «Полетный загрузатель РВ и РН» для исключения «стенки».

б) перед отключением автопилота выключить АЗС «Тримм.РВ» II п/к (левая панель АЗС).

4. Нажмите кнопку «Отключение автопилота».
5. Пилотирование производить с учетом:
  - в крейсерском полете, на снижении и заходе на посадку управление осуществлять попеременно. Свободный пилот управляет двигателями. (максимальное усилие не превышает 25 кг);
  - при полете во взлетной конфигурации используйте для балансировки самолета стабилизатор, управляя им вручную.
  - до входа в глиссаду обеспечить посадочную конфигурацию самолета;
  - после входа в глиссаду выдерживать V<sub>пр.</sub> на 10км/час больше;
  - перед посадкой на высоте 100 метров управление берет КВС, а управление двигателями выполняет 2П, уменьшение оборотов двигателей перед посадкой производит плавно и только по команде КВС.

**Внимание:** Управление самолетом необходимо осуществлять плавным движением штурвальной колонки, исключая выход самолета на **Пу** max.



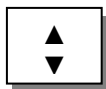
«Управляй креном» на козырьках. Загорается табло и прерывисто звучит динамик: в режимах «САУ», «Автоматический уход» и «Автоматический заход»

При отказах:

- бокового канала стабилизации;
- демпфера крена;
- бокового канала СТУ;
- автоматического режима «Уход» в боковом канале.

Отключаются: при нажатии на кнопки отключения автопилота или «Уход» – действия согласно РЛЭ.

«Заход на посадку выполнять в режиме ПСП, при отказе «Курс-МП» в режимах РСП и ОСП, при отказе демпфера крена в директорном режиме при минимуме не хуже 100х1200.



«Управляй тангажом» на козырьках. Загорается табло и прерывисто звучит динамик: в режиме САУ и автоматическом заходе на посадку при отказах:

- продольного канала стабилизации;
- демпфера тангажа
- продольного канала СТУ.

Отключается: при нажатии на кнопку «Автопилот» или «Уход».

Эти табло загораются одновременно при автоматическом заходе при отказе РВ-5 после полета ДПРМ.

Неисправности	Внешние проявления	Действия экипажа
---------------	--------------------	------------------

Отказ второго РВ-5 после пролета ДПРМ	1. Длительно звучит динамик; 2. Загораются табло командной сигнализации «Управляй тангажом» и «Управляй креном»; 3. На УВ-5 загорается красная лампа; 4. На табло режимов гаснет «Курс» и «Глиссада»; 5. На ПУ-46 бленкер «Тангаж» и «Ψ»; 6. На втором ПКП-1 бленкеры «↑» и «←» и стрелки разводятся.	1. Нажать кнопку «Отключение автопилота»; 2. Управлять скоростью вручную; 3. Заход выполнять в режиме ПСП
---------------------------------------	--	---

Ψ

Уход на второй круг в штурвальном режиме.

Табло – желтое на козырьках.

Загорается в режиме: «Автоматический режим», «Директорный режим» при отказах:

- вычислителя ухода на второй круг;
- блоков, обеспечивающих автоматический уход на второй круг.

Продолжать заход в АЗП при минимуме не менее 60х800, при необходимости выполнить уход на второй круг в штурвальном режиме.

Ψ

▲  
▼

Загорание светосигнальных табло с выдачей звуковой сигнализации свидетельствует о неисправности и отключении автопилота или аппаратуры «Уход».

- Кнопка «Отключение автопилота» нажать и отпустить;
- Уход выполнять в штурвальном режиме.


▲

«ИСО» – интегральный сигнальный огонь – на козырьках приборной доски.

Загорается и мигает в режиме «Автоматический заход» на  $H \leq 60$  метров:

- при отказе бокового и продольного канала «САУ-СТУ»;
- при отклонении самолета от равносимметричных зон курса или глиссады на предельное значение;

Отключается кнопкой «Откл.АП» или «Уход»;

Неисправности	Внешние проявления	Действия экипажа
Отказ автоматического захода на высоте ниже 60 метров	1. Длительно звучит динамик. 2. Горят ИСО 3. Загорелась командная сигнализация  или любое их сочетание	1. Если КВС дал команду «Садимся» – отключить режим автоматического захода и автомат тяги и продолжить заход в штурвальном режиме. 2. Если КВС не дал команду «Садимся» – необходимо выполнить автоматический уход. При загорании командного табло «Ψ» уход выполнять в штурвальном режиме.

Управляй тягой

Загорается в режиме управления стабилизации Vпр. через АТ, при отказе «Автомата тяги»

**Неисправность** – отказ АТ-6-2.

**Внешние проявления** – 1. Длительно звучит динамик.

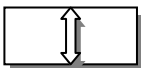
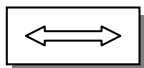
2. Загорается командная сигнализация «Управляй тягой». 3. На табло режимов

гаснет «АТ». 4. На ПН-6 гаснет кнопка «С», гаснет лампа «Контроль АТ» 5. На пульте БИ гаснет табло «АТ включен».

**Действия:** Выключить АТ-6-2 на ПН-6, установить переключатель «Питание» АТ-6-2 в положение «Откл.»; управлять скоростью вручную.

**Внимание:**

1. Запрещается использовать АТ-6-2 при штурвальном управлении, в том числе в директорном заходе.
2. При отказе АТ-6-2 разрешается автоматический заход, управляя скоростью вручную до  $H=30$  метров при минимуме  $45 \times 600$ .
3. Заход в директорном режиме разрешается до высоты 60 метров при минимуме  $60 \times 800$
4. АТ-6-2 отключить на высоте 6-4 метра.



«Предел глиссады»

«Предел курса»

Желтые табло на козырьках

Загораются: в автоматическом и директорном заходе на высоте  $H \leq 100$  метров, при отклонении планок положения ПНП-1:

- по курсу - за пределы половины шкалы до одной точки;
- по глиссаде – за пределы силуэта самолета;

Табло горят в непрерывном режиме до снижения на ВПР.

Отключаются:

- автоматически на высотах ниже ВПР, установленного на РВ-5;
- выше 100 метров.

Предельно-допустимые отклонения самолета при заходе на посадку в автоматическом и директорном режиме и действия экипажа при пролете ДПРМ.

Отклонения самолета по ПНП-1 не превышает:

- по курсу – одна точка;
- по глиссаде – в пределах силуэта самолета.

Угол крена самолета не превышает  $5^0-8^0$ .

Если отклонение самолета от равносильных зон курса и глиссады высоты пролета и угла не превышает указанных значений, продолжаем заход до пролета ДПРМ.

Если отклонения превышают указанные значения – заход прекратить и уйти на второй круг.

Максимально - допустимая  $V_{у.снйж} \leq 10 \text{ м/с}$  при вписывании в глиссаду; на глиссаде  $V_{у.снйж} \leq 7 \text{ м/с}$ . ( $3^0-4^0$  – наклон угла глиссады).

При пролете БПРМ: отклонение самолета от равносигнальных линий курса и глиссады не превышает допустимых пределов (табло не горят), угол крена самолета, необходимый для удержания командной стрелки курса в нулевом положении – не больше  $5^0-8^0$ .

Если отклонение самолета не превышают указанных значений, продолжайте заход на посадку до ВПР, а если превышает – действовать согласно 4.3.12,10(5) РЛЭ.

**Внимание:** До момента достижения ВПР КВС должен оценить величину

отклонения самолета от оси ВПП для принятия решения о посадке.  
 Предельно – допустимые отклонения самолета Ту-154

Н нач.маневра,м	100	30	60	45	30
Д до ВПП,м	1950	1500	1050	700	400
Пред.бок.доп.откл.м	100	70	40	30	30 не>½

Оценка фактического отклонения производится КВС визуально с использованием посадочных огней ОВИ

Наименование огней	Местоположение	Цвет	Удаление от оси ВПП, м
Световой горизонт	Ближайший к БПРМ	желтый	37 или 27
Боковые огни ВПП	Вдоль ВПП		0,5 ширины ВПП
Боковые огни приближения	На КПБ	красный	12-15 (крайние)
Входные огни ВПП	Торец ВПП	зеленые	0,5 ширины ВПП

**Внимание:** Заход на посадку прекратить и уйти на второй круг, если фактическое отклонение воздушного судна по курсу и глиссаде превышает допустимые пределы:

- загорелась командная сигнализация;
- не установлен визуальный контакт до ВПР;
- положение самолета в пространстве относительно ВПП не обеспечивает посадку (непосадочное положение).

Действия экипажа при уходе на 2-й круг:

- при автоматическом заходе немедленно включить автоматический режим «Уход»;
- при директорном заходе прекратить пилотирование по командным стрелкам и начать уход на 2-й круг в «Автомате» или «Штурвальном режиме».

Если фактическое боковое отклонение в максимальных допустимых пределах – КВС немедленно должен начать маневр по устранению бокового отклонения.

На высоте  $H \geq 60$  метров: выполняется «S»-образный маневр, состоящий из двух сопряженных разворотов: первый разворот в сторону оси ВПП с креном  $10^0$ - $12^0$ , второй – в обратную сторону с креном  $6^0$ - $8^0$ . Макс. крен не должен превышать  $15^0$  в начале маневра и  $2^0$ - $3^0$  к началу ВПП.

На  $H < 60$  метров и до 30 метров включительно:

Заход на посадку считать посадочным (также и при посадке с боковым ветром) если направление вектора путевой скорости не выходит за пределы ширины ВПП; то есть самолет к моменту достижения ВПР находится в таком положении, что не выйдет за пределы продолжения кромок ВПП.

При боковом отклонении в пределах красных огней КПБ ( $\pm 12...15$ ) решение о посадке может быть принято без видимости начала ВПП и посадка может быть выполнена без маневра по устранению боковых отклонений.

При боковых отклонениях больше 12...15 метров до 30 метров включительно (но не больше  $\frac{1}{2}$  ширины ВПП) решение о посадке может быть принято при условии видимости начала ВПП.

ПВ этом случае выполняется одноразовый доворот с креном до  $5^0$  в сторону оси ВПП на угол порядка  $3^0$ , чтобы осуществить приземление под этим же или меньшем углом к оси ВПП в зоне между осью и внутренними огнями приземления со стороны бокового отклонения и с последующим выводом



самолета на ось ВПП или параллельно ей.

**Предельно-допустимое отклонение по курсу и глиссаде при заходе воздушного судна на посадку по КГС, РСР и РСР+ОСП.**

Д до ВПП, км	1	2	3	4	5	6	7	8	9	Формулы
По курсу ± м	32	65	97	128	161	192	224	256	289	$\Delta K_m = D_{km} * 32$
По глиссаде ± м	16	16	25	32	40	48	56	64	72	$\Delta G_m = D_{km} * 8$

Отклонения ВС на участке от ДПРМ до БПРМ за пределы, указанные в таблице, являются грубым отклонением —экипаж обязан уйти на 2-й круг, а диспетчер должен дать команду об уходе на 2-й круг.

На участке от точки входа в глиссаду до ДПРМ диспетчер в соответствии с п.7.5.7 НППГА-85 обязан информировать экипаж о фактических отклонениях воздушного судна для их устранения.

**ПОЖАР**

Загорается при возникновении пожара:

-в мотогондолах;

-в отсеках ВСУ;

-в багажных помещениях (при наличии дыма);

Одновременно возникновение пожара сигнализируется:

У пилотов: на средней приборной доске - красное табло «Неисправность двигателей 1,2,3» (при пожаре в мотогондолах);

У БИ:

- на панели управления и контроля СПТ (Системы пожаротушения) загорается красное табло «Пожар» и желтое табло «Перегрев»; в головках РОДов красная лампа;
- желтое табло «ПРОВЕРЬ ПОЖАР, ПЕРЕГРЕВ, ДЫМ» на щитке СПЗ;
- красный светосигнализатор в рукоятке рычага «Остановка»;
- звучит сигнал sireны.

После включения автоматической первой очереди СПТ загорается желтая лампа срабатывания огнетушителей «I очередь».

Сигнализация срабатывает при температуре в мотогондолах, отсеке ВСУ при  $t=180^0$  со скоростью нарастания более  $2^0/c$ .

В багажных помещениях при ухудшении прозрачности  $30\pm 10\%$ .

Сигнализация отключается при понижении температуры ниже  $180^0$  и при увеличении прозрачности среды выше указанных.

**Нет контр.АГ**

Табло – желтое. Загорается: при отказе (неотключении) БКК-18 при обесточивании бортсети самолета.

**Неисправность** – отказ БКК-18.

**Внешние проявления:** Загорелось табло «Нет контроля АГ» или одновременно выпали бленкеры «АГ» на обоих ПКП-1 и загорелось табло «Отказ МГВ контроль».

**Действия экипажа:**

1. Перейти на пилотирование по исправному АГР-72 и ЭУП-53.
2. Выключить БКК-18 выключателем «БКК питание», загорается табло «Нет контр. АГ».
3. Если бленкера «АГ» с ПКП-1 не убрались, считать их отказавшими.
4. Если бленкеры «АГ» с ПКП-1 убрались и погасли табло «Отказ МГВ

контр.», а в показаниях ПКП-1, АГР и ЭУП нет рассогласования, то считать все приборы исправными.

**Предупреждение:** 1. При отказавшем или выключенном БКК-18 сигнализация «Крен лев. велик», «Крен прав. велик» не работает, загорается табло «Нет контр. АГ».

2. Запрещается выруливать на исполнительный старт при : наличии бленкеров «АГ» на ПКП-1 и АГР-72; горящем табло «Отказ МГВ контр.» и горящем табло «Нет контр.АГ».

**Примечания:** 1. При горящем табло «Нет контр.АГ» обеспечивается контроль ПКП-1 и «МГВ контр.» только по электропитанию.

2.БКК-18 и СНП-1 питаются по постоянному току через АЗС «Питание БКК» «Питание СНП» на левой и правой панелях АЗС через предохранители от шины ПТ-500 и ПТС-250.

Остаток топл.  
2500

Загорается в режиме мигания при остатке топлива в расходном баке №1 – 2500.

На пульте БИ загорается «Остаток топлива 2500», звучит прерывисто динамик, сигнализация остается включенной до полной выработки топлива в расходном баке, отключается автоматикой при достижении уровня топлива 2500. Звуковая сигнализация может отключаться принудительно выключателем «Ост.топл.звук.сигнал» на пульте БИ.

**Действия:** КВС после убеждения в остатке 2500 кг:

- доложить УВД;
- включить сигнал «Бедствие»;
- Выполнить аварийную посадку (при необходимости) на ближайшем аэродроме или выбранной площадке.

**Предупреждение:** Время полета - 15...20 мин.

ССО  
ОПАСНО

Табло красное – на обоих досках пилотов. «Система сигнализации об опасности» сигнализирует пилотам об опасности захвата самолета или нападения на экипаж.

Одновременно звучит непрерывный звонок. Действия экипажа в соответствии со специальными инструкциями МГА от 01.03.81 и от 16.11.83.

ССО СВЯЗЬ

Табло зеленое. «Система сигнализации опасности – связь» Действия экипажа в соответствии со специальными инструкциями МГА от 01.03.81 и от 16.11.83.

ОПАСНО  
ЗЕМЛЯ

Система ССОС для предупреждения экипажа об опасной скорости сближения с землей.

Сигнализация: прерывисто звучит сирена; загорается в мигающем режиме красное табло.

**ССОС срабатывает:** - при взлете после уборки шасси на Н от 50 до 250 метров, если самолет начинает снижаться с вертикальной скоростью  $V_y > 1,6$  м/с.

- при снижении с убранными шасси на высотах ниже 250 метров;

- при снижении самолета в диапазоне истинных высот (по РВ) от 600 до 50 метров, если  $V_v$  превышает:

Нист.м	50	100	150	200	300	400	500	600
$V_{v.cn}$	7,0	7,7	8,4	9,1	10,5	12,0	13,5	15,0

В полете над холмистой горной местностью в диапазонах высот (по РВ) от 400 до 50 метров, если  $V_{v.cn}$  превышает опасное значение.

Нист.м	50	100	150	200	300	400
$V_{v.cn}$	5,0	7,7	10,6	13,5	19,2	25,0

### Действия экипажа при срабатывании ССОС:

1. На взлете – немедленно прекратить снижение и перевести самолет в набор;
2. На снижении над равнинной местностью немедленно уменьшить  $V_{v.cn}$  до безопасного снижения.
3. В горизонтальном полете или на снижении над холмистой горной местностью энергично перевести самолет в набор, а двигатели на взлетный режим, осуществляя контроль за режимом полета по АУАСП, не допускать выхода за допустимые значения  $n$  и  $\alpha$ .

**Предупреждение:** Если экипажу неизвестна высота рельефа, необходимо действовать в соответствии с рекомендацией для горной холмистой местности. При выполнении предпосадочного маневра после выпуска шасси немедленно уменьшить  $V_{v.cn}$  и проконтролировать правильность выдерживания заданного профиля снижения, а при заходе на посадку с убранными шасси после четвертого разворота уйти на второй круг.

**Внимание:** при полете на малых высотах в болтанку, а также при подходе к аэродрому со сложным рельефом на посадочной прямой, в том числе по глиссаде  $3^0$ , возможно срабатывание сигнализации ССОС 2...3 сек.

**Предупреждение:** причину неправильного звучания сирены при заходе на посадку на высотах меньше 600 метров определите по загоранию табло «Выпусти шасси» и «Опасно земля», если горит табло «Опасно земля» шасси не выпускайте и действуйте в соответствии с пунктом 2 и 3.

**Примечание:** Питание ССОС включается выключателем РВ-5 №1 на верхнем электрощитке пилотов.

Предел  
скорости

Для предупреждению пилотов о выходе самолета за пределы ограничения по приборной скорости (IAS) и (M).

Сигнализация: прерывисто звучит динамик, загорается табло «Предел скорости», включается при достижении  $V_{max} = 600$  км/час на Н от земли до 7000 м;

$V_{max} = 575$  км/час на Н от 7000 м до 10300;

$M_{max} = 0,88$  на Н более 10300 м.

1. Отключается при уменьшении  $V_{пр.}$  и число M выше указанных пределов;
2. Через АЗС на левой панели АЗС.

### Примечания:

1. При выходе самолета за предельные ограничения по скорости и M (загорается табло) при включенных режимах стабилизации скорости и «M» перейти на режим штурвального управления;
2. При нарушении герметичности канала полного давления КВС на высоте более 2000 метров – стрелки УС могут установиться на максимальную отметку с ложным срабатыванием «Предел скорости». (признаки –

увеличение показания УС одного пилота по сравнению с другим). Кран «Динамическое давление» не переключать.

3. При закупорке системы полного давления КВС в наборе высоты – показания увеличиваются. До переключения крана «Динамика» на «Резерв» возможно ложное срабатывание «Предел скорости».
4. При закупорке первой линии статики КВС на снижении показания УС увеличиваются. До переключения крана «Статика» на аварийное возможно ложное срабатывание «Предел скорости».

Крен прав.  
велик

На приборных досках пилотов для предупреждения пилотов о достижении предельных кренов самолета на ПКП-1

Крен лев.  
велик

Включается: блоком БКК-18, работает в двух режимах:

- на взлете и посадке  $15^0 \pm 2^0$ ;
- при полете по трассе  $33^0 \pm 4^0$ .

переключение режимов осуществляется автоматически:

- при включенном «Подготовка посадки» при достижении высоты 250 м;
- при выключенном «Подготовка посадки» на взлете при достижении скорости 340 км/ч, а на посадке – 280 км/ч.

### Предупреждения:

1. При выключенном или отказавшем БКК-18 сигнализация не работает, загорается табло «Нет контроля АГ»;
2. При выруливании на исполнительный старт выключить «Подготовка посадки».

### Ограничения и рекомендации:

1. Крен самолета не должен превышать:
  - $15^0$  на  $H < 250$  м или  $V < 340$  км/час на взлете,  $V < 280$  км/час на посадке,
  - $30^0$  во всех остальных случаях.
2. При отказе одного двигателя:
  - крен  $15^0$  на скорости не больше 350 км/час;
  - в наборе высоты на скорости 450-470, крен не больше  $15^0$ .

$\alpha$  кр.

На приборной доске второго пилота. Для предупреждения о приближения самолета к критическим режимам полета.

Сигнализация: - длительно звучит динамик;

- загорается светосигнальное табло « $\alpha$  кр.» и « $n_{y, \text{доп.}}$ »;

- на указателе «АУП-12КРИ», и «АУАСП» у КВС стрелки « $\alpha$  кр.» и « $n_{y, \text{доп.}}$ » подходят к красному сектору и загорается

красная сигнальная лампа.

Включаются: при подходе  $\alpha$  тек. к  $\alpha$  кр., за  $0,5^0$ , а  $n_y$  к  $n_{y, \text{доп.}}$  за  $0,2$ .

Уход

На приборных досках обоих пилотов.

Загорается при включении автоматического режима «Уход» при нажатии кнопки уход на штурвалах или перестановке РУД на взлетный режим, при этом:

- на табло режимов загорается стабилизация боковая и гаснут «Курс», «Глиссада»;
- на ПН-5 гаснут лампы-кнопки «Заход», «Глиссада»;

- на ПН-6 гаснут лампы-кнопки «С» (при включенном АТ);
- на ПУ-46 бленкер «Крен», «Тангаж» покажут «Стаб» в директорном режиме.

В случае остановки РУД в промежуточном положении – дожать.

На ПКП-1 командные стрелки курса разведутся, командные стрелки глиссады продолжают работать в режиме «Уход», энергично отклонятся вверх, а затем подойдут к среднему положению и там будут находиться.

На ПНП-1 планки продолжают работать в режиме индикации курсо-глиссадных маяков.

На ИН-3-2 планка «Т» руля высоты отклонится вверх.

**Внимание:** Включение автоматического режима «Уход» может применяться только после захвата глиссады на высоте не менее 30 метров как из режима автоматического, так и из режима директорного, при этом выключатели «Крен», «Тангаж» на ПУ-46 должны быть включены.

Отключение режима «Уход» производится:

- отключением штурвальной колонки;
- нажатием лампы-кнопки «Сброс программы»;
- поворотом рукоятки «Спуск-Подъем»;
- нажатием кнопки «Откл.АП».

Отключить автоматический режим уход и перейти на штурвальное управление, если:

- сработала командная сигнализация, длительно звучит динамик;
- сработала сигнализация о достижении предельных кренов;
- сработала сигнализация о достижении предельных значений АУАСП;
- $V_y$  меньше «0»;
- на ПН-6 не горит контрольная лампа «Контроль. Уход».

**Н** «Высота принятия решения». Для предупреждения о достижении  $H_{\text{заход}}$ ,  $H_{\text{круга}}$ ,  $H_{\text{решения}}$ .

Сигнализация: В наушниках и динамиках СГС – непрерывно, кратковременно (3...9 сек.) прослушивается звуковой сигнал, на приборных досках загорается табло «Н» и светиться до приземления. На УВО-5 загорается желтая лампа в ручке установки высоты.

Включается: при достижении и высоты заданной, установленной ручкой на УВО-5. Срабатывает от РВ-5, на котором установлено большее значение  $H_{\text{заданное}}$ .

Отключается: установкой индекса на «0» на обоих РВ-5.

**Примечание:** Если при снижении с эшелона сработала сигнализация РВ-5 №2, сличить показания с барометрическим. Если показания различаются более 100 метров, снижение прекратить, запросить у диспетчера  $P_{\text{аэродрома}}$  и уточнить МС.

- звуковой сигнал ВПР введен в СПУ-7 КВС, световая сигнализация работает раздельно от РВ-5 №1 и №2. При неисправности РВ-5 №1 сигналы Н в САУ поступают в РВ-5 №2 и от него же срабатывает звуковая сигнализация.

При проверке перед полетом РВ-5 №2 звуковой и световой сигналы будут выдавать только при включенном РВ-5 №1. При выключенном РВ-5 №1 только световой сигнал.

- точность измерения РВ-5: на высоте до 10 м  $\pm 0,6$  метров, а на высоте от 10м до а:  $750\text{м} \pm 0,6\%$  от высоты.

Загорается при включении Автоматического режима захода на посадку в боковом (КУРС) и продольном (ГЛИСС) в каналах АБСУ.

КУРС

ГЛИССК

ТАБЛО «Заданный курс» загорается при включении «А» заданного курса (Выход на заданный курс и его выдерживания).

ВКЛЮЧЕНИЕ: - установите переключатель «Ввод ЗК» на левом ПНО;

З К

- выставить кремальерой ЗК на левом ПНП;

- убедиться, что на ПУ-46 включен «Крен» и показывает «Стаб» (если режим штурвальный – то нажать кнопку «Стаб»);

- на ПН-5 нажать лампу-кнопку «ЗК» - она загорится и загорится табло «ЗК».

Самолет выйдет на заданный курс и будет его выдерживать.

Автомат  
тяги

Загорается при включении режима управления автоматической стабилизации скорости через «АТ» (режим «С»), для выполнения предпосадочного маневра.

**Запрещается:** использовать «Автомат тяги» при:

- $V_y > 6$  м/с;
- на  $H < 60$  метров,  $V_y > 5$  м/с;
- штурвальном управлении, в т.ч. и директорном;
- снижении ниже  $H=30$  метров с включенной САУ;
- при отключении САУ («АТ» отключить на  $H=6...4$ м).

Загорается при включении режима автоматической стабилизации углового положения самолета по курсу, крену, тангажу. При включении режима автоматического ухода на второй круг.

Стаб. бок.

Перед включением: убедиться, что на ПУ-46 рукоятка «Разворот» находится в нейтральном положении и установить «Крен» и «Тангаж» в включенное положение

Стаб. прод.

НВУ

Загорается при включении режима автоматического полета по сигналам НВУ-БЗ.

Перед включением убедиться:

- во включении режима стабилизации углового положения самолета на ПУ-46;
- на табло «Курс», «Тангаж» включается режим «Стаб»;
- на доске пилотов горят табло «Стаб.бок» и «Стаб.прод.»;
- во включении и исправности «НВУ-БЗ».

VOR

Стаб.Н

Стаб.М

Стаб.В

Загорается при включенном автоматическом режиме

полета по радиомаякам VOR (режим «А3-І», «А3-ІІ»)

Загораются при включении режимов автоматической стабилизации барометрической высоты  $H$ , приведенной скорости  $V$ , и числа «М» соответственно

Маркер I

Маркер II

Маркер III

### Загорание табло:

а) В системе ILS:

- маркер I – дальний маркер;
- маркер II – средний маркер;
- маркер III – ближний маркер.

б) В системе «СП-50» (ДПРМ и БПРМ) сигнализируются загоранием табло «Маркер III».

### Сигнализация звонком:

а) В системе ILS:

- тире – дальний маркер (2 тире в секунду);
- точка-тире – средний маркер (поочередно два тире и шесть точек в секунду);
- точки – ближний маркер (шесть точек в секунду).

б) В системе «СП-50» (ДПРМ и БПРМ)

- тире – дальний маркер ДПРМ (2 тире в секунду);
- точки – ближний маркер БПРМ (шесть точек в секунду).

Перенаддув

Загорается табло и прерывисто звучит сирена, на пульте бортинженера горит желтый светосигнализатор «Перенаддув» при возрастании перепада давлений «Кабина-Атмосфера» выше 0,7 кгс/см<sup>2</sup>.

Р каб.мало

Загорается табло и прерывисто звучит сирена, загорается при падении давления в гермокабине, соответствующего высоте  $H=3000 \pm 150$  м.

Рабочая высота в гермокабине не более 2400 метров.

Отказ МГВ  
контр.

Желтое табло, расположенное на средней приборной доске пилотов.

Включается при отказах:

- МГВ-1СК контрольного;
- двух указателей ПКП-1 (отказ МГВ №3 и №2);
- одного ПКП-1 в сочетании с МГВ-1 «Контр.»;
- БКК-18.

**Предупреждение:** Запрещается выруливать на исполнительный старт при:

- наличие бленкеров «АГ» на ПКП-1 или АГР-72;
- горящем табло «Отказ МГВ Контр.»;
- горящем табло «Нет контр.АГ»

Резерва нет  
К

Загорается при отсутствии резерва по каналам курса и глиссады системы «Курс-МП» в посадочных режимах ILS, СП-50.

Неисправность наземного оборудования или отказ полукомплектов сигнализируется появлением бленкеров «К» и «Г» на ПНП-1.

Резерва нет  
Г

В посадочных режимах ILS и СП-50 предусмотрено автоматическое резервирование первого полукомплекта

вторым, при этом загорается табло «Резерв нет К», «Резерв нет Г».

В навигационном режиме при отказе одного полукомплекта переход на другой производится вручную, для чего:

- на блоке управления исправного полукомплекта установить частоту отказавшего;
- на селекторе «Курс» установить тот же курс;
- на ПН-5 вызвать индикацию на правом ПНП-1;
- нажать кнопку-лампу «АЗ-І» или «АЗ-ІІ».

В режиме СП-50 при нажатии «Баланс нуля СП-50» второго полукомплекта имитируется отказ первого полукомплекта, загорается табло «Резерва нет К».

Отказ НВУ

Загорается при полном отказе НВУ-БЗ.

При этом на ПУ НВУ-БЗ гаснет лампа «Исправность».

Необходимо НВУ отключить от АБСУ.

Выключателем «Счисление» и «Сеть» установить в положение «Выключено».

НВУ-VOR  
автомат

Красное табло на средней доске пилотов загорается в режиме САУ при следующих отказах.

1. Отказ блока БСН-1, 2. автоматического управления в режиме «НВУ» и «VOR».

Внешние проявления:

- а) на СПД загорится табло «НВУ-VOR автомат»
- б) на табло режимов погасли табло «НВУ» или «VOR», загорится «Стаб.бок».

Действия экипажа: а) Нажать кнопку «Откл.АП»;

- б) перейти на исправный режим «САУ» в боковом канале («ЗК» и «Стаб.бок»).

2. Отказ НВУ-БЗ в режиме «НВУ».

Внешние проявления: На ПНП-1 выпал бленкер «Курс», загорится «Отказ НВУ»; «НВУ-VOR автомат». На В-51 погасла лампа «Испр.», на табло режимов погасло табло «НВУ» и загорелось табло «Стаб.бок».

Действия экипажа: Нажать «Сброс программы» или кнопку «Откл.АП» и перейти на режим САУ.

3. Отказ «Курс-МП» в режиме «VOR».

Внешние проявления: На ПНП-1 выпал бленкер «Курс», загорится «Отказ НВУ»; «НВУ-VOR автомат»; на табло гаснет «VOR» и загорается табло «Стаб.бок.»; на ПН-5 гаснет лампа-кнопка «АЗ-І» или «АЗ-ІІ».

Действия экипажа: Нажать «Сброс программы» или кнопку «Откл.АП» и перейти на режим САУ в боковом канале.

Коррекц.  
включ.

Режим коррекции НВУ-БЗ по РСБН-2СА используется:

- при устойчивой работе РСБН-2СА;
- табло «А авто» и «Д автоном» не горят;
- соответствия показаниям А и Д по ППДА фактическому МС;
- обнаружении погрешностей координат НВУ;

**Предупреждения:**

1 На время включения режима «Коррекции» и режима «НВУ» необходимо отключить от АБСУ нажатием лампы-кнопки «Сброс программы» на ПУ-46.



2. Повторное включение НВУ с АБСУ производить только после оценки правильности координат.

3. Включение режима «Коррекция» производить кратковременно до отработки устойчивых показаний координат «Z» и «S».

Смена ЧО

Загорается при S до ППМ=ЛУР+2км и горит в течении 10-15 сек. При этом:

- гаснет табло «Самолет», «Маяк» на одном В-52 и табло «Пункт» на втором В-52.

При этом на втором В-52 загорается табло «Самолет», «Маяк», а на первом табло «Пункт».

- на задатчике путевого угла В-140 гаснет табло пройденного участка и загорается табло следующего участка;
- планка «Курс» на ПНП-1 индицирует текущее линейное отклонение от частной ортодромии, на которую выполняется выход самолета;
- после точного выполнения разворота («Z»= 0 км) курсовая планка ПНП-1 находится в «0» положении, что свидетельствует о выходе на линию пути нового участка.

**Примечание:** Можно включить переключатель «принудительно», при этом произойдет переключение всех счетчиков и табло на В-52 и В-140, а табло «Смена ЧО» будет гореть, пока переключатель ЛУР будет находиться в положении «Принуд».

Дальность  
Автоном

Загорается при неисправных каналах «Д» и «А» системы РСБН-2СА или ненахождения их в режиме «Поиск». Загорание этих табло свидетельствует, что:

Азимут  
Автоном

- если не включен режим коррекции, то не готов к работе канал «А» и «Д»;

- если включен режим коррекции, но табло «Коррекция включена» не горит, то значит «А» и «Д» на ППДА является пересчитанными координатами, численными в НВУ. После погасания этих табло на ППДА должно отработать «А» и «Д» от маяка до точки МС.

Память  
ДИСС

Загорается при отказе ,неисправности и временном пропадании доплеровской информации.

При временном пропадании доплеровской информации ДИСС автоматики переходит в режим ПАМЯТЬ), загорается табло «Память ДИСС». В этом случае ДИСС получает значения W и УС от НВУ и выдает их на приборы УСВПК, ПНП –1 и УШ-3.

## ОТКАЗЫ И НЕИСПРАВНОСТИ ДИСС

Внешние проявления: в ГП табло «ПАМЯТЬ ДИСС» горит > 3,5 мин. (ДИСС-013).

Действия экипажа:

Вариант 1.

- переключатель режимов работы установите в положение «НВУ по СВС»;
- переключатель «Питание» установите в «Выключено».

Вариант 2.

- при полете над сушей: - убедиться, что переключатель «Суша-Море» установлен в положение «Суша»;
- установите переключатель режимов работы в положение «НВУ по СВС»
- при полете над морем; убедиться, что переключатель «Суша-Море» установлен в положение «Море»;
- установите переключатель режимов работы в положение «Контроль ДИСС в полете»;
- убедиться в правильных показаниях ( $W=710\pm 20\text{ км/ч}$ ;  $УС=0^\circ\pm 2,5^\circ$ ), установите переключатель в положение «Счисление НВУ по ДИСС»;
- если через 2...3 мин. не погаснет «Память ДИСС», т.е. не заработает нормально измеритель, установите режим работы «НВУ по СВС».

Отказ ГА осн.

Красные табло, расположены на СПД.

Загораются при отказе гироагрегатов основного, контрольного или обоих ГА (ТКС-П2) с дополнительным магнитным каналом.

Отказ ГА  
контр.

Проявление неисправности:

1. на ПУ загорается светосигнализатор «Отказ О»; (при завале ГА на упор);

- на СПД загорается «Отказ ГА осн.»;
- на лицевой панели ПНП КВС выпадает бленкер «КС»;
- НВУ выдает заведомо неправильные показания;
- показания стрелки «К» и «▼» (треугольного индекса на УШ-А) не совпадают.

Действия экипажа:

- переключатель «СТАБИЛИЗ.ГА ПО КРЕНУ ОСН. КОНТР. АРРЕТИР ГА» – установить в «АРРЕТИР.ГА»;
- кнопку «ТКС СНЯТИЕ БЛОКИР» на ВЭЩ нажать на 1...2 сек.;
- если светосигнализатор «Отказ О» и красное светосигнальное табло «Отказ ГА Осн» погасли, то продолжать нормальный полет, а если загорелись вновь, то: переключатель «Потребители» в положение «Контроль»;
- пользоваться показаниями курса на ПНП КВС, РМИ 2П, и стрелкой «К» УШ-А – прекратить.

Проявление неисправности:

2. на ПУ загорается светосигнализатор «Отказ К»; (при завале ГА на упор);
- на СПД загорается «Отказ ГА Контроль.»;
  - на лицевой панели ПНП 2П выпадает бленкер «КС»;
  - показания стрелки «К» и «▼» (треугольного индекса на УШ-А) не совпадают.

Действия экипажа:

- переключатель «СТАБИЛИЗ.ГА ПО КРЕНУ ОСН. КОНТР. АРРЕТИР ГА» – установить в «АРРЕТИР.ГА»;
- кнопку «ТКС СНЯТИЕ БЛОКИР» на ВЭЩ нажать на 1...2 сек.;
- если светосигнализатор «Отказ К» и красное светосигнальное табло «Отказ ГА Контр» погасли, то продолжать нормальный полет, а если загорелись вновь, то: переключатель «Потребители» в положение «Основной»;
- пользоваться показаниями курса на ПНП 2П, РМИ КВС, и треугольным индексом УШ-А – прекратить.

### Проявление неисправности:

3. на ПУ загорается светосигнализатор «Отказ О» и «Отказ К»;
- на СПД загорается «Отказ ГА Осн.» и «Отказ ГА Контроль.»;
- на лицевых панелях ПНП выпали бленкеры «КС»;
- НВУ выдает заведомо неправильные показания;

### Действия экипажа:

- переключатель «СТАБИЛИЗ.ГА ПО КРЕНУ ОСН. КОНТР. АРРЕТИР ГА» – установить в «АРРЕТИР.ГА»;
- кнопку «ТКС СНЯТИЕ БЛОКИР» на ВЭЩ нажать на 1...2 сек.;
- если табло и светосигнализатор одного из гироагрегатов загорелось, то руководствоваться п.1 и п.2., а если табло и светосигнализаторы отказов обоих ГА загорелись вновь, то: выключатель «Сеть» на блоке В-51 НВУ – в положение «Выкл.»; самолетовождение с использованием «Курс-МП», АРК и «Гроза-154» – выполнять;

для отсчета курса использовать «КМ» и «КИ-13»

БОКОВ.  
УПРАВ.

Загорается в режимах «ШУ» и «А» управления при отказе «БОКОВОГО и ПРОДОЛЬНОГО» канала системы устойчивости и управляемости (СУУ).

ПРОДОЛ  
УПРАВЛ.

**НЕИСПРАВНОСТЬ** - 1) Отказ бокового канала СУУ (блок БШУ-х<sub>3</sub>) горит табло «БОКОВ УПРАВ»

2) Отказ продольного канала СУУ (блок БШУ-х<sub>8</sub>) горит табло «ПРОДОЛ УПРАВ»

### ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:

**1)** пилотировать самолетом обычным способом .Возрастают потребные расходы элеронов для создания угла крена

**2)** Установите выключатель «ПРОДОЛ УПРАВ» на панели БИ в положение «выключено».Выключение производить при стриммированных усилиях на штурвальной колонке и отключенном ПЗ .

**3)** Пилотирования производить обычно не допуская резких откл штурвала на больших V. На малых V расход штурвальной колонки увеличивается существенно.

ДЕМПФЕР  
КУРС.

Загорается при отказе демпфера курса САУ, АВТ захода и АВТ ухода.

**НЕИСПРАВНОСТИ**- Отказ демпфера «Курса».

Внешние проявления-1) Длительно звучит динамик .

2) Загорелось табло «ДЕМПФЕР КУРС».

ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА 1) Нажать кнопку «Откл АП»

2) Установить выключатель «КУРС» гидропитания РА-56 «ОТКЛ» .

3) Выдерживать  $M \leq 0.85, V_{пр} \leq 525$ .

4) При пилотировании избегать резких ,больших перемещений штурвальной колонки и педалями, так как ухудшается «затухание» боковых колебаний самолета.

ДЕМПФЕР-БДГ+БДУ+РА-56 *Подканал.*

3 таких подканала имеют общее выходное звено и составляют канал демпфера. Критерием исправности подканалов демпфера является идентичная работа подканалов РА 56 с выбранным допуском. При превышении этого допуска

соответствующий подканал считается отказавший и отключается. Детектором отказа в канале демпфера является концевой выключатель РА 56 и устройства автоматической закольцовки. Автоматическое отключения подканала осуществляется при:

- 1) пропадание эл. питания (-) или (~) тока .
- 2) снятие сигнала исправности обрабатывается логическими устройствами и выдают сигнал на ук 9

при отказе любых 2<sup>х</sup> подканалов

### **«КРАН КОЛЬЦЕВАНИЕ»**

- В автоматическом режиме пропускает сигнал об отказе демпфера через БВК (Блок встроенного контроля).
- В ручном - минуя БВК, и предназначен для отключения отказавшего подканала демпфера.
- В автоматическом режиме – для подключения автомата закольцовки привода РА 56 .
- В ручном – для опр. отказавшего подканала

### **«ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ»**

Подключает БШУ к РА 56 и предназначен для отключения ложного сигнала на МЭТ.

ДЕМПФЕР  
КРЕН

Загорается при отказе демпфера крена в режиме «ШУ». управления, САУ, «А» зах. «А» уход.

**НЕИСПРАВНОСТИ:** Отказ «ДЕМПФЕР КРЕН»

**ВНЕШНИИ ПРОЯВЛЕНИЯ:** Длительно звучит динамик , горит табло «Демпфер крен» . ПУ-46, крен «ОТКЛ». В автоматическом режиме командное табло, погаснет табло включенного режима «стабилизации»

### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

- Нажать кнопку «ОТКЛ АП»
- С автоматического режима перейти на штурвальное управление
- Выключить «Крен». Питание РА-56 «ОТКЛ».
- $M \leq 0.85$ ,  $V_{пр} \leq 525 \text{ км/час.}$
- Избегать больших отклонений педалями и штурвальной колонке ,так как ухудшается управляемость и появляется «зависание» по крену при переключениях штурвала
- Заход на посадку на  $V_{пр} = 270-280 \text{ км/час.}$ , учитывая расход штурвала, отклонение РН координировать с отклонением элеронами.

ДЕМПФЕР  
ТАНГАЖ

Загорается при отказе «ДЕМПФЕР ТАНГАЖ» в режиме штурвального управления, САУ, АВТ. заход, АВТ. уход.

**НЕИСПРАВНОСТИ:** Отказ «ДЕМПФЕР ТАНГАЖ»

**Внешние проявления:** Длительно звучит динамик , табло «Демпфер тангаж» , ПУ-46, «ТАНГАЖ» откл.

В АВТ. режиме – загорается ком. сигнализация, гаснет табло включенного режима стабилизации.

### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА :**

1. Нажать кнопку «Откл.АП»;
2. С автоматического режима перейти на штурвальное управление;
3. «Тангаж» РА-56 в положение «Откл»;

4. Избегать резких перемещений по тангажу, так как расход и усилие на штурвале, создающее **пу** на малых  $V$  увеличивается, а на больших скоростях – уменьшается.

**Примечания:** 1. При отказе двух подканалов БДГ  $\psi$  ( $\gamma$ ,  $\nu$ ) на ППН-13 гаснет табло «Испр.АБСУ», на средней приборной доске загорается соответствующее (одно из трех) табло «Демпфер курс (крен, тангаж)».

- заход на посадку разрешается выполнять в директорном режиме при минимуме не хуже 100х1200. Пилотирование в соответствии с вышеуказанными рекомендациями;
- при отказе двух гидросистем или вынужденном отключении трех генераторов - БИ выключить все подканалы «I,II,III» РА-56 «Курс, крен, тангаж». Загораются табло «Демпфер курс (крен, тангаж)»;
- учитывая, что управление самолетом осуществляется без демпферов и сигналов управляемости, следовать на ближайший аэродром.

ИСПР.  
АБСУ.

- **РЕКОМЕНДАЦИИ ЭКИПАЖУ:** Для принятия решения о выполнении захода на посадку при отказах систем АБСУ-154-2 (ИСПР АБСУ «гаснет»).

ОТКАЗАВШИЕ БЛОКИ (2 п/к):	УКАЗАНИЯ ПО ЗАХОДУ НА ПОСАДКУ
РА $\gamma$ РА $\psi$ РА $\nu$ БДГ $\gamma$ БДГ $\psi$ БДГ $\nu$	Заход на посадку разрешается в «Д» режиме при min не хуже 100х1200м Пилотирование соответственно с рекомендациями.
БНС $\gamma$ БНС $\psi$ БНС $\nu$ БАП $\gamma$ БАП $\psi$ БАП $\nu$ МГВ $\nu$ САУ, МГВ $\gamma$ САУ	Заход выполнять в ДУ при min не хуже 60х800
ВКВ (вычислитель корректора высоты) КВ (корректор высоты)	Полет по кругу до входа в глиссаду выполнять в режиме стабилизации тангажа, управляя ручкой «СПУСК-ПОДЪЕМ»; Заход на посадку выполнять в автоматическом режиме при min не хуже 30х400м
ВУ	Заход на посадку выполнять в автоматическом режиме при min не хуже 60х800м
КГ/СМ2	Заход на посадку выполнять в автоматическом режиме при min не хуже 30х400м
АТ	Заход на посадку выполнять в автоматическом режиме при min не хуже 45х600м
МГВ $\nu$ СТУ, МГВ $\gamma$ СТУ; СТУ $\nu$ ; СТУ $\gamma$	Заход на посадку выполнять в режиме ПСП и командам диспетчера при min не хуже 100х1200м
БШУ Х $\varepsilon$ ; БШУ Х $\nu$	1. Заход на посадку выполнять в автоматическом режиме при min не хуже 100х1200м; 2. При пилотировании в ШУ пользоваться п.8.8.3(2)(б)

**Предупреждение:** 1. Запрещается выруливать на исполнительный старт с негорящим табло «Испр.АБСУ» на ППН-13.

- 2 При выруливании на исполнительный старт АБСУ должно работать в штурвальном режиме, бленкеры «Крен» и «Тангаж» на ПУ-46 показывают « $\psi$ », выключатель «Подг.посадки» на ПН-5 «Крен», «Тангаж» - выключены.
1. На исполнительном старте после погасания табло «К взлету не готов» нажать кнопку «Откл.АП» и убедиться, что горит «Испр.АБСУ», а «Крен» и «Тангаж» на ПУ-46 индицируют « $\psi$ ».

**Примечания:** 1. При отказе бокового и продольного канала АБСУ, в целях облегчения пилотирования разрешается совмещение: а) по маршруту – САУ

по исправному каналу с штурвальным управлением по отказавшему каналу; б) в режиме захода «А» и «Д» - автоматическое и директорное (по ПКП-1) по исправному каналу, со штурвальным управлением по отказавшему каналу.

2. При отказе (выключении) одного подканала блоков АБСУ – табло «Испр.АБСУ» гаснет, в полете ограничений не накладывается.

**1** Табло «Неисправность двигателя» Загорается одновременно с загоранием на ПБИ одного из следующих красных табло .

- 2**
- Вибрация велика .
  - Опасная вибрация .
  - Р масло

**3**

- Р топлива
- Стружка в масле

- Уровень масло
- Замок реверса
- Пожар в мотогондоле
- Перегрев в мотогондоле
- Опасные обороты стартера

При пожаре в мотогондоле или совмещенном загорании табло «Т<sup>0</sup>газов» и «Останов Т<sup>0</sup>газов» одновременно с загоранием табло «Неиспр двиг 1,2,3» загорается красная лампа в головке РОД.

ВЗЛЕТ  
ПОС РВ

1. Горят при отключенных «ПЗ».
2. Мигает в течении времени отключения или подключения «ПЗ» (для РВ-25сек., для РН-13 сек.)

ВЗЛЕТ  
ПОС РН

- а) в режиме «Автомат»
  - начало отключения с момента выпуска закрылков (для РН также при обжатии главных ног шасси;

- начало подключения после полной уборки закрылков в положении «0» (для РН также при снятии обжатия главных опор шасси);

б) в режиме «Взлет-посадка» ПЗ РВ РН отключается, в режиме «Полет» – подключается независимо от положения закрылков.

3. Не горят при подключенных ПЗ (при исправных лампах подсвета).

### **Предупреждения:**

1. Нормальным режимом включения и отключения ПЗ является автоматический режим.
2. перед взлетом ПЗ РВ и РН установить в положение «Автомат».
3. В случае посадки с убранными закрылками – переключатель ПЗ РВ и РН – в положение «Взлет-посадка».

**Неисправность:** Отказ системы подключения ПЗ РВ.

а) ПЗ не подключается на взлете после уборки закрылков:

**Внешние проявления:** После уборки закрылков табло «Взлет-Посадка РВ» горит и не мигает или мигает больше 30 секунд после уборки закрылков.

**Действия экипажа:** Откройте колпачок «ПЗ РН и РВ» и установите в положение «Полет». Табло «Взлет-Посадка РВ» будет мигать и через 30 секунд подключиться «ПЗ» и табло «Взлет-Посадка РВ» погаснет. При заходе на посадку одновременно с выпуском закрылков отключите ПЗ установкой в положение «Взлет-Посадка», при этом табло «Взлет-Посадка РВ» и «Взлет-

Посадка РН» будут мигать и через 30 секунд загорается устойчиво.

б) ПЗ не отключается после выпуска закрылков.

**Внешние проявления:** После выпуска закрылков табло «Взлет-Посадка» не горит или мигает больше 30 секунд.

**Действия экипажа:** Откройте колпачок и установите «ПЗ» в положение «Взлет-Посадка». После отключения «ПЗ» табло «Взлет-Посадка РВ» должно гореть.

При не подключении ПЗ в режим «Взлет-Посадка»:

- выключить АЗС «Загрузатель РВ»;
- триммируйте усилия по РВ в прямолинейном полете, на разворотах, при выпуске шасси, механизации крыла, перекладке стабилизатора;
- заход на посадку и посадку выполнять на нормальной скорости для данной массы;
- уменьшение режима работы двигателей перед посадкой производить более плавно, подвод к началу выравнивания выполнить с нулевым усилием по РВ.

в) затяжеление управления по тангажу.

**Внешние проявления:** Штурвальная колонка отклоняется с повышенным усилием.

**Действия экипажа:** При неясных случаях затяжеления колонки отключить «ПЗ РВ». Пилотировать самолет осторожно, исключая резкие движения штурвальной колонки, не создавая больших перегрузок и углов. Произвести посадку на ближайшем аэродроме.

г) отказ системы подключения «ПЗ РН». ПЗ РН не подключается на взлете после уборки закрылков

**Внешние проявления:**

- после уборки закрылков табло «Взлет-Посадка РН» горит и не мигает;
- мигает больше 30 секунд после уборки закрылков.

**Действия экипажа:** Откройте колпачок и установите «ПЗ» в положение «Полет».

При неясных случаях затяжеления колонки отключить «ПЗ РН». Пилотировать самолет осторожно, исключая резкие движения штурвальной колонки, не создавая больших перегрузок и углов. Произвести посадку на ближайшем аэродроме.

д) ПЗ не отключается после выпуска закрылков.

**Внешние проявления:**

- после выпуска закрылков табло «Взлет-Посадка РН» не горит или мигает больше 30 секунд.

**Действия экипажа:** Откройте колпачок и установите «ПЗ» в положение «Взлет-Посадка». После отключения «ПЗ» табло «Взлет-Посадка РН» должно гореть.

При неотключении «ПЗ РН» в режиме «Взлет-Посадка»:

- выключить АЗС «Загрузатель РН»;
- заход и посадку выполнять по обычной методике;
- выдерживание направление пробега раздельным торможением основных опор шасси, так как отклонение РН больше  $\pm 7,5^\circ$  возможно при усилиях на педалях до 100 кг.
- посадка разрешается при боковой составляющей ветра не больше 7 м/с под  $90^\circ$  к ВПП.

**Внимание:** Если после первого принудительного подключения не подключились ПЗ РВ и РН, повторных попыток не делать. Продолжать полет по

маршруту, ограничив до минимального исправление РН при маневрировании и разворотах с убранными закрылками. Избегать попадания в зону турбулентности, контролировать допустимые перегрузки по АУАСП.

Нейтр.  
курс

Зеленое табло на СПД горит при нейтральном положении электромеханизма триммера РН.

Время триммирования – 5 секунд, ход педали 23 мм.

#### **Неисправности:**

##### **а) Отказ триммера РН**

Усилия на педалях не триммируются.

б) самопроизвольное перемещение триммеров РН;

в) самопроизвольное перемещение механизма триммера в крайнее положение.

**Действия экипажа:** В этих случаях необходимо установить угол соответствующим отклонением элеронов и РН и продолжить полет. Усилия при этом могут достигать 10...15 кгс на штурвальной колонки и 20...25 кгс на педалях. Эти усилия могут быть уменьшены созданием скольжения и снятием усилий рабочим триммером руля направления (элеронов). Заход на посадку выполняется на нормальной скорости для данной массы.

Нейтр.  
крен

На СПД, горит при нейтральном положении электромеханизма триммирования элеронов. Время триммирования – 6 секунд, отклонение штурвала  $\pm 30^\circ$ .

#### **Неисправности:**

##### **а) Отказ триммера элеронов**

Усилия на штурвале не триммируются (при нажатии на «Трим.элеронов» штурвал не перемещается;

б) самопроизвольное перемещение механизма триммирования элеронов в крайнее положение (на  $30^\circ$ , при нажатии на «Трим.элерон» штурвал не возвращается в требуемое положение).

**Действия экипажа:** В этих случаях необходимо установить угол соответствующим отклонением элеронов и РН и продолжить полет. Усилия при этом могут достигать 10...15 кгс на штурвальной колонки и 20...25 кгс на педалях. Эти усилия могут быть уменьшены созданием скольжения и снятием усилий рабочим триммером руля направления). Заход на посадку выполняется на нормальной скорости для данной массы.

Нейтр.  
тангаж

Зеленое табло на СПД горит при нейтральном положении электромеханизма триммирования РВ.

Время триммирования из нейтрального положения :

- от себя 8...11 секунд, ход штурвальной колонки 90мм;
- на себя 10...15 секунд, ход штурвальной колонки 135мм;

Время полного триммирования – 18...26 секунд.

(Неисправности и действия – см.3.15)

Стаб.  
включен

Зеленое табло на СПД мигает при работе электромеханизма стабилизатора. Предназначена для дополнительного контроля работоспособности системы и определения вида некоторых

неисправностей, при ее отказах. Время перекладки стабилизатора от  $0^\circ$  до  $5,5^\circ$  - 27,5 секунд, от  $0^\circ$  до  $1,5^\circ$  - 7,5 секунд; от  $0^\circ$  до  $3^\circ$  - 15 секунд.



При отказе первого полукомплекта или одного электродвигателя время перекладки стабилизатора увеличивается вдвое.

Режим управления:

- колпачок закрыт – совмещенный (основной),
- колпачок открыт – режим ручной.

В совмещенном режиме управления:

- перестановка стабилизатора в согласованном взлетном положении происходит одновременным выпуском закрылков на  $28^\circ$  ( $15^\circ$ );
- при выпуске закрылков с  $28^\circ$  на  $45^\circ$  при достижении закрылков на  $31^\circ$  начинается перестановка стабилизатора в согласованное посадочное положение.
- при уборке закрылков из  $45^\circ$  на  $28^\circ$  одновременно перекачивается стабилизатор в согласованное положение;
- при уборке закрылков в  $0^\circ$  при достижении угла  $25^\circ$  начинает перекачиваться стабилизатор в положение  $0^\circ$ .

**Предупреждения:**

1. При переводе колпачка из одного крайнего положения в другое оставлять колпачок открытым ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
2. Максимальная скорость полета при перестановке стабилизатора – 425 км/час.
3. Система допускает пятикратную перестановку стабилизатора с перерывом между перестановками 1 минуту. При необходимости один перерыв сокращается до 3 секунд. прерванных заходов без приземления разрешается производить не более 10, после отработки указанных циклов перерыв в работе должен быть не менее 1 часа.

**Примечание:** В режим совмещенного управления перемещение ручки управления закрылками в диапазоне углов  $5^\circ$ - $10^\circ$  как на выпуск, так и на уборку следует производить без остановки рукоятки в указанных диапазонах. Отказ и действия см.3.14.

Предкр.  
выпущ.

Горит постоянно при выпущенных предкрылках. Мигает в процессе выпуска и уборки предкрылков 15 секунд.

В совмещенном режиме управления выпускается одновременно с закрылками, а убирается при прохождении закрылков  $14^\circ$ .

В ручном режиме управление производится независимо от положения закрылков установкой переключателя из положения «Выкл» в положение «Выпуск» или «Уборка».

Не горит в убранном положении предкрылков при исправных лампах подсвета.

**Примечание:** 1. При отказе первого полукомплекта или одного двигателя – время выпуска увеличивается вдвое.

2. Во избежание взлет с невыпущенными предкрылками при установке всех РУД во взлетный режим срабатывает звуковая сигнализация и мигает табло «К взлету не готов».

Режим управления:

- колпачок закрыт – совмещенный (основной),
- колпачок открыт – режим ручной.

**Предупреждения:** 1. Максимальная скорость полета при отклоненных предкрылках – 425 км/час, в процессе уборки разрешается до 440...450 км/час.

При заходе на посадку на одном двигателе предкрылки выпускаются в ручном управлении перед разворотом на МК посадки. Если в ручном управлении табло мигает больше 30 сек, установить переключатель в положение «Выкл», дальнейшее его использование невозможно.

Закр.  
I п/к

Закр.  
II п/к

Зеленое табло на СПД предназначена для дополнительного контроля работоспособности системы и определения вида некоторых неисправностей, при ее отказах.

Горят в течении времени выпуска или уборки закрылков, при работе электрогидравлических систем от 1 и 2 ГС. Время выпуска (уборки) от 0° до 45° - 18...23 секунды, от 0° до 28° - 14,5 секунд; от 28° до 45° - 8,5 секунды.

В случае отказа IГС или первого канала следящей системы время выпуска (уборки) увеличивается вдвое.

Основной режим «Автомат» (колпачок закрывается только в этом положении). Режим «Ручной» при отказе режима «Автомат». Режим «Синхронизация» – при рассогласовании закрылков в случае нарушения механической связи между закрылками.

Во избежание взлет с не выпущенными предкрылками при установке всех РУД во взлетный режим срабатывает звуковая сигнализация и мигает табло «К взлету не готов».

Средн.

Два желтых табло на СПД. Загораются при открытии механизмов замков левых и правых секций средних интерцепторов. Максимальный угол отклонения интерцепторов  $45^{\circ} \pm 1^{\circ}$  с возможностью установки любого положения.

Управление от IГС. Выпуск по скорости не ограничивается. Рекомендуется использовать при нормальном снижении на режиме МКр:

- на Н=7000 м отклонять на  $45^{\circ}$ ;
- на Н=3000 м убирать полностью.

При необходимости с Н=9000м до Н=7000м выпускать на  $30^{\circ}$ , разрешается выпускать с целью торможения с Н=3000 м.

В условиях обледенения снижение на скоростях МКр с полностью выпущенными интерцепторами на режиме работы двигателей 0,4Nom (для нормальной работы ПОС и быстрого выхода из зоны обледенения).

При аварийном снижении средние интерцепторы выпускаются на  $45^{\circ}$ .

При отказе IГС – посадка без средних и внутренних интерцепторов.

Внутр.

Два желтых табло на СПД. Загораются при открытии механизмов замков левых и правых секций внутренних интерцепторов. Одновременно мигает табло «К взлету не готов». Максимальный угол отклонения интерцепторов  $50^{\circ} \pm 1^{\circ}$

Выпускаются вручную и автоматически:

- автоматически, при повороте рычага реверса тяги двигателей №1 и №3 из выключенного положения на угол  $70^{\circ} \pm 10^{\circ}$ ;
- вручную – кнопкой, расположенной на рукоятке управления средними интерцепторами. Для выпуска необходимо нажать на кнопку и переместить рукоятку управления интерцепторами на себя (15...20 мм).

**Примечание:** Выпуск внутренних интерцепторов как вручную, так и автоматически может осуществляться только после касания ВПП и обжатия обоих амортизаторов стоек основных опор шасси.

**Убираются:** При установке управления интерцепторами в положение «0°», отпущенной кнопке и установке рычагов реверса в выключенное положение. В убранном положении интерцепторы запираются механическими замками.

**Предупреждения:** 1. Максимальная скорость при отклоненных внутренних интерцепторах – 300 км/час.

2. При посадке на одну основную опору шасси и переднюю опору внутренние интерцепторы не выпустятся из-за отсутствия обжатия одной из амортизационных стоек.

3. После приземления с 3 авторотирующими двигателями выпустить внутренние интерцепторы от кнопки на рукоятке управления средними интерцепторами.

4. Взлет с выпущенными внутренними интерцепторами ЗАПРЕЩАЕТСЯ, так как они приводят к нарушению режима работы двигателей №1 и №3 к росту ТВГ, к хлопкам и тряске самолета.

**Примечание:** При отказе ГС посадку производится без использования средних и внутренних интерцепторов.



ТС-5. (с-та 85455) Положение ног шасси сигнализируется световой (лампы, табло прибора, ТС-5) и звуковой сигнализацией.

**Предупреждение:** Запрещается пользоваться кнопкой проверки исправности лампы в процессе уборки и выпуска шасси. При проверке исправности ламп сигнализации в убранном положении шасси педали должны быть установлены в нейтральном положении.

В процессе уборки (выпуска) горят 3 красные лампы прибора, ТС-5, сигнализации промежуточном положении ног шасси. По окончании уборки шасси после постановки ног на замки красные лампы гаснут. При убранном положении и закрытых створках как красные так и зеленые лампы не горят.

При убранном положении и закрытых створках как красные, так и зеленые табло не горят.

При неисправности электросигнализации закрытые створки основных опор шасси после их выпуска являются подтверждением нормального срабатывания замка выпущенного положения основных опор шасси. Положение створок можно наблюдать через иллюминаторы второго салона.

в полностью выпущенном положении ног шасси гаснут красные лампы и загораются три зеленых.

Невыпуск ног шасси при посадке сигнализируется непрерывным звучанием сирены и горением в режиме мигания табло «Выпусти шасси». Сигнализация включается, если перед посадкой шасси не выпущены или хотя бы одна из ног шасси не встала на замок выпущенного положения, а приборная скорость снижения уменьшилась до 330 км/час и РУДы установлены на режим 90%ВД и ниже или ручка управления закрылками установлена на выпуск закрылков.

Система уборки и выпуска шасси имеет три вида управления.

1. Основное – от 1ГС;
2. Аварийное – от 2ГС;
3. Дублирующее аварийное - от 3ГС.

Аварийный выпуск:

- рукоятка выпуска от основной 1ГС – в нейтрально;
- нажать кнопку и вытянуть ручку аварийного выпуска и оставить в вытянутом положении. Время выпуска  $\leq 26$  сек. (до 40 сек. зимой);

Дублирующий аварийный выпуск:

- рукоятка основной системы должна находиться в нейтральном положении, аварийного выпуска – в нижнем положении;
- установить «Выпуск от 3 ГС» во включенное нижнее положение. Время выпуска  $\leq 26$  сек.(до 40 сек. зимой);
- выдержать 20...25 сек. и переключатель установить в положение «Выкл» (верхнее) и закрыть колпачок.

# ТАБЛИЦЫ И ГРАФИКИ

**Расчетная располагаемая длина ВПП в зависимости от располагаемой  
длины ВПП и продольной составляющей ветра на взлете**

направление ветра			попутный	встречный			
скорость ветра м/с			5	5	10	15	20
Располагаемая длина ВПП, м	2100	Расчетная располагаемая длина ВПП, м	1860	2220	2345	2465	2580
	2300		2040	2420	2560	2680	2810
	2500		2215	2635	2780	2915	3050
	2700		2390	2850	3000	3140	3285
	2900		2565	3060	3220	3370	3520
	3100		2750	3260	3420	3580	3740
	3300		2915	3460	3630	3800	3950
	3500		3130	3675	3850	4020	4170
	3700		3310	3875	4050	4220	4390
	3900		3490	4080	4230	4430	4600
4100		3685	4280	4460	4610	4790	

**Температурный режим атмосферы на высоте полета относительно МСА**

<b>ЭШЕЛОН (FL)</b>	<b>МСА °C</b>	<b>+ 15°C</b>	<b>+ 20°C</b>	<b>+ 25°C</b>
12100	-56,5	-41,5	-36,5	-31,0
11910 (390)	-56,5	-41,5	-36,5	-31,0
11600	-56,5	-41,5	-36,5	-31,0
11300 (370)	-56,5	-41,5	-36,5	-31,0
11100	-56,5	-41,5	-36,5	-31,0
10600 (350)	-54,0	-38,5	-33,5	-28,5
10100 (330)	-51,0	-35,6	-30,5	-25,5
9600	-47,5	-32,5	-27,5	-22,5
9460 (310)	-46,5	-31,5	-26,0	-21,5
9100	-44,5	-29,5	-24,5	-19,5
8850 (290)	-43,0	-27,5	-23,0	-17,5
8600 (280)	-41,5	-26,0	-21,5	-16,0
8250 (270)	-39,0	-23,5	-19,0	-13,5
8100	-38,0	-22,5	-18,0	-12,5
7940 (260)	-37,0	-21,5	-17,0	-11,5
7800	-36,0	-20,5	-16,0	-10,5
7460 (250)	-35,0	-19,5	-15,0	-9,5
7500	-34,0	-18,5	-14,0	-8,5

**ЛВПИ РАСПОЛОГАЕМАЯ С УЧЕТОМ ЕЁ СОСТОЯНИЯ.**

СЛОЙ ОСАДКОВ ОТСУТСТВУЕТ								ОСАДКИ	
коэфф. сцепления			0.5 и более	0.45	0.4	0.35	0.3	вода 3-10 мм	слякоть 3-12 мм
Лвпп располагаемая, м	2000	Лвпп распол. с учетом состояния	2000	1920	1820	1720	1640	1630	1470
	2200		2200	2100	2000	1900	1800	1790	1610
	2400		2400	2280	2180	2080	1960	1960	1760
	2600		200	2480	2380	2240	2120	2120	1910
	2800		2800	2670	2570	2420	2280	2280	2050
	3000		3000	2870	2760	260	2450	2450	2200
	3200		3200	3060	2950	2780	2620	2610	2350
	3400		3400	3250	3100	2960	2780	2770	2490
	3600		3600	3450	3300	3130	2960	2930	2640
	3800		3800	3650	3500	3300	3140	3100	2790
	4000		4000	3850	3700	3500	3300	3260	2930

**Лвпп РАСПОЛАГАЕМАЯ РАСЧЕТНАЯ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ Лвпп и  $\Delta U_{\text{поп/встр}}$  на посадке**

направление ветра			попутн	встречный			
U, м/сек			5	5	10	15	20
Лвпп распол. с учетом её состояния, м	2000	Лвпп располагаемая, расчетная, м	1730	2150	2300	2450	2500
	2200		1860	2360	2530	2690	2860
	2400		2070	2580	2770	2950	3140
	2600		2240	2800	3000	320	3400
	2800		2410	3010	3220	3430	3650
	3000		2540	3220	3450	3670	3900
	3200		2730	3440	3680	3920	4100
	3400		2920	3650	3900	4150	4410
	3600		3090	3870	4140	4410	4660
	3800		3250	4080	4370	4660	4930
	4000		3420	4310	4620	4930	5200

**М ПОСАДОЧНАЯ МАКСИМАЛЬНАЯ ДОПУСТИМАЯ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ Лвпп И УСЛОВИЙ НА АЭРОДРОМЕ.**

(аэродром основной)  $\beta=45^\circ$ .

Лвпп расчетная располагаемая			2100	2300	2500	2700	2900 и более	
условия на аэродроме			т пос макс. допустимая, т.					
высота расположения аэродрома, м	0	температура на аэродроме, °С	0	73,0	78,3	80,0	80,0	80,0
			10	71,8	77,1	80,0	80,0	80,0
			20	70,6	75,8	79,8	80,0	80,0
			30	69,4	74,4	78,6	80,0	80,0
			40	68,2	73,0	77,3	80,0	80,0
	200		0	72,2	77,1	80,0	80,0	80,0
			10	71,0	75,9	80,0	80,0	80,0
			20	69,8	74,7	78,9	80,0	80,0
			30	68,6	73,4	77,7	80,0	80,0
			40	67,2	72,0	76,3	80,0	80,0
	600		0	-	75,6	80,0	80,0	80,0
			10	-	74,4	78,8	80,0	80,0
			20	-	73,2	77,5	80,0	80,0
			30	-	71,8	76,1	79,5	80,0
			40	-	70,4	74,1	78,7	80,0
	1000		0	-	73,8	78,1	80,0	80,0
			10	-	72,6	76,9	80,0	80,0
			20	-	71,2	75,7	79,5	80,0
			30	-	69,8	74,4	78,3	80,0
			40	-	68,4	72,9	76,9	80,0
	2000		0	-	71,3	75,6	79,5	80,0
			10	-	69,4	74,0	78,2	80,0
			20	-	68,0	72,8	76,8	78,8
			30	-	66,6	71,6	75,4	77,3
			40	-	65,2	70,3	73,8	75,8

**М ПОСАДОЧНАЯ МАКСИМАЛЬНАЯ ДОПУСТИМАЯ В  
ЗАВИСИМОСТИ ОТ Лвпп И УСЛОВИЙ НА АЭРОДРОМЕ.  
(аэродром основной)  $\beta=36^\circ$ .**



ЛВП расчетная располагаемая			2100	2300	2500	2700	2900	3100	
условия на аэродроме			m пос макс. допустимая, т.						
высота расположения аэродрома, м	0	температура на аэродроме, °C	0	70,0	74,4	78,6	80,0	80,0	80,0
			10	68,8	73,4	77,6	80,0	80,0	80,0
			20	67,6	72,1	76,7	80,0	80,0	80,0
			30	66,4	70,9	75,5	79,0	80,0	80,0
			40	65,2	69,7	74,3	78,0	80,0	80,0
	200		0	69,0	73,5	77,7	80,0	80,0	80,0
			10	67,8	72,3	76,7	80,0	80,0	80,0
			20	66,6	71,1	75,7	79,5	80,0	80,0
			30	65,4	69,9	74,5	78,3	80,0	80,0
			40	64,1	68,7	73,3	77,1	80,0	80,0
	600		0	67,9	72,4	76,7	80,0	80,0	80,0
			10	66,7	71,2	75,7	79,5	80,0	80,0
			20	65,5	70,0	74,6	78,4	80,0	80,0
			30	64,3	68,8	73,4	77,2	80,0	80,0
			40	62,9	67,6	72,2	76,0	79,5	80,0
	1000		0	-	70,9	75,2	78,7	80,0	80,0
			10	-	69,7	74,2	77,7	80,0	80,0
			20	-	68,5	73,1	76,7	80,0	80,0
			30	-	67,3	71,9	75,7	79,0	80,0
			40	-	66,1	70,7	74,5	78,0	80,0
	2000		0	-	68,0	72,2	75,7	79,2	80,0
			10	-	66,9	71,2	74,7	78,0	80,0
			20	-	65,7	70,2	73,7	77,0	80,0
			30	-	64,5	69,1	72,7	76,0	79,0
			40	-	63,0	67,6	71,3	74,6	77,8

**Учет поправки на ветер и уклон ВПП**

Лпотр. табл.	1400	1600	1800	2000	2200	2400	2600	2800	3000	3200
-----------------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------

<b>Ветер вст (-) 1м/с поп(+)</b>	<b>17</b>	<b>18</b>	<b>19</b>	<b>20</b>	<b>21</b>	<b>22</b>	<b>23</b>	<b>24</b>	<b>25</b>	<b>26</b>
	<b>52</b>	<b>56</b>	<b>60</b>	<b>64</b>	<b>72</b>	<b>76</b>	<b>80</b>	<b>84</b>	<b>88</b>	<b>92</b>
<b>Уклон вниз(+) 1° вверх(-)</b>	<b>36</b>	<b>44</b>	<b>52</b>	<b>60</b>	<b>64</b>	<b>72</b>	<b>76</b>	<b>80</b>	<b>82</b>	<b>83</b>
	<b>29</b>	<b>37</b>	<b>45</b>	<b>53</b>	<b>61</b>	<b>78</b>	<b>86</b>	<b>94</b>	<b>102</b>	<b>110</b>

Примечание:

1. При посадке с боковым ветром скорость полета на глиссаде увеличьте на 5км/ч при бок = 7-10м/с, на 10км/ч при бок = 11м/с.
2. При посадке на мокрую ВПП независимо от коэффициента сцепления увеличьте потребную дистанцию, полученную для ВПП с Ксц 0,50 и более на 370 м
3. При посадке на ВПП, покрытую: слоем слякоти до 12мм, слоем сухого снега до 50мм - увеличьте потребную дистанцию независимо от ВПП на 510м по сравнению с дистанцией на ВПП с Ксц 0,50.

### **Максимальная ТНВ эксплуатации самолета Ту-154М в зависимости от превышения аэродрома**

<b>Превышение аэродрома в футах</b>	<b>Превышение аэродрома в метрах</b>	<b>QFE в ГПа</b>	<b>QFE в ММ</b>	<b>Максимальная ТНВ</b>
<b>0</b>	<b>0</b>	<b>1013,25</b>	<b>760</b>	<b>+45°</b>
<b>500</b>	<b>152</b>	<b>995,05</b>	<b>746</b>	<b>+44°</b>
<b>1000</b>	<b>305</b>	<b>977,15</b>	<b>733</b>	<b>+43°</b>
<b>1500</b>	<b>457</b>	<b>959,55</b>	<b>720</b>	<b>+42°</b>
<b>2000</b>	<b>610</b>	<b>942,15</b>	<b>707</b>	<b>+41°</b>
<b>2500</b>	<b>762</b>	<b>924,95</b>	<b>694</b>	<b>+40°</b>
<b>3000</b>	<b>915</b>	<b>908,15</b>	<b>681</b>	<b>+39°</b>
<b>3500</b>	<b>1067</b>	<b>891,45</b>	<b>669</b>	<b>+38°</b>
<b>4000</b>	<b>1220</b>	<b>875,15</b>	<b>656</b>	<b>+37°</b>
<b>4500</b>	<b>13.72</b>	<b>858,95</b>	<b>644</b>	<b>+36°</b>
<b>5000</b>	<b>1524</b>	<b>843,05</b>	<b>632</b>	<b>+35°</b>
<b>5500</b>	<b>1677</b>	<b>827,45</b>	<b>621</b>	<b>+34°</b>
<b>6000</b>	<b>1829</b>	<b>811,95</b>	<b>609</b>	<b>+33°</b>
<b>6500</b>	<b>1982</b>	<b>796,85</b>	<b>598</b>	<b>+32°</b>
<b>7000</b>	<b>2134</b>	<b>781,85</b>	<b>586</b>	<b>+31°</b>
<b>7500</b>	<b>2287</b>	<b>767,15</b>	<b>575</b>	<b>+30°</b>
<b>8000</b>	<b>2439</b>	<b>752,65</b>	<b>564</b>	<b>+29°</b>

# **РЕКОМЕНДАЦИИ ЛЕТНОМУ СОСТАВУ**

## Содержание

1. Опасные грузы.
2. Ручные огнетушители.
3. Принятие решения на вылет.
4. Примерный перечень требуемых документов на борту иностранных ВС и членов экипажей, предусмотренный документами ИКАО.
5. Взлет и посадка в условиях высоких температур.
6. Особенности пилотирования самолета на взлете и посадке в условиях сдвига ветра.
7. Полет в условиях обледенения.
8. Особенности выполнения посадки на ВПП покрытую осадками и с малым коэффициентом сцепления.
9. Взлет и заход на посадку в условиях ограниченной видимости
10. Визуальный заход.
11. Особенности продольной балансировки при изменении центровки, веса и конфигурации самолета.
12. Особенности пилотирования самолета Ту-154 при заходе на посадку на аэродромах с нестандартной глиссадой.
13. Предотвращение грубых посадок.
14. Экстремальные ситуации на снижении.
15. Памятка по СОК.

## ОПАСНЫЕ ГРУЗЫ.

ОГ – вещества, изделия, которые при перевозке по воздуху способны создавать реальную угрозу для здоровья пассажиров, имущества и безопасности полетов.

### **Опасные грузы запрещенные к перевозке по воздуху при любых обстоятельствах:**

1. Взрывчатые вещества включающие соли хлорида и аммония.
2. ВВ, которые воспламеняются или разлагаются под воздействием  $T=75^{\circ}\text{C}$  и ниже в течении 48 часов.
3. ВВ содержащие соединения хлорида с фосфором.
4. Твердые и жидкие вещества, чувствительные к удару.
5. Любые вещества и изделия, которые способны выделять тепло и газ в опасных количествах.
6. Легко воспламеняющиеся твердые вещества и органические перекиси, которые способны взрываться.
7. Опасные грузы в почте.

### **Запрещается принимать к отправлению:**

радиоактивные, взрывчатые, яды, кислоты и легковоспламеняющиеся вещества.

### **Освобождение от запрета пассажиров и экипажа.**

1. Алкогольные напитки, упакованные в емкость до 5 литров и не крепче  $70^{\circ}$ .
2. Нерадиоактивные лекарства, туалетные принадлежности и аэрозоли, суммарно не более 2 литров при упаковке 0.5 литра.
3. Небольшие баллоны с кислородом для медицинских целей, разрешенные к эксплуатации.
4. Небольшие баллоны с углекислым газом для медицинских и иных целей.
5. Патроны для спортивных целей с разрешения эксплуатанта:  
в качестве багажа, надежно упакованные в ящиках не более 2 кг, суммирование не допускается.
6. Сухой лед не более 2 кг.
7. Спички, только при себе.
8. Стимуляторы сердечной мышцы.
9. Кресла-каталки (аккумулятор должен быть с отсоединенными клеммами и заизолированным)
10. Разрешается перевозить одни щипцы, нагревающиеся от каталитического устройства без дополнительных элементов.
11. Разрешается перевозить один ртутный барометр, тщательно упакованный в непроницаемый пакет.
12. Разрешается перевозить один небольшой углекислый баллон для самонадува спасательного жилета и 1 запасной.
13. Разрешается перевозить фонарь для подводной охоты с разрешения эксплуатанта.
14. Перевозить пробы нефтепродуктов:  
место  $50 \times 50$  см до 100 кг, если больше – грузовыми самолетами, при условии, что другие ОГ отсутствуют.
15. Разрешается перевозка кинофотопленки легковоспламеняющейся в невоспламеняющихся упаковках не более 50 кг, а всего не более 500 кг.
16. Боеприпасов не более 3 ящиков, оружие в кабине.

## **Ответственность при перевозке ОГ.**

### **Отправителя:**

1. За маркировку.
2. За нанесение особенностей груза.
3. За упаковку.
4. За дополнительные средства защиты.

### **Перевозчика:**

1. За целостность и своевременную доставку.
2. За нарушения при перевозке ОГ.

(Статья ВК 144, 147, 150 и УК, если наступили тяжелые последствия.

## РУЧНЫЕ ОГNETУШИТЕЛИ

На самолетах (кроме типа «Салон») установлены пять огнетушителей ОР-1-2 и два огнетушителя ОР-2-6. На самолетах типа «Салон» установлены восемь огнетушителей ОР-1-2 и два огнетушителя ОР-2-6.

Огнетушители ОР-1-2 с надписью «Вода» заряжены водоэтиленгликолевой смесью, могут быть применены для тушения конструкционных и отделочных материалов при отсутствии на них электрического напряжения.

Огнетушитель имеет отличительную голубую окраску верхней части и установлен на перегородке шп. 14 по левому борту.

Огнетушители ОР-1-2 и ОР-2-6 с надписью «Хладон». заряжаемые Хладоном-12В1, могут быть применены для любых горящих веществ, в том числе топлива, смазочных материалов, специальных жидкостей при возможном наличии на них электрического напряжения.

Огнетушители имеют отличительную бордовую окраску верхней части и установлены в гардеробе экипажа, в шкафу аварийно-спасательного оборудования, в районе шп.34 и у задних левого и правого туалетов.

На самолетах типа «Салон» три дополнительных огнетушителя установлены в гардеробе главного пассажира.

Температурные пределы срабатывания огнетушителей, заряженных Хладоном-12В1 от  $+60^{\circ}\text{C}$  до  $-60^{\circ}\text{C}$ , а заряженных водоэтиленгликолевой смесью – от  $+60^{\circ}\text{C}$  до  $-20^{\circ}\text{C}$ .

Время разрядки: ОР-1-2 - 12...10 секунд;  
- ОР-2-6 - 40...90 секунд.

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОГNETУШИТЕЛЕЙ

Во время снятия огнетушителей ОР-1-2 с кронштейнов одновременно выдергивается чека из рукоятки и освобождается пусковой рычаг.

Для приведения огнетушителя ОР-2-6 в рабочее состояние необходимо после их снятия с кронштейна выдернуть наконечник шланга из рукоятки.

### Предупреждения:

1. Горящую жидкость следует тушить, начиная от края огня, покрывая струей всю горящую поверхность, избегая разбрызгивания горячей жидкости струей.
2. Горящие вертикальные плоскости тушить от нижней границы к верхней.
3. Все огнетушители сифонного типа, поэтому действуют, пока нажат пусковой рычаг. Наклонять или переворачивать огнетушители во время пользования не рекомендуется.

## Принятие решения на вылет

Командир ВС принимает решение на вылет на основании:

- готовности экипажа к выполнению полета;
- готовности ВС к полету;
- анализа метеообстановки;
- информации диспетчера о состоянии аэродрома вылета, назначения и запасных, о воздушной обстановке и обеспечении полета.

Если метеоусловия на аэродроме вылета, назначения и (или) запасных, а также по маршруту в период между получением диспетчерского разрешения и вылетом ВС ухудшились, и не соответствуют требуемым для принятия решения на вылет, командир ВС обязан пересмотреть решение на вылет.

При задержке более чем на 20 мин от времени вылета, предусмотренного планом полета, командир ВС обязан получить повторное разрешение на вылет. Допускается получение метеоинформации и повторного разрешения на вылет по радио. При принятии решения о выполнении взлета (посадки) соответствие фактического ветра установленным ограничениям определяется с учетом его порывов.

Посадка ВС при метеоусловиях ниже установленного минимума запрещается, за исключением случаев вынужденной посадки (потери радиосвязи, недостатка топлива или отказов авиационной техники, не позволяющих продолжать полет до запасного аэродрома).

Командир ВС принимает решение на вылет по ППП на основании анализа метеообстановки, если:

- на аэродроме вылета фактическая или прогнозируемая погода не ниже минимума, установленного для взлета;
- по маршруту полета отсутствуют опасные метеоявления, обход которых невозможен;
- на аэродроме назначения фактическая и прогнозируемая ко времени прилета погода соответствуют требованиям одного из вариантов таблицы №4;
- имеются запасные аэродромы, соответствующие требованиям табл. №4 и пунктов 5.5.11.4-5.5.11.11 НПП.

Варианты	Фактическая погода на аэродроме назначения.	Прогнозируемая погода на аэродроме назначения.	Продолжительность полета.	Количество запасных аэродромов.
1	Не ниже минимума	Ниже минимума	До 2 часов. От 2 до 5 часов.	1 2 или 1*
2	Независимо от факт.погоды	Не ниже минимума	1 час и более.	1
3	Независимо от факт.погоды	Ниже минимума	Более 5 часов.	2 или 1*

\* В данном случае аэродром может быть выбран запасным , если



прогнозом погоды ко времени прилета предусматривается высота нижней границы облаков на 100 м и видимость на 1000 м выше установленного минимума.

При принятии решения на вылет по варианту 1 давность сведений о фактической погоде на аэродроме назначения не должна превышать 1 ч. с момента наблюдения.

При продолжительности полета до 2 часов:

- соответствие скорости и направления ветра установленным ограничениям определяется с учетом его порывов ;
- разрешается руководствоваться видимостью на ВПП , при этом ,если решение на вылет по видимости на ВПП принимается ночью . а посадка на аэродроме назначения будет производиться в сумерках или днем , необходимо учитывать уменьшение видимости на ВПП при переходе от темного к светлому времени суток.

При принятии решения на вылет по ППП на аэродромах назначения и запасных не учитывается:

- прогнозируемые ко времени прилета опасные метеоявления ( кроме фронтальных гроз с вероятностью более 40 % на запасных аэродромах ) ;
- прогнозируемые ко времени прилета порывы ветра ;
- высота нижней границы облаков, если их фактическое и ( или ) прогнозируемое количество не более 4 октантов ;
- временное и кратковременное ухудшение видимости и (или) понижение нижней границы облаков, прогнозируемые ко времени прилета.

Если время прилета на аэродром назначения (запасной) совпадает с прогнозируемым периодом постепенного или быстрого изменения видимости и (или) высоты нижней границы облаков, при принятии решения на вылет по ППП учитываются их наименьшие значения, указанные в прогнозе.

Запасным аэродромом для полетов по ППП может быть выбран аэродром , если на нем ко времени прилета прогнозируются :

- высота нижней границы облаков на 50 м и видимость на 500 м выше минимума ;
- высота нижней границы облаков не ниже 90 м и видимость не менее 1000 м в случае, когда выбранный запасной аэродром допущен к эксплуатации по категорированному минимуму, а КВС и ВС допущены к полетам по соответствующей категории ;
- высота нижней границы облаков на 100 м и видимость на 1000 м выше минимума в случае , когда выбранный запасной аэродром расположен на расстоянии менее 50 км от аэродрома назначения.

Горный аэродром может быть выбран запасным без провозки экипажа, если аэродром изучался при проведении предварительной подготовки, и производилась тренировка на тренажере по его схеме снижения и захода на посадку, и КВС-пилот 1-го класса.

В случае необходимости КВС предоставляется право принятия решения на вылет с расчетом рубежа ухода на запасной аэродром ( в том числе и на аэродром вылета ), если :

- продолжительность полета от рубежа ухода до аэродрома назначения и запасного не превышает 2 ч. по расчету;
- на аэродромах назначения и запасном фактическая погода не ниже минимума (при полете более 2 ч. по расчету, независимо от фактической погоды);
- прогноз погоды ко времени прилета на аэродромах назначения и запасном соответствует требованиям п. 5.5.11.4 НПП ГА.

При этом расчетное количество топлива на борту ВС ко времени прилета на аэродром назначения должно быть не менее, чем на 1 час полета на высоте круга. Рубеж ухода определяется таким образом, чтобы к расчетному времени прилета на запасной аэродром количество топлива на борту ВС оставалось не менее, чем на 30 мин. полета на высоте круга.

Командир ВС имеет право принимать решение на вылет без запасного аэродрома, если :

- на аэродроме назначения имеются две непересекающиеся ВПП, пригодные для посадки ВС данного типа, техническое состояние которых соответствует установленным требованиям ;
- на аэродроме назначения фактическая и прогнозируемая ко времени прилета видимость на 2000 м и высота нижней границы облаков на 150 м выше минимума (наибольшего из установленных для обеих ВПП по системе, которая будет использоваться при посадке) ;
- расчетный остаток топлива на борту ВС ко времени прилета на аэродром назначения не менее, чем на 1 ч. полета на высоте круга.

При принятии решения на вылет на один из аэродромов Московского аэроузла разрешается выбирать в качестве запасного другой аэродром этого аэроузла, если ко времени прилета на аэродроме прогнозируется высота НГО не ниже 200 м и видимость не менее 2000 м. При отсутствии запасного аэродрома, соответствующего указанным требованиям КВС должен выбрать запасной аэродром вне Московского аэроузла.

При выполнении полетов на аэродромы Московского аэроузла, если посадка на аэродроме назначения невозможна из-за метеоусловий или по другим причинам, КВС разрешается по согласованию с диспетчером произвести посадку на другом аэродроме Московского аэроузла при фактической погоде на нем не ниже минимума и наличии АНЗ, обеспечивающего полет с ВПР второго аэродрома до запасного вне Московского аэроузла.

При полетах на аэродромы вне Московского аэроузла разрешается выбирать запасными аэродромы Московского аэроузла в соответствии с требованиями п.5.5.11.4. Если по варианту требуется два запасных аэродрома, в Московском аэроузле можно выбрать только один из них.

## **Примерный перечень требуемых документов на борту иностранных ВС и членов экипажей, предусмотренный документами ИКАО;**

- свидетельство о государственной регистрации ВС (ст.29 Чикагской Конвенции, п.9.6.7 Руководство по процедурам эксплуатационной инспекции, сертификации и постоянного надзора DOC 8335-AN/879 изд.4 1995 г);

- удостоверение о годности к полетам (ст.29 Чикагской Конвенции п.9.6.7 DOC 8335-AN/879);

- удостоверение на право пользования радиооборудованием (ст.29 Чикагской Конвенции, п.9.6.7 DOC 8335-AN/879);

- свидетельства членов летного экипажа, включая медицинские свидетельства и их действительность (ст.29 Чикагской Конвенции, п.9.6.7 DOC 8335-AN/879);

- свидетельства бортпроводников и их действительность (п.9.6.7 DOC 8335-AN/879);

- руководство по летной эксплуатации самолета (гл.11, п.11.2 Приложения 6, DOC 8335-AN/879);

- руководство по производству полетов (гл. 11, п.11.2 Приложения 6, п.9.6.7 DOC 8335-AN/879).

- бортовой журнал (гл. 11 п.11.5 Приложения 6С. п.9.5.7 DOC 8335-AN/879);

- карты, схемы захода на посадку по приборам (DOC 8335-AN/879);

- штурманский журнал (п. 9.6.7 DOC 8335-AN/879);

- контрольные перечни (п. 9,6,7. DOC 8335-AN/879);

-копия свидетельства эксплуатанта или равноправный документ, выданный полномочным органом государства ( п. 4.2.1. часть 1 Приложения 6);

- удостоверение сертификации по шуму ( Приложение 16 ИКАО, выдается один раз без указания срока действия;

страховые полисы ответственности за причинение ущерба третьим лицам (ст.15, гл. III, Рижская Конвенция о возмещении вреда, причиненного иностранным воздушным судном третьим лицам на поверхности от 07.10.1952г., DOC 7364);

- Генеральная декларация (гл.2, форма бланка указана в Добавлении 1 Приложения 9 ИКАО);

- грузовая ведомость (гл.2,форма бланка указана в Добавлении 3 Приложения 9 ИКАО);

- пассажирская ведомость (гл.2, форма бланка указана в Добавлении 2, П2Приложения 9 ИКАО);

- перечень бортприпасов (гл. 2, Приложение 9 ИКАО);

Примечание:

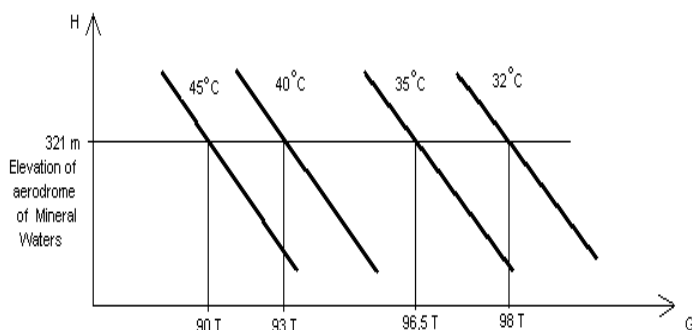
следует иметь в виду, что указанный перечень составлен на основе инструктивного материала ИКАО, который не является Стандартами. Национальная практика может допускать отличия от Стандартов, Рекомендуемой' практики ИКАО и тем более, от инструктивного материала ИКАО.

# ВЗЛЕТ И ПОСАДКА В УСЛОВИЯХ ВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУР.

При увеличении температуры и уменьшении давления уменьшается плотность воздуха, что приводит к понижению массового расхода воздуха через двигатель и падению тяги.

Истинная скорость отрыва увеличивается пропорционально  $\Delta = \rho/\rho_0$ , где  $\rho_0$  – плотность воздуха в стандартных условиях.

График зависимости максимальной взлетной массы, ограниченной требуемым градиентом набора высоты после взлета, от барометрической высоты аэродрома и температуры наружного воздуха приведен в РЛЭ.



В условиях высоких температур наружного воздуха:

- плотность воздуха:  $\rho = 0,0473 \text{ P} / \text{T}$  — с ростом температуры и падением давления плотность уменьшается.
- скорость отрыва:  $V_{отр} = \sqrt{2 G_{взл} / (C_{уотр} \rho S)}$  — с уменьшением плотности увеличивается истинная скорость отрыва.
- тяга:  $P = \rho V S (W - V)$  — тяга падает с уменьшением плотности воздуха.
- длина разбега:  $L_{разб} = V_{отр}^2 / 2 j_{ср}$  — длина разбега увеличивается с ростом скорости отрыва.

Повышение температуры воздуха на 10° увеличивает длину разбега на 6-7 %. При неизменном давлении рост температуры воздуха на 6° увеличивает скорость отрыва примерно на 1 %.

Понижение давления на 10 мм рт.ст. увеличивает длину разбега на 3-4 % (около 50 метров). При неизменной температуре падение давления на 7-8 мм рт.ст. увеличивает истинную скорость отрыва на 0,5 %.

Располагаемая тяга изменяется на 1,5 -2 % при изменении температуры на 3° и на 1% при изменении давления на 1 % (7 -8 мм рт.ст.).

Длина разбега с повышением температуры на каждые 3° увеличивается приблизительно на 3 % (50 метров).

При взлете с высокогорных аэродромов или в условиях жаркого климата, когда максимальный допустимый взлетный вес ограничивается требуемым градиентом набора высоты при достаточной длине ВПП, для увеличения максимального взлетного веса допускается выполнение взлета с закрылками, отклоненными на 15°. В этом случае происходит увеличение максимального

взлетного веса примерно на 9 т.

Например, при взлете с закрылками, выпущенными на  $15^\circ$  на аэродроме с превышением 500 м и температурой наружного воздуха  $+45^\circ\text{C}$  максимальный допустимый взлетный вес составит 97 т вместо 88 т при взлете с закрылками, выпущенными на  $28^\circ$ .

На аэродроме с превышением 1000 м, температурой наружного воздуха  $+45^\circ\text{C}$  максимальный взлетный вес составит 91 т ( $\delta z = 15^\circ$ ) вместо 82 т ( $\delta z = 28^\circ$ ).

При выполнении взлета с закрылками, выпущенными на  $15^\circ$ , увеличивается скорость отрыва, но, вместе с тем, увеличивается и аэродинамическое качество самолета и, соответственно, градиент набора высоты:

— при  $\delta z = 28^\circ$   $C_{y\text{отр.}} = 1,68$  и  $K_{\text{max}} = 7,95$  ;

— при  $\delta z = 15^\circ$   $C_{y\text{отр.}} = 1,37$  и  $K_{\text{max}} = 9,1$  .

Для максимального взлетного веса 98 т с закрылками, выпущенными на  $15^\circ$ , при одном отказавшем двигателе ( $V_1 = 240$  км/ч ) длина разбега составляет 3200 м, располагаемый градиент набора — 3,7%.

В любом случае не следует забывать, что при особо неблагоприятных условиях КВС предоставляется право переноса времени вылета на более поздний срок.

При выполнении взлета с закрылками  $15^\circ$  отрыв производится с углом атаки, увеличенным на  $1-2^\circ$  по сравнению с нормальным взлетом. Набор до высоты 120 м — на скорости  $V_2+40$  км/ч. Уборку закрылков начинать на скорости 360..380 км/ч. К концу уборки скорость должна достигнуть 380..400 км/ч.

При выполнении посадки в условиях высокой температуры наружного воздуха или на высокогорном аэродроме, вследствие уменьшения массовой плотности воздуха, увеличивается истинная скорость касания и, соответственно, длина разбега:

$\rho = 0,0473 P/T$  - уменьшается с ростом  $T$  и падением  $P$ ;

$V_{\text{пос}} = \sqrt{2G/(C_y \rho S)}$  - расчет с уменьшением плотности;

$L_{\text{пр}} = V_{\text{пос}}^2 / 2j_{\text{пр}}$  - увеличивается с ростом посадочной скорости.

При уменьшении атмосферного давления на 20 мм рт ст из-за возрастания истинной посадочной скорости и уменьшения максимальной обратной тяги двигателей длина пробега увеличивается на 5%.

При увеличении температуры на  $15^\circ$  из-за уменьшения тяги максимального реверса и возрастания истинной скорости на посадке длина пробега увеличивается на 5-6%.

Максимальный посадочный вес ограничивается также условием обеспечения требуемого градиента набора высоты при уходе на второй круг, который должен составлять 3.2% при всех работающих двигателях и 2.4% при отказе критического двигателя.

После посадки в условиях высокой температуры наружного воздуха необходимо соблюдать ограничения скорости начала торможения:

**Ту-154Б**

**Ту-154М**

240 км/ч при  $t_{\text{нв}} \leq 25^\circ\text{C}$

240 км/ч при  $t_{\text{нв}} \leq 30^\circ$

225 км/ч при  $25^\circ < t_{\text{нв}} \leq 32^\circ$  225 км/ч при  $t_{\text{нв}} > 30^\circ$

215 км/ч при  $t_{\text{нв}} > 32^\circ$

# Особенности пилотирования самолета на взлете и посадке в условиях сдвига ветра

Сдвиг ветра - изменение направления и (или) скорости ветра в пространстве, включая восходящие и нисходящие потоки.

Слабый сдвиг ветра	до 2 м/с на 30 м высоты
Умеренный сдвиг ветра	от 2 до 4 м/с на 30 м высоты
Сильный сдвиг ветра	от 4 до 6 м/с на 30 м высоты
Очень сильный сдвиг ветра	более 6 м/с на 30 м высоты

Взлет и посадка в условиях сильного и очень сильного сдвига ветра запрещены.

Основные условия возникновения сдвига ветра:

- прохождение атмосферных фронтов;
- наличие грозových облаков;
- наличие слоев инверсии.

При взлете в условиях возможного сдвига ветра механизацию крыла рекомендуется убирать на высоте не менее 200 м.

Усложнение захода на посадку в условиях сдвига ветра является следствием резкого изменения встречной или попутной составляющей скорости ветра и (или) попадания самолета в нисходящий или восходящий поток воздуха при снижении по глиссаде. При этом для выдерживания заданной траектории и скорости захода требуются более энергичные действия органами управления и РУДами, чем при нормальном заходе.

Особенности захода на посадку в условиях сдвига ветра:

1. Если встречная составляющая скорости ветра у земли меньше, чем на высоте 100 м, на величину 5 м/с и более, скорость на глиссаде повышается на 10-15 км/ч от скорости захода в обычных условиях; при этом, если скорость полета по глиссаде увеличена по условиям сдвига ветра, то дополнительного увеличения скорости захода по условиям обледенения, турбулентности или бокового ветра не требуется.
2. Если попутная составляющая скорости ветра на высоте 100 м больше, чем у земли, следует выдерживать скорость, рекомендованную для обычных условий, стараясь не допускать ее увеличения.
3. При отсутствии информации о скорости и направлении ветра на высоте 100 м признаком наличия существенного (более 5 м/с на 100 м высоты) сдвига ветра является необходимость ряда последовательных увеличений или уменьшений режима работы двигателей для сохранения заданной приборной скорости на глиссаде.

Если после пролета ДПРМ для сохранения приборной скорости требуется ряд последовательных увеличений режима работы двигателей, дальнейший

заход на посадку выполняется в соответствии с рекомендациями п. 1.

Если после пролета ДПРМ требуется последовательное уменьшение режима работы двигателей, заход выполнять в соответствии с рекомендациями п. 2. Если при полете по глиссаде с включенным автоматом тяги разница в значениях заданной и текущей скорости полета достигает 20 км/ч, следует выключить АТ и дальнейший заход выполнять в соответствии с рекомендациями п.1 или п.2. Максимальное допустимое расхождение между значениями заданной и фактической скоростей на высотах ниже 60 м составляет 15 км/ч.

4. При заходе на посадку в условиях сдвига ветра более 5 м/с на 100 м высоты режимы автоматического захода на посадку и автоматического ухода на 2-й круг использовать не рекомендуется.
5. Если при снижении по глиссаде до ВПР для выдерживания заданной скорости полета требуется увеличение режима работы двигателей до номинального ( 92,5% ВД ) или уменьшение его до 70 % ВД (75 % на Ту-154М), следует немедленно установить двигателям взлетный режим и уйти на 2-й круг.
6. Если после пролета ДПРМ вертикальная скорость снижения по глиссаде достигла 7 м/с вследствие попадания самолета в нисходящий поток, необходимо немедленно установить двигателям взлетный режим и уйти на 2-й круг.

При заходе на посадку в условиях изменяющейся боковой составляющей скорости ветра следует контролировать сохранение курса с учетом угла упреждения по приборам вплоть до пересечения входного торца ВПП и быть готовым немедленно парировать любое отклонение самолета от оси ВПП.

## Полет в условиях обледенения

Обледенение принято оценивать по его интенсивности и степени. Интенсивность характеризуется скоростью увеличения толщины слоя льда. При слабой интенсивности скорость отложения льда до 2 мм/мин, при средней - от 2 мм/мин до 4 мм/мин, при большой - более 4 мм/мин. При толщине льда до 15 мм степень обледенения слабая, при толщине от 15 мм до 30 мм - средняя. Обледенение считается сильным при толщине льда более 30 мм. На различных частях самолета в одних и тех же условиях может образовываться лед различной формы и размеров, так как большую роль в льдообразовании играет форма обтекаемого профиля.

Наибольшую опасность представляет обледенение передних кромок крыла, горизонтального и вертикального оперений, приемников полного давления, ВНА, лопаток вентилятора передней ступени компрессора и направляющего аппарата двигателя. Отложение льда на этих элементах изменяет их форму, аэродинамические характеристики и режимы работы.

Попадание отколовшихся кусков льда в двигатель может привести к его повреждению. Поэтому, для снижения влияния обледенения на аэродинамические характеристики самолет оборудован противообледенительными системами, обогревающими передние кромки предкрылков, стабилизатора и вертикального оперения. Двигатели и их воздухозаборники защищены противообледенительными системами.

Исследования показали, что ПОС в основном обеспечивают защиту поверхности от образования на ней льда. Оставшийся барьерный лед и наличие льда на незащищаемых элементах самолета на аэродинамические характеристики практически не влияют. При выключенной или неисправной ПОС предкрылков лед, образующийся на передней кромке крыла, изменяет несущие свойства крыла вследствие повышенной турбулизации потока и более раннего срыва потока на его верхней поверхности.

Критический угол атаки с обледенением передней кромки предкрылка толщиной 40 мм (форма льда трапецевидная) при всех положениях закрылков уменьшается на 20-30, а значение максимального Ксц. подъемной силы уменьшается на 10 - 12 %.

Характеристики продольной устойчивости на углах атаки более 120 несколько ухудшаются. Появление более раннего срыва потока при наличии льда на крыле и уменьшение Су тах приводит к уменьшению запасов скоростей самолета от скорости сваливания на режимах захода на посадку. Для сохранения нормируемых запасов от скорости сваливания и характеристик устойчивости, скорость самолета на этих режимах достаточно увеличить при сильной степени обледенения на 10 - 15 км/ час.

Изменения характеристик типовой устойчивости и потери эффективности элеронов в условиях сильного, естественного обледенения при включенной ПОС не отмечено.

Наличие льда на передней кромке стабилизатора наибольшую опасность может представлять на режимах полета, когда угол атаки горизонтального оперения относительно местного потока наибольший. В этом случае ранний срыв потока на горизонтальном оперении вызывает большой пикирующий момент.



С учетом скоса потока за крылом  $\varepsilon \sim 50$  при угле отклонения стабилизатора -  $5,50$  (по прибору)  $\alpha_{ст} = -100$  наибольший угол атаки ГО равен  $-8,80$  ( $\alpha_{го} = \alpha_{кр.} + \alpha_{ст.} - \varepsilon$ ).

При испытаниях со льдом толщиной 10 и 20 мм на стабилизаторе на всех режимах полета срыва потока на нем не происходило. Эффективность РВ сохраняется вплоть до полного его отклонения от себя. Некоторое уменьшение шарнирного момента РВ при значительном отклонении РВ вниз (штурвал от себя) для самолета никакой роли не играет.

Характеристики путевой устойчивости и управляемости определены при наличии естественного льда на передней кромке вертикального оперения в условиях максимальных интенсивности и степени обледенения. Эти характеристики практически не отличаются от характеристик самолета, определенных при отсутствии льда на вертикальном оперении. Таким образом, использование на самолете тонких профилей, большой стреловидности всех несущих поверхностей даже при отказе в работе ПОС, позволяют обеспечить приемлемые аэродинамические характеристики самолета в условиях сильного обледенения.

На основании проведенных исследований с учетом возможных отказов ПОС и вероятности возникновения очень сильного обледенения в РЛЭ введены требования по увеличению скоростей полета на режимах захода на посадку. При выпуске закрылков на 280 до выхода на курс посадки скорость должна быть увеличена на 20 - 30 км/час, на глиссаде скорость выдерживать на 10 км/час выше расчетной.

Следовательно, можно сделать следующие выводы, что наличие обледенения на земле и в полете, требует от пилотов повышенного внимания, так как обледенение значительно снижает подъемную силу, увеличивает скорость сваливания и уменьшает скороподъемность.

Для обеспечения летных характеристик и характеристик управляемости, поверхность самолета должна быть чистой. В полете ПОС должна включаться до входа в зону возможного обледенения. Если же принятые меры по борьбе с обледенением неэффективны и не обеспечивают безопасное продолжение полета, по согласованию с органом УВД необходимо изменить высоту или маршрут полета для выхода из этой зоны.

# ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОСАДКИ НА ВПП ПОКРЫТУЮ ОСАДКАМИ И С МАЛЫМ КОЭФФИЦИЕНТОМ СЦЕПЛЕНИЯ

На длину пробега самолета существенное влияние оказывают состояние ВПП (коэффициент сцепления), направление и скорость ветра, погодные явления. При наличии на ВПП слоя осадков изменяются силы, действующие на колеса уменьшается эффективность торможения колесами основных опор, и ухудшается путевая управляемость самолета с помощью поворота передней стойки. После опускания передней стойки на мокрую ВПП, колеса могут, в результате появления действующей на них гидродинамической силы, потерять контакт с поверхностью ВПП и, следовательно, возможность создания путевого момента сил трения при повороте колес. Это явление называется гидроглиссированием. На Ту-154 гидроглиссирование на пробеге может возникнуть (в зависимости от толщины слоя воды) на скоростях, больших  $V_{гл} = 185$  км/ч. Потеря путевой управляемости самолета при движении по ВПП на пробеге исключает возможность парирования момента, разворачивающего самолет против ветра и тем самым создает угрозу выкатывания. В случае гидроглиссирования путевая управляемость обеспечивается только за счет аэродинамической силы руля направления, а руль направления теряет свою эффективность с уменьшением скорости и в результате ухудшения условий его обтекания при включенном реверсе тяги. Таким образом, первоочередными действиями при возникновении угрозы выкатывания должны быть выключение реверса и перевод колес передней стойки в режим самоориентирования.

При выполнении посадки на мокрую ВПП при значительной боковой составляющей скорости ветра:

после четвертого разворота до момента касания снос устранять только углом упреждения; скорость полета по глиссаде должна быть увеличена на 10 км/ч по сравнению со скоростью нормального захода для улучшения путевой управляемости и уменьшения угла упреждения (при  $U_b > 7$  м/с); при  $U_b = 17$  м/с и  $V_{пр} = 275$  км/ч угол упреждения составляет  $12,5^\circ$ ;

необходимо следить, чтобы вектор путевой скорости был направлен вдоль оси ВПП; при изменении боковой составляющей в процессе захода угол упреждения уточняется кратковременным отклонением РН, а порывы ветра парируются элеронами;

после приземления выпустить интерцепторы, рулем направления убрать угол упреждения, отдачей штурвала от себя опустить переднюю стойку и, при движении по оси ВПП или параллельно ей включить реверс тяги; если самолет, двигаясь параллельно оси ВПП, коснулся ее поверхности не на осевой линии, следует выдерживать начальное направление пробега параллельно оси; при движении самолета под углом к оси ВПП плавными отклонениями педалей самолет выводится на линию, параллельную ей (необходимо отметить, что опускание передней опоры до устранения угла упреждения способствует возникновению момента от колес передней опоры, затрудняющего выдерживание направления пробега параллельно оси ВПП, а преждевременное

включение реверса влечет скорейшее опускание передней стойки и ухудшает путевую управляемость из-за аэродинамического затенения РН, эффективность которого при работающем реверсе полностью пропадает на  $V_{пр} = 160$  км/ч).

При опускании передней опоры с неустраненным углом упреждения она может создавать стабилизирующий момент, только если остаточный угол упреждения самолета не превышает максимальный угол поворота носовых колес  $\delta_{пк\max}$ , в противном случае неизбежно выкатывание за пределы ВПП. Кроме того, при резком отклонении педалей на мокрой ВПП происходит проскальзывание передних колес без создания боковой управляющей силы, поэтому педали следует отклонять плавно, на небольшой угол, а дальнейшее отклонение производить, когда есть уверенность, что самолет адекватно реагирует на управляющие воздействия. Наиболее чреват выкатыванием случай, когда взятый угол упреждения недостаточен для парирования сноса, и самолет после посадки на мокрую ВПП движется не параллельно оси. Тогда для исправления траектории РН отклоняется в сторону увеличения угла увода, и предотвратить выкатывание становится практически невозможным. При этих обстоятельствах исправлять траекторию следует только после устранения угла увода и опускания передней стойки.

Рекомендации по выдерживанию направления на пробеге:

сразу после касания отклонением РН устранить угол увода, т.е. установить продольную ось самолета по направлению движения; попытка исправить траекторию до устранения угла увода способствует возникновению заноса;

если не обеспечивается посадка с углом между направлением движения самолета и осью ВПП не более  $3^\circ$  (при условии касания по ее оси), уйти на второй круг;

посадку при малом коэффициенте сцепления и значительной боковой составляющей скорости ветра следует производить более плотно, чем на сухую ВПП;

после ликвидации угла увода опустить переднюю стойку и отклонением педалей на небольшие углы вывести самолет на линию, параллельную оси ВПП; не допускать S-образного маневра; резкие отклонения педалей снижают эффективность управления;

реверс тяги включать только после устранения угла увода при движении параллельно оси ВПП;

предотвращать возникновение заноса.

Действия по предотвращению боковых выкатываний:

выключить реверс тяги;

прекратить торможение;

вывести самолет на линию, параллельную оси ВПП;

продолжить торможение;

при необходимости снова включить реверс.

Если органами управления самолет не выводится из заноса, следует выключить управление передней опорой, переведя ее в режим самоориентирования; после ликвидации угла увода включить управление.

Раздельное реверсирование двигателей не допускается.

## **Взлет и заход на посадку в условиях ограниченной видимости**

Как правило, при выполнении взлета и посадки, положение ВС относительно ВПП экипаж определяет путем визуального наблюдения наземных ориентиров и световых огней. Это специальная маркировка аэродрома, огни светооборудования ВПП, подходов к ней и т.д. Максимальное расстояние, при котором экипажу обеспечивается наблюдение этих ориентиров, является важнейшей характеристикой метеорологических условий взлета и посадки. Поэтому устанавливаются минимумы для взлета и посадки.

### **Взлет**

- Видимость на ВПП 200м при наличии осевых огней (днем и ночью).
- При отсутствии осевых огней, но при наличии осевой линии при видимости на ВПП - днем 400м, ночью 500м.
- Без ОВИ - соответственно 500м и 700м.

КВС разрешается принимать решение на вылет при видимости на ВПП 200 м , если :

- коэффициент сцепления не менее 0,5;
- боковая составляющая скорости ветра не более половины максимальной ;
- имеется запасной аэродром, время полета до которого по расчету не более 2ч.;
- самолет, аэродром и экипаж допущены к взлету при видимости на ВПП 200м.

Минимумы применяются при наличии запасного аэродрома время полета до которого от аэродрома вылета не превышает двух часов. В качестве запасного аэродрома в этом случае принимается аэродром, на котором фактические и прогнозируемые метеоусловия не хуже минимума для посадки на нем.

Взлет с кратковременной остановкой на ВПП разрешается на аэродромах, расположенных на высоте до 700 м над уровнем моря и при дальности видимости на ВПП 400 м и более.

С началом разбега самолета, плавно отпустить тормоза и перейти на управление педалями, сохраняя направление разбега по осевым огням, которые с ростом скорости, начинают "струиться" и переходят затем в сплошную линию (световую). На расчетной скорости, с подъемом передней стойки, перейти на пилотирование по приборам, создав по авиагоризонту угол 8-10°. После отрыва самолета зафиксировать созданный угол тангажа для отхода от земли, затем не допуская кренов, необходимо контролировать увеличение скорости, высоты и наличие устойчивого вертикального набора.

### **П.7.2.2.(НПП ГА)**

**Взлет запрещается, если:**

- имеются опасные метеоявления или скопления птиц, угрожающие безопасности взлета;
- в условиях сильных ливневых осадков метеорологическая видимость составляет менее 600м (значение видимости на ВПП не учитывается);

- фактическая погода ниже установленного минимума;
- скорость ветра у земли с учетом его направления и порывов, а также состояние поверхности ВПП и значение коэффициента сцепления не соответствует установленным РЛЭ данного типа воздушного судна ограничениям;
- поверхность воздушного судна покрыта льдом, инеем, или мокрым снегом;
- взлетная масса воздушного судна превышает допустимую для фактических условий взлета;
- другое воздушное судно уходит на второй круг;
- впереди на летной полосе имеются препятствия.

### **Заход и выполнение посадки.**

Снижение с эшелона перехода и заход на посадку разрешается, если на аэродроме посадки:

- скорость ветра у земли с учетом его порывов и направления, а также состояние поверхности ВПП и значение Ксц не превышают установленных ограничений;
- видимость на ВПП не ниже минимума;
- высота нижней границы облаков не ниже минимума, (по первой категории - нижняя граница облаков 3/4 минимума, по второй категории – независимо от ВНГО);
- состояние ВПП соответствует установленным требованиям.

При заходе на посадку при ограниченной видимости экипаж должен быть постоянно готовым к уходу на второй круг и запасной аэродром. Заход, как правило, осуществляется в автоматическом режиме.

КВС на ВПР должен оценить посадочное положение самолета:

- если вектор движения самолета направлен строго по оси ВПП, КВС отключает автопилот и производит посадку;
- если вектор движения самолета направлен под углом к ВПП, но не выходит за пределы ВПП, КВС отключает автопилот и делает разовый (или S-образный маневр, если ВПР - 60 м) доворот на ВПП и после приземления на "световой ковер", необходимо выровнять самолет параллельно ВПП и выдерживать это положение до конца пробега, после чего вывести самолет на ось ВПП;
- если вектор движения самолета направлен за пределы ВПП КВС должен немедленно уйти на второй круг.
- при потере визуального контакта с ВПП, ниже ВПР - КВС обязан немедленно уйти на второй круг.

При заходе на посадку в ливневых осадках экипаж должен учитывать ухудшение аэродинамических характеристик самолета и как правило наличие нисходящих потоков. Посадка разрешается, в сильных ливневых осадках, при метеорологической видимости на ВПП 1000 м и более (без учета ОВИ). На пробеге учитывать возможное "глиссирование" самолета ( $V \geq 190-170$  км/ч). При ограниченной видимости и в осадках при взлете и посадке, как правило фары не использовать, так как они создают "световой экран", затрудняющий визуальное пилотирование.

При полете на предпосадочной прямой КВС обязан прекратить снижение и уйти на второй круг, если:

- наблюдаются опасные метеоявления или скопления птиц, представляющие угрозу для выполнения посадки;

- в условиях сильных ливневых осадков метеорологическая видимость составляет менее 1000 м (значение видимости по ОВИ не учитывается);

- для выдерживания глиссады снижения требуется увеличение режима работы двигателей до номинального (или снижение ниже 75% КВД (для Ту-154Б – 70%));

- экипаж получил сообщение о фактических условиях посадки, которые ниже предельных значений, приведенных в п.7.6.11 (7.6.12) НПП, даже если установлен надежный визуальный контакт с наземными ориентирами;

- до установления надежного визуального контакта с огнями приближения или другими ориентирами по курсу посадки сработала сигнализация ВПР и (или) опасного сближения с землей;

- после пролета ДПРМ отклонения по курсу (глиссаде) и (или) вертикальной скорости превышают допустимые;

- до ВПР не установлен необходимый визуальный контакт с огнями приближения (огнями ВПП) или наземными ориентирами;

- к моменту достижения ВПР положение ВС в пространстве или параметры его движения относительно ВПП не обеспечивают безопасность посадки;

- потерян визуальный контакт с огнями приближения (огнями ВПП) или наземными ориентирами при снижении с ВПР до минимально допустимой согласно РЛЭ высоты ухода;

- в воздушном пространстве или на летной полосе появились препятствия, угрожающие безопасности полета;

- расчет на посадку не обеспечивает безопасность её выполнения.

КВС предоставляется право выполнения повторных заходов на посадку, если:

- АНЗ после повторного захода обеспечивает уход на запасной аэродром с ВПР;

Фактические условия посадки соответствуют требованиям, установленным п.7.6.15(7.6.12) НПП.

# ВИЗУАЛЬНЫЙ ЗАХОД.

ВЗП представляет собой визуальное маневрирование ВС в полете. Условия при полетах по кругу каждый раз бывают различными, поскольку зависят от таких переменных факторов, как расположение ВПП, линии пути конечного этапа захода на посадку, скорости ветра, метеорологических условий. Следовательно, невозможно разработать точную единую схему, которая была бы пригодна для выполнения ВЗП.

## 1 Самолёт ТУ-154

1.1. Визуальный заход на посадку - заход на посадку, выполняемый в соответствии с правилами полётов по приборам (ППП), когда часть или вся схема захода на посадку по приборам не завершена и заход на посадку осуществляется при визуальном контакте с ВПП и/или её ориентирами.

1.2. Вход в зону (район) аэродрома осуществляется КВС или второй пилот по установленным схемам (STAR) или по траекториям, задаваемым службой УВД. Снижение и заход на посадку по ППП следует осуществлять с помощью средств посадки и навигации – РМС, РСР, ОСП, (ДПРС, БПРС), VOR, VOR/DME о установленной высоте точки начала визуального захода на посадку ( $T_n$  взп.).

1.3. До достижения  $T_n$  взп. должен быть осуществлён выпуск шасси и механизации крыла в положение  $\delta_z=28^\circ$ .

1.4. Как правило, жесткая схема визуального захода на посадку не устанавливается. В общем случае визуальный полёт в зоне визуального маневрирования осуществляется по схеме полёта по кругу на высоте полёта по кругу ( $H_{кр. взп.}$ ), не менее  $H_{мс}$  конкретного аэродрома.

1.5. На высоте точки начала визуального захода на посадку, если не установлен визуальный контакт с ВПП или её ориентирами, самолёт следует перевести в горизонтальный полёт до установления надёжного визуального контакта с ВПП или её ориентирами.

1.6. При установлении надёжного визуального контакта КВС должен доложить диспетчеру: "Полосу вижу", согласовать вид манёвра визуального захода на посадку и получить разрешение (подтверждение) на выполнение визуального захода на посадку.

Пилотирование при визуальном заходе на посадку должен осуществлять КВС при постоянном визуальном контакте с ВПП или её ориентирами. Если при приближении к ВПП визуальный контакт не установлен или впоследствии потерян, должен быть выполнен разворот в сторону ВПП с набором высоты и выходом на установленную схему ухода на второй круг по приборам для последующего захода на посадку по ППП.

1.7. Маневрирование при визуальном заходе на посадку осуществлять с кренами не более 30 гр.

1.8. До начала разворота в направлении ВПП предполагаемой посадки на высоте не ниже минимальной высоты снижения необходимо:

- \* выпустить механизацию крыла в положение  $\delta_z=45^\circ$ .
- \* установить скорость  $V_{зп.}+10$  км/ч.
- \* выполнить операции, предусмотренные разделом "Карты контрольной проверки".

\* "После придания самолёту посадочной конфигурации".

Разворот на посадочный курс выполнять с выдерживанием скорости  $V_{зп.} + 10$  км/ч. со снижением с вертикальной скоростью, не превышающей 5м/с. до высоты входа в глиссаду. Рекомендуемый крен при развороте на посадочный курс  $20^\circ$ , но не более  $30^\circ$ . Высота входа в глиссаду должна быть не менее 150м.

**ВНИМАНИЕ! ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ РАЗВОРОТА НА ПОСАДОЧНЫЙ КУРС ВОЗМОЖНО И ДОПУСКАЕТСЯ ЗАГОРАНИЕ ТАБЛО "КРЕН ЛЕВ. (ПРАВ.) ВЕЛИК".**

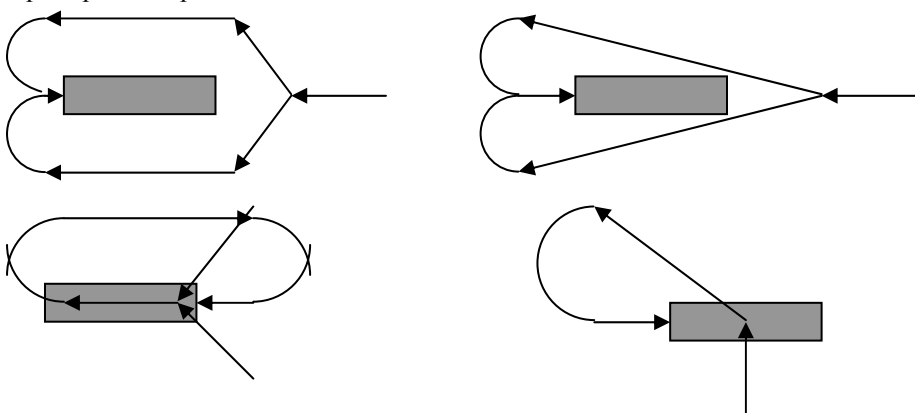
1.9. После выхода на посадочный курс КВС необходимо оценить положение ВС относительно ВПП. Если положение ВС посадочное, установить скорость захода на посадку  $V_{зп.}$  и режим снижения по глиссаде (3 гр.). КВС доложить диспетчеру посадки о готовности к посадке и получить разрешение на посадку.

1.10. С точки начала визуального захода на посадку пилотирование осуществляет только КВС. Второй пилот контролирует полёт по приборам, обращая внимание на выдерживание установленной для данного а/д минимальной высоты снижения, скорости и углов крена. При выполнении разворота на посадочный курс при горящем табло "КРЕН ЛЕВ. (ПРАВ.) ВЕЛИК" второй пилот сообщает КВС о достижении крена  $30$  гр.

Угол крена не должен превышать  $30$  гр. на высотах более 150 м. и  $15$  гр. на высотах 150 м. и ниже при визуальном заходе на посадку.

Вид визуального маневрирования при ВЗП определяет КВС в соответствии с местными условиями.

Пример некоторых из них:



Основной метод – заход на посадку левым малым кругом. При невозможности построения левого круга полетов из-за наличия препятствий, визуальное маневрирование (полет по кругу) может выполняться правым малым кругом. КВС в зависимости от обстановки и местных условий имеет право принять решение о выполнении левого или правого круга полетов, но обязательно согласовать маршрут ВЗП с диспетчером а-ма посадки.

Для ВЗП левым или правым малым кругом характерно, что для инструментального подхода используется ILS с обратным курсом, VOR/DME,



VOR, NDB. В расчетной точке выполняется отворот вправо, для создания бокового интервала. Типовая схема ВЗП для ВС категории «D», предусматривает выполнение разворота (доворота) на посадочный курс с креном  $20^\circ$  на скорости 300 км/ч. Радиус разворота при этом будет 2 км, т.е. боковое необходимо  $2R=4$  км. Отворот вправо (влево), как правило, выполняется на угол  $30^\circ$  или  $45^\circ$ . Если отворот на  $30^\circ$ , то с измененным курсом необходимо пролететь  $4R$  (по секундомеру) и довернуть на курс обратный посадочному. При отвороте на угол  $45^\circ$ , с измененным курсом необходимо пролететь  $3R$ . Иногда бывает необходимость создания бокового 5км. Тогда при отвороте на  $30^\circ$  необходимо пройти  $5R$ , а при отвороте на  $45^\circ$  -  $3.5R$ .

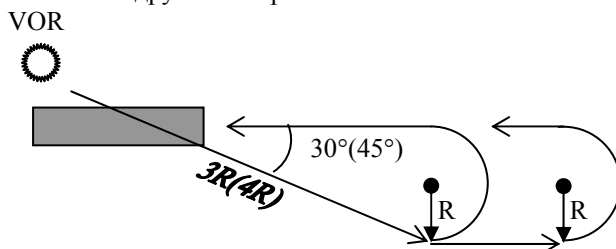
На рис.1 представлена типовая схема ВЗП для ВС категории «D». На ней показано два варианта ВЗП.

1 Вариант: на  $V_{зп}=300$  км/ч, с  $V_y=5$  м/с и углом крена при развороте  $20^\circ$ ,  $R=2$  км

2 Вариант:  $V_{зп}=300$  км/ч, угол крена  $20^\circ$ ,  $R=2$  км, снижение в начале происходит на  $V_y=10$  м/с для вписывания в глиссаду. На глиссаду выход на удалении 4 км от торца, после разворота на МКпос.

На рис 2 представлена типовая схема, где все снижение рассчитано с  $УНГ=3^\circ$ .

Можно рекомендовать и такой классический вариант ВЗП, когда выполняется инструментальный подход не только с курсом обратным посадочному, но и с любого другого направления.



Самолет выводится на РТС а-ма посадки (VOR/DME, VOR, NDB), делается отворот вправо (если позволяют условия для данного а-ма) или влево, если отворот вправо невозможен. Отворот выполняется на  $30^\circ(45^\circ)$  от линии курса обратно посадочного, для создания бокового, равного  $2R$ , для крена  $20^\circ$ . при отвороте на  $30^\circ$  необходимо с измененным курсом пролететь  $4R$  (по секундомеру), если отворот на  $45^\circ$ , необходимо пролететь  $3R$ . При необходимости создания продольного удаления, обеспечивающего выход из спаренного разворота на расчетной высоте для  $УНГ\sim 3^\circ$ , необходимо довернуть на курс, обратный посадочному.

ВЗП требует хорошей организации работы всех членов экипажа. Помощь штурмана и 2 пилота заключается в инструментальном обеспечении маневра. все РТС в р-не а-ма должны быть задействованы для контроля положения по схеме. Настройка VOR, расположенного в районе а-ма, необходима для коррекции НБУ и для достаточно точного определения направления на полосу. При ВЗП, когда условия погоды или рельефа мешают точно спроектировать траекторию захода, важно инструментальное определение места самолета. Даже когда а-м как на ладони, задача штурмана не в визуальном

контроле за подходом к ВПП, а в привязке захода к показаниям АРК и VOR/DME.

При ВЗП, за короткий отрезок времени экипажу приходится решать множество вопросов, обеспечивая безопасность полета. Поэтому важна тщательная предварительная подготовка.

Рекомендации:

- 1. Основные параметры ВЗП экипаж рассчитывает и сводит в таблицы по форме удобные для него.

Предлагается один из вариантов.

Табл.1

					$\gamma=10^{\circ}$		$\gamma=15^{\circ}$		$\gamma=20^{\circ}$		$\gamma=25^{\circ}$		$\gamma=30^{\circ}$	
км/ч	км/м	м/с	kt	nm/м	R	°/с	R	°/с	R	°/с	R	°/с	R	°/с
280	4.7	78	151	2,5	3.5	1°16	2.3	1°56	1.7	2°37	1.32	3°22	1.07	4°10
300	5	83	162	2,7	4.0	1°11	2.64	1°48	1.97	2°27	1.52	3°08	1.23	3°53
310	5.2	86	167	2,8	4.3	1°09	2.82	1°44	2.08	2°22	1.62	3°02	1.31	3°46
320	5.3	88	173	2,9	4.57	1°06	3.0	1°41	2.2	2°18	1.73	2°56	1.4	3°39
330	5.5	90	178	3	4.85	1°04	3.2	1°38	2.35	2°13	1.84	2°51	1.48	3°32
350	5.8	97	189	3,2	5.46	1°01	3.6	1°32	2.65	2°06	2.07	2°41	1.67	3°20

Табл.2(Н/м/ от удаления и УНГ')

NM	км	2°40	2°50	3°00	3°10	3°20	3°30	3°40	3°50	4°00
1	1,9	86	92	97	102	108	113	119	124	130
2	3,7	173	183	194	205	216	227	237	248	259
3	5,6	259	275	291	307	324	340	356	372	389

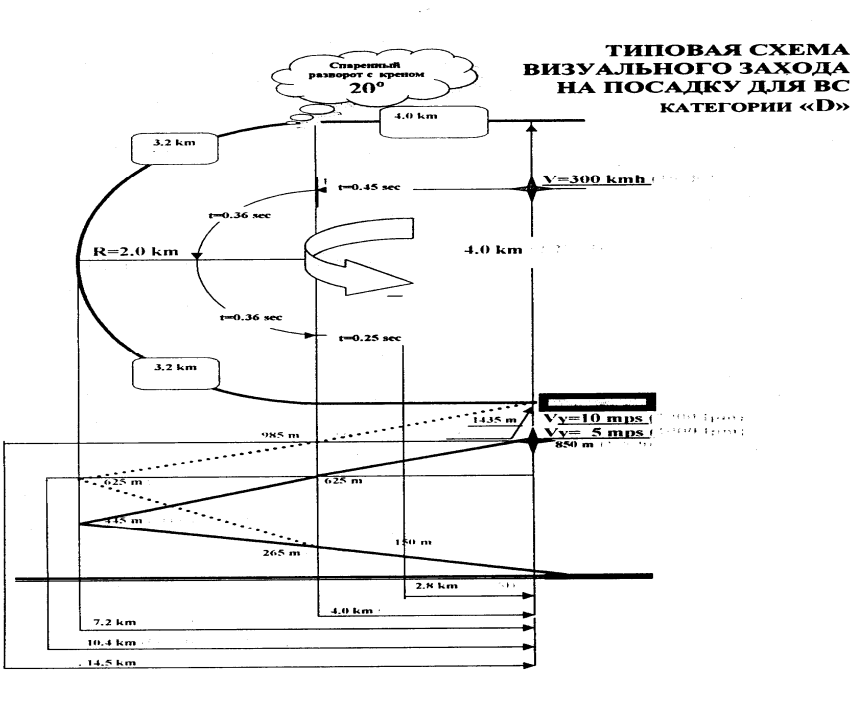


Табл.3(УНГ – Vy)

kt	км/ч	2°40	2°50	3°00	3°10	3°20	3°30	3°40	3°50	4°00
151	280	3,6	3,8	4,1	4,3	4,5	4,8	5,0	5,2	5,4
162	300	3,9	4,1	4,4	4,6	4,9	5,1	5,3	5,6	5,8
178	330	4,3	4,5	4,8	5,1	5,3	5,6	5,9	6,1	6,4

Табл.4

$\gamma$	5°	10°	15°	20°	25°	30°
<b>K</b>	7,3	3,65	2,37	1,78	1,36	1,12

В зависимости от Vпол и крена:  $t_{360^\circ} = K \times V(\text{м/с})$

$$t_{180^\circ} = (K \times V) / 2$$

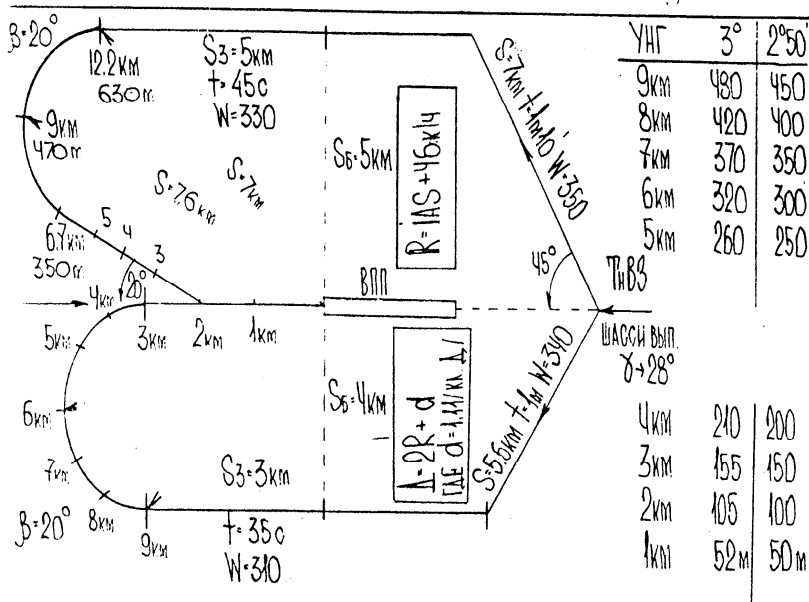
$$t_{90^\circ} = (K \times V) / 4$$

Имея готовые расчеты сведенные в таблицы, на предпосадочной подготовке, с учетом фактических метеоусловий и местных особенностей можно легко и быстро внести коррективы в типовую схему ВЗП.

Например: ВЗП в а/п Шираз MDA=6390', на этой высоте, выдерживая  $V_{зп}=280$  км/ч, имеем фактическую скорость 310км/ч. Из Табл1, чтобы сохранить  $R=2$  км, на  $V=310$  км/ч, крен необходим  $22^\circ$ . Из Табл.1  $V=310=86$  м/с, Табл.4 для  $\gamma=22^\circ$  -  $K=1.57$ ,  $t_{180^\circ} = (83 \times 1,57) / 2 = 65$  сек, необходимо учесть, что время разворота на МКпос уменьшится на 7 сек. Из Табл.3, в зависимости от УНГ, по удалению до торца определим высоту пролета контрольных точек. По Табл.4. в зависимости от  $V_{зп}$  и УНГ определяем  $V_y$  снижения (м/с).

2. При выполнении ВЗП необходимо намечать визуально характерные

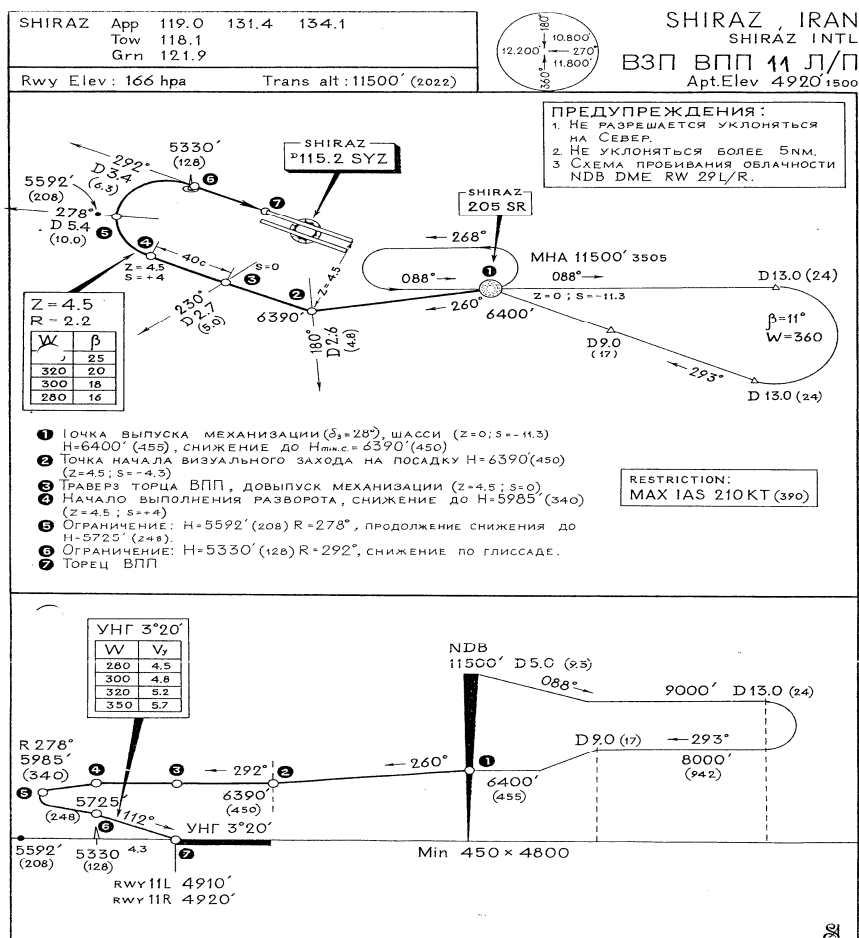
### ТИПОВАЯ СХЕМА ВЫПОЛНЕНИЯ ВИЗУАЛЬНОГО ЗАХОДА



3. Штурману, на предварительной подготовке, обязательно привязать схему ВЗП к показаниям РТС аэродрома посадки (АРК или VOR/DME)/МПР, радиал/.

В условиях высоких температур, особенно при заходе на высокогорные аэродромы, при выполнении типовой схемы ВЗП (рис 2), когда вся схема ВЗП после выпуска  $\delta z = 45^\circ$  выполняется с УНГ  $\sim 3^\circ$ , рекомендуется перед разворотом на посадочный курс (развернутое 9км) иметь высоту полета на 50м выше расчетной для УНГ  $\sim 3^\circ$  (для уменьшения повышенных режимов работы двигателя /вплоть до номинального/).

Стандартный пример расчета визуального захода представлен на схеме а/п



## Shiraz

## **Особенности продольной балансировки при изменении центровки, веса и конфигурации самолета.**

Характер движения самолета в пространстве определяется величиной и местом приложения внешних сил. Для осуществления равномерного и прямолинейного движения необходимо, чтобы сумма сил, действующих на самолет, и их моментов равнялась нулю - это режим динамического равновесия. Кроме понятия равновесия, применяется более узкое понятие - балансировка самолета.

Балансировка самолета - это состояние равновесия всех действующих моментов в установившемся режиме полета, обеспечиваемое для каждой конфигурации соответствующими отклонениями рулей.

Продольный момент самолета  $M_z$  зависит от многих факторов:

- величины  $Y_{крыла}$  и точки ее приложения (т.е. угла атаки  $\alpha$ , числа  $M$ , положения механизации),
- центровки самолета,
- режима работы двигателей,
- положения стабилизатора и руля высоты.

При выполнении полета продольная балансировка обеспечивается отклонением руля высоты на балансировочный угол " $\delta_{бал}$ " значение которого определяется величиной суммарного продольного момента, действующего на самолет:

$$\delta_{бал} = f ( G, d, V, M, \delta_z, \text{Режим работы двигателей, } \varphi_{ст} )$$

Зависимость  $\delta_{бал}$  от  $V$  называются «балансировочными кривыми руля высоты». Рассмотрим условия продольной балансировки на различных этапах полета:

### **Крейсерский полет.**

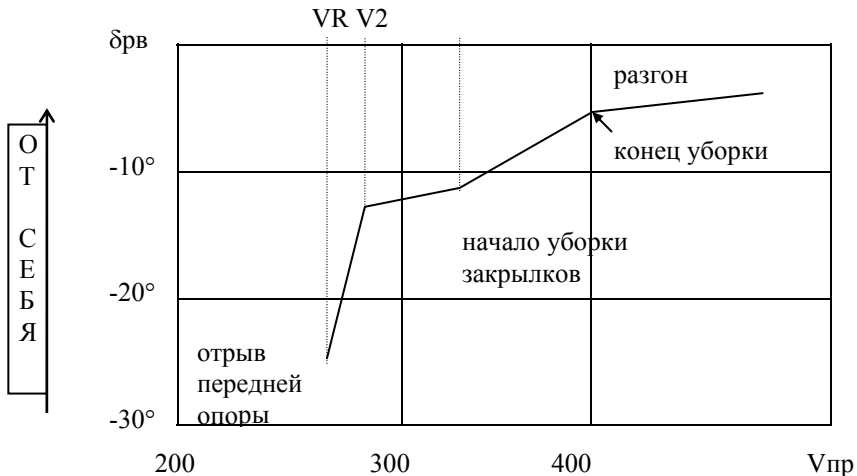
В условиях установившегося прямолинейного полета ( $\varphi_{ст} = 0$  по УПС) значение  $\delta_{бал}$  определяется в основном скоростью полета и центровкой самолета. С увеличением  $V$  полета потребный угол атаки  $\alpha$  уменьшается, а эффективность стабилизатора увеличивается, поэтому для создания необходимой уравновешивающей силы на ГО требуется меньшее отклонение руля высоты вверх - штурвальная колонка отклоняется «от себя». При том же полетном числе  $M$ , но задних центровках самолета, когда подъемная сила на крыле создает кабрирующий момент, балансировка обеспечивается еще большим отклонением штурвала «от себя».

На режимах крейсерского полета диапазон углов отклонения руля высоты достаточен как для балансировки самолета, так и для выполнения необходимых маневров. Наибольшее балансировочное отклонение руля высоты вверх соответствует полету на малых скоростях при передней центровке, наибольшее балансировочное отклонение руля высоты вниз (от себя) -- полету на максимальных  $V$  при задних центровках.

## Взлет.

Выпуск закрылков увеличивает значение пикирующего момента. Для балансировки самолета и обеспечения необходимых эксплуатационных запасов по рулю высоты самолет оборудован системой перестановки стабилизатора.

На взлете в момент отрыва передней опоры требуется большой расход рулей высоты для преодоления пикирующего момента, создаваемого помимо аэродинамической силы крыла еще и силами сопротивления колес шасси с ВПП. Кроме того, в момент отрыва переднего колеса вращение самолета происходит не относительно центра масс, а относительно точки касания основных колес, что требует увеличения расхода руля высоты для преодоления дополнительного момента, создаваемого весом самолета относительно точки вращения, особенно при передних центрофках и максимальной взлетной массе.

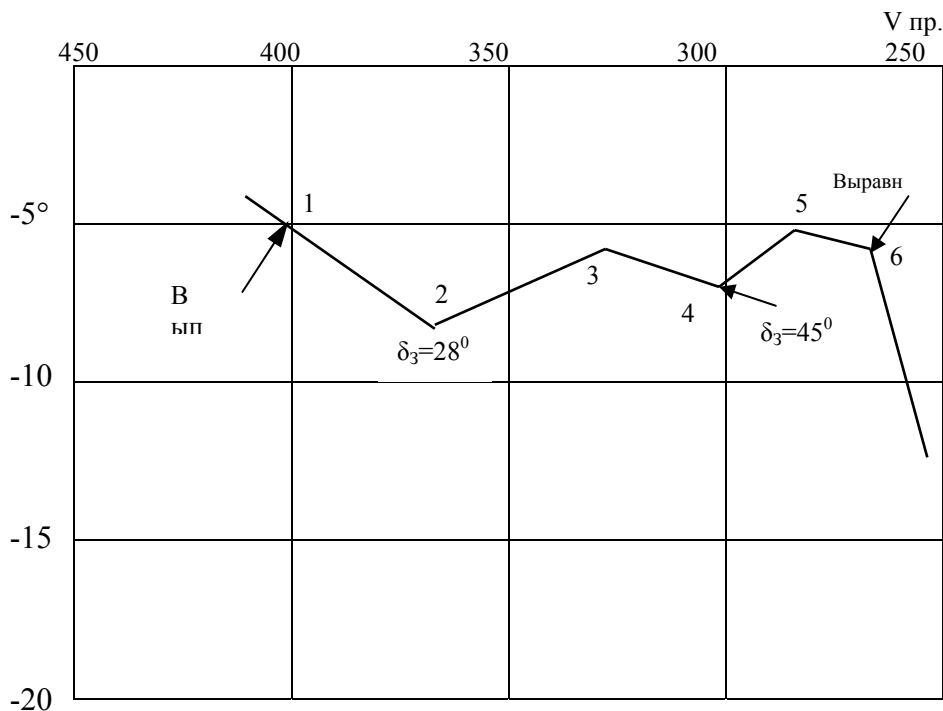


После отрыва самолета и уборки шасси  $V$  увеличивается, эффективность ГО возрастает, балансировочное отклонение  $PB$  уменьшается. В процессе уборки закрылков пикирующий момент крыла уменьшается значительно -- балансировка обеспечивается перестановкой стабилизатора в полетное положение и уменьшением  $\delta_{бал}$ . Дальнейшее изменение балансировочного угла при увеличении скорости для различных центровок, аналогично рассмотренному выше крейсерскому полету.

Значение предельно передней центровки самолета на взлете 21% САХ обусловлено достаточностью руля высоты для балансировки и управляемости при выполнении взлета.

## Посадка.

Особенности продольной балансировки самолета на посадке проанализируем по балансировочным графикам  $PB$  полученным для нормальной посадки самолета с массой 75т и  $X_t = 18,5\%$  при совмещенной системе управления закрылками и стабилизатором.



При полете на  $V_{пр} = 400$  км/ч выпускаются шасси (и  $M_{пикир.}$  возрастает) с последующим уменьшением скорости (эффективность ГО уменьшается), что требует увеличения отклонения руля высоты вверх на  $2-3^\circ$  (участок 1-2).

При выпуске закрылков на  $28^\circ$  в совмещенном режиме выпускаются предкрылки и переставляется стабилизатор  $\phi_{ст} = -3^\circ$  по УПС. Кабрирующий момент стабилизатора из-за больших полетных скоростей больше пикирующего момента закрылков, поэтому для обеспечения балансировки колонку штурвала надо отдавать «от себя» (участок 2 – 3). При дальнейшем торможении самолета уменьшается эффективность ГО и ее необходимо компенсировать отклонением РВ вверх (участок 3-4).

При выпуске закрылков на  $45^\circ$  и отклонении стабилизатора вниз на угол  $-5,5^\circ$  балансировка обеспечивается аналогичным образом (участки 4-5) и (5-6).

При снижении по глиссаде до высоты начала выравнивания скорость захода  $V_{зп}$  и  $\delta_{бал}$  сохраняются постоянными. Для обеспечения безопасной посадки РЛЭ самолета требует, чтобы стрелка указателя РВ находилась в зеленом секторе - от  $-3^\circ$  до  $-10^\circ$ .

При выполнении выравнивания РВ отклоняется вверх для создания положительной перегрузки и уменьшения  $V_{у}$  снижения. В момент касания ВПП отклонение РВ будет наибольшим.

Балансировочные отклонения РВ на глиссаде, а значит и величина запаса по рулю значительно зависят от центровки самолета. Полет с передними

центровками характеризуется повышенными расходами штурвала для балансировки и создания перегрузки на выравнивании. Таким образом, предельно передняя центровка на посадке ограничивается условием достаточности руля для выполнения безопасной посадки.

Диапазон допустимых передних центровок самолета, согласно РЛЭ:

- на взлете : - **21% (ШВ)**
- на посадке:
  - **18% (ШВ)** с топливом 3,3т в баке №1 при отсутствии расходного топлива в баке №4
  - **20,5% (ШВ)** при наличии в баке №4 расходного топлива, независимо от общего количества топлива в баке №1 и №4.

Предельно задняя центровка на взлете, в полете и на посадке = **32%.**

Если располагаемая нагрузка не позволяет создать центровку 32% и менее, разрешается предельно задняя центровка **40% САХ**, при этом режим управления самолетом - штурвальный и высота полета - не более **10100 м.**

Продольная управляемость - это способность самолета изменять положение в пространстве с помощью руля высоты и характеризуется она следующими величинами:

$P_v^{ny}$  -- тяжесть продольного управления.

$\delta v^{ny}$  -- эффективность управления.

$X_v^{ny}$  -- ход штурвальной колонки при изменении перегрузки на единицу.

Для характеристики продольной управляемости самолета пользуются балансировочными графиками, по которым можно оценить также и продольную устойчивость.

Продольная управляемость обеспечивает постоянство усилий и хода штурвальной колонки. Для создания единицы перегрузки на всех режимах полета при изменении высоты, скорости, массы и центровки самолета во всем эксплуатационном диапазоне, то есть:

$P_v^{ny} \approx \text{const.}$

$X_v^{ny} \approx \text{const.}$

Эта особенность продольного управления Ту-154 существенно отличает его от других самолетов. Способность мало изменять расход штурвальной колонки и усилие на единицу перегрузки при изменении режима полета -- это основное требование к продольному управлению и основная идея, заложенная при построении СУУ-154.

Практически, для выполнения всех необходимых в эксплуатации маневров достаточно создания перегрузок  $n_y = 0.2 \dots 1.8$ , которым соответствуют небольшие усилия. Для изменения перегрузки более 1.8 или менее 0.2 необходимо обжать дополнительный загрузочный рычаг, приложив усилие до 80 кг.

Отклонение руля высоты с учетом работы СУУ-154 реализует следующий закон:



$$\Delta\delta_v = \underbrace{K_{\text{ш}_0} \times \Delta X_v}_1 + \underbrace{K_{\omega_z} \times \omega_z}_2 - \underbrace{K_{\text{ш}_0} \times K_{x_v} \times \Delta X_v}_3$$

где:

№1 - отклонение РВ пилотом от штурвальной колонки;

№2 - отклонение РВ агрегатом РА-56 от сигнала датчика  $\omega_z$  демпфера колебаний по тангажу;

№3 - отклонение РВ рулевым агрегатом от сигнала продольной управляемости АБСУ, величина которого формируется ДПС-1 и ДПС-2.

Остановимся подробнее на выражении №3:  $= K_{\text{ш}_0} \times K_{x_v} \times \Delta X_v$  в котором по сути заключается основное значение продольного канала АБСУ.

$K_{\text{ш}_0} = \delta_v \text{ полн} / X_v \text{ полн} = 45^\circ / 409 \text{ мм} = 0.111^\circ/\text{мм}$  - коэффициент передачи механической системы от колонки штурвала к рулю высоты.

$K_{x_v} = (X_{\text{бал}} - 20) / 120$  -- переменный коэффициент передачи по сигналу управляемости; где  $X_{\text{бал}}$  -- положение колонки штурвала при сбалансированном самолете (замеряется ДПС-1 положением МЭТ)

$\Delta X_v$  -- сигнал отклонения штурвальной колонки от стриммированного положения (определяется датчиком ДПС-2, связанным с перемещением колонки штурвала посредством штока основного загрузителя /ВППЗ/)

Таким образом, для нормальной работы системы необходимо в установившемся полете с  $n_y=1$  всегда полностью триммировать усилия на колонке штурвала, т.е. уменьшить их до нуля. В этом случае сигнал  $X_v$  бал. будет расчетным.

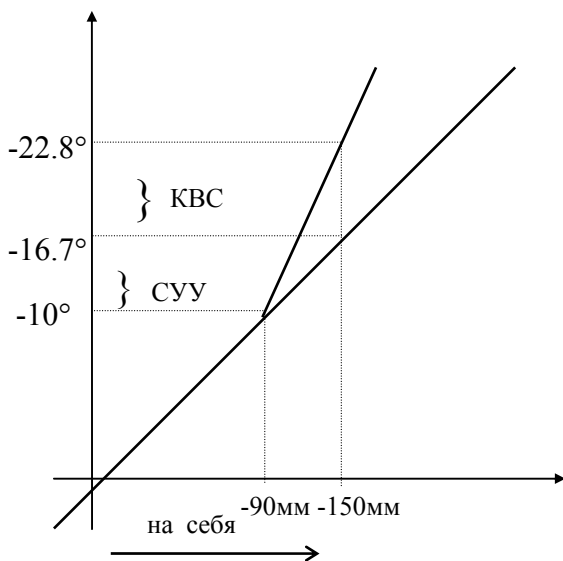
Можно сказать, что СУУ-154 с помощью ДПС-1 и ДПС-2 меняет кинематическую зависимость между отклонениями руля высоты и колонки штурвала в зависимости от ее балансировочного положения  $X_{\text{бал}}$ .

Рассмотрим два варианта балансировки:

Случай 1. Передняя центровка или малые скорости полета.

$\delta_{v \text{ бал}} = -10^\circ$   $X_{v \text{ бал}} = -90 \text{ мм}$ . Берем штурвальную колонку на себя на 60 мм, т.е.  $\Delta X_v = -60 \text{ мм}$  - руль высоты дополнительно отклоняется на угол  $\Delta$  Руль высоты дополнительно отклоняется на угол  $\Delta\delta_v = K_{\text{ш}_0} \times \Delta X_v - K_{\text{ш}_0} \times K_{x_v} \times \Delta X_v = 0.111(-60) - 0.111((-90 - 20)/120)(-60) = -6.7(\text{квс}) - 6.1 = -12.8^\circ$  и установится на величине  $\delta_v = -10 - 12.8 = -22.8^\circ$ .

Если бы СУУ не работала, то для получения того же эффекта необходимо было бы  $\Delta X_v = 117 \text{ мм}$  и усилие 73 кг.

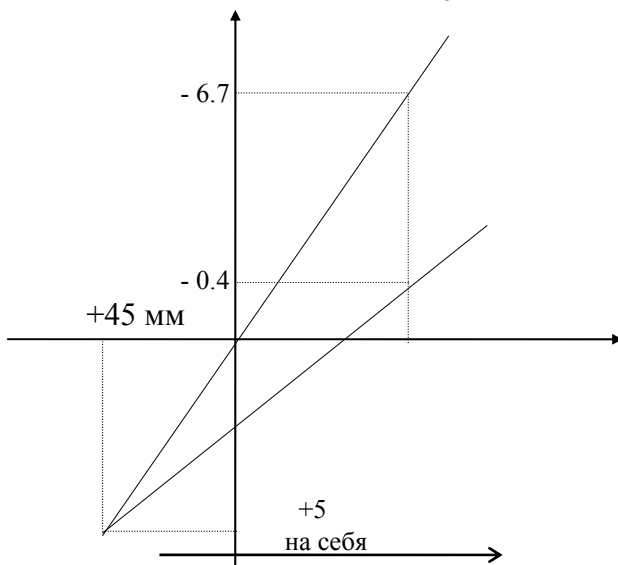


Случай 2. Задняя центровка или большие V полета.

$\delta_{в\text{ бал}} = +5^\circ$ ,  $X_{в\text{ бал}} = +45\text{ мм}$ . Берем штурвальную колонку на себя на 60 мм.

$K_{ш\phi\Delta X_{в}}$

Руль высоты  
дополнительно  
отклоняется на угол  
 $\Delta\delta_{в} = K_{ш\phi_0} \times \Delta X_{в} --$   
 $K_{ш\phi_0} \times K_{X_{в}} \times \Delta X_{в} =$   
 $0.111(-60) --$   
 $0.111((45 - 20)/120)( -$   
 $60) = -6.7(\text{квс}) +$   
 $1.3(\text{суу}) = -5.4^\circ$  и  
установится на  
величине  $\delta_{в} = +5^\circ -$   
 $5.4^\circ = -0.4^\circ$ .



Если бы СУУ не работала, то РВ отклонился бы вверх на  $6.7^\circ$  как в случае 1, а не на  $5.4^\circ$  и для отклонения его на  $12.8^\circ$  требовалось бы отклонить колонку на себя на - 146 мм, а усилия Рв достигли бы 85 кг.

Таким образом при полете с большими V система СУУ создает препятствия при взятии колонки на себя, что предотвращает выход на большие  $\delta_{в}$ , а на малых скоростях помогает пилоту отклонять руль высоты.

#### Выводы:

1. Усилия на колонке штурвала небольшие и составляют 10 - 15 кг.
2. Обеспечена возможность снятия усилий с помощью МЭТ.
3. В случае совпадения стриммированного и сбалансированного положения колонки характеристики усилий и расхода по РВ практически постоянны и не зависят от скорости, высоты полета, массы и центровки.
4. Обеспечено управление самолетом с небольшими усилиями- до 15 кг в диапазоне перегрузок от 0.2 до 1.8 .
5. Если в установившемся полете с  $n_y=1$  пилот удерживает колонку с тянущими усилиями, то полетный загрузатель отключается преждевременно, а с давящими усилиями - полетный загрузатель подключается позже при меньшем ходе штурвальной колонки на себя, т.е. возможно вывести самолет на перегрузку большую, чем 2.5 единицы. Поэтому усилия на колонке триммировать до нулевых.
6. С выпущенными закрылками величина хода штурвальной колонки при передних и задних центровках различна. Объясняется это тем, что при выборе передаточных чисел СУУ-154 не учтено влияние переставного стабилизатора на балансировочное положение колонки.
7. При посадочных режимах полета СУУ-154 уменьшает величину  $X_v^{ny}$  и  $P_v^{ny}$ , увеличивая эффективность управления, что может привести к продольной раскачке. Поэтому управлять нужно плавно и координированно, с небольшими перемещениями колонки.
8. При уходе на второй круг возможна резкое затяжеление усилий на колонке в момент уборки закрылков, препятствующее взятию колонки на себя. Это явление не возникает, если самолет будет все время балансироваться кнопкой МЭТ.
9. Большую опасность вызывает заедание траверсы РА-56 в крайних положениях. В этом случае максимальные углы отклонения РВ уменьшаются на  $\pm 10^\circ$ , поэтому при посадке с передними центровками может не хватить РВ.
10. Особенность самолета ТУ-154 состоит в том, что если в диапазоне основных полетных углов атаки и расходов рулей до  $-20^\circ$  эффективность РВ постоянна, то при отклонении РВ вверх на больший угол его эффективность значительно снижается, что необходимо учитывать при выполнении режимов полета, где требуется большой расход РВ - подъем передней ноги на взлете и на посадке.
11. Льдообразование на передней кромке стабилизатора представляет опасность с точки зрения развития раннего срыва потока и возникновения несбалансированного пикирующего момента. Однако летные испытания показали, что на всех режимах полета срыв потока не наблюдается, а эффективность руля высоты сохраняется во всем диапазоне углов его отклонения.

Характеристики путевой устойчивости и управляемости при наличии льда на передней кромке вертикального оперения в широком диапазоне условий обледенения практически не изменились.

# Особенности пилотирования самолета Ту-154 при заходе на посадку на аэродромах с нестандартной глиссадой.

В результате снижения по глиссаде самолет должен быть выведен в заданную точку над ВПП с курсом посадки и скоростью, обеспечивающей безопасное выравнивание и приземление.

На самолете Ту-154 принята методика снижения по глиссаде с постоянной скоростью и конфигурацией, полностью подготовленной к совершению посадки. Для сокращения посадочной дистанции и снижения энергии, которую необходимо погасить средствами торможения, полет по глиссаде до момента пересечения входной кромки ВПП следует выполнять на минимальной скорости, рекомендованной для посадочной конфигурации и массы самолета. Нормами летной годности установлен минимальный запас скорости пересечения входной кромки ВПП до скорости сваливания, равный 30%. Скорость сваливания самолета с закрылками, отклоненными на  $45^\circ$ , соответствует максимальному коэффициенту подъемной силы  $C_{y_{\max}} = 2.15$  (при  $G_{\text{пос}} = 78\text{ т}$   $V_s = 202\text{ км/час}$ ).

Рекомендуемая скорость полета по глиссаде и пересечения входной кромки ВПП  $V_{\text{зп}} = 1.3 \times 202 = 265\text{ км/час}$ , что соответствует коэффициенту  $C_{y_\alpha} = 1.27$ . С уменьшением посадочной массы скорости сваливания и захода на посадку уменьшаются, так как коэффициенты  $C_{y_{\max}}$  и  $C_{y_\alpha}$  не зависят от массы самолета.

Угол атаки при заходе на посадку постоянен и составляет  $6.2-8^\circ$ .

При закрылках, отклоненных на  $28^\circ$ , скорость сваливания соответствует максимальному коэффициенту  $C_{y_{\max}} = 1.92$ , а  $C_{y_\alpha}$  на рекомендованной скорости захода на посадку равен 1.14. Скорость захода на посадку в этом случае для максимальной посадочной массы  $78\text{ т}$   $V_{\text{зп}} = 282\text{ км/час}$ .

Вертикальная скорость снижения  $V_{\text{усл}}$  при полете по глиссаде зависит от угла залегания глиссады, температуры воздуха и атмосферного давления  $V_{\text{усл}} = V_n \sin T$ , где  $T$  - угол наклона глиссады. При  $T = 4^\circ$   $V_{\text{усл}} = 5,2\text{ м/с}$ .

Для выдерживания постоянной скорости в процессе снижения по глиссаде необходимо подобрать режим работы двигателей. Следует учитывать, что изменение режима работы двигателей приводит к резкому изменению скорости, т.к. аэродинамическое качество самолета при полете с полностью выпущенными закрылками и выпущенными шасси составляет всего 5.5, в то время как в крейсерском полете оно равно 15. Поэтому не рекомендуется при снижении по глиссаде изменять режим более чем на 5% по указателю частоты вращения роторов КНД.

Отклонения от глиссады устраняют только РВ, если  $V_{\text{пол}}$  и  $V_{\text{усл}}$  близки к рекомендованным. Если после пролета ДПРМ допущено снижение с  $V_y = 5-6\text{ м/с}$  и более, даже если скорость полета изменилась незначительно относительно расчетной, для быстрого уменьшения  $V_{\text{усл}}$  необходимо увеличить режим работы двигателей. Если при полете по глиссаде отклонения выходят за допустимые пределы, необходимо немедленно уйти на второй круг.

Учитывая влияние аэродинамических особенностей самолета на продольную управляемость, связанных с центровкой и повышенной  $V_{усл}$ , летному составу рекомендуется:

- при заходе на посадку с попутным ветром по нестандартной глиссаде (с  $УНГ > 3^\circ$ ) при исправлении отклонений самолета с целью выхода на глиссаду повышенную  $V_{усл}$  необходимо уменьшить на  $H=20-15м$  до величины 3-4м/с с последующим нормальным приземлением (двойное выравнивание);
- при пролете ВПР с высоты 30 м и порога ВПП вместе с отсчетом Н штурману докладывать значения  $V$ , акцентируя внимание КВС на значении  $V$  близкое к 5 м/с;
- КВС необходимо помнить, что уход на второй круг возможен практически с любой высоты, однако необходимо учитывать просадку самолета, которая в большей степени зависит от  $V_{усл}$ .
- на аэродромах, имеющих крутые глиссады ( $УНГ > 3^\circ$ ) при принятии решения о посадке, снижение с ВПР выполнять по продолженной глиссаде, сохраняя  $V_{усл}$  и установившийся (подобранный) режим работы двигателей вплоть до  $H=15-20м$ , после этой высоты плавным взятием штурвала «на себя» перевести самолет на более пологую траекторию снижения с последующим выравниванием и посадкой самолета;
- до пролета ДПРМ сбалансировать самолет на глиссаде триммером РВ и режимом работы двигателей, а скорость полета и должны  $V_{усл}$  соответствовать расчетным. До достижения ВПР оценить возможность продолжения захода на посадку.

Немедленно прекратить снижение и уйти на второй круг, если между ДПРМ и ВПР для каждого конкретного случая:

- 1) отклонение самолета превышает одну точку по курсу или глиссаде на приборе ПНП

и (или);

- 2) загорелось табло «Предел курса» или «Предел глиссады».

Анализ материалов объективного контроля полетной информации по выполнению заходов на посадку по крутым глиссадам показывает, что имеют место случаи увеличения фактической вертикальной скорости снижения более 7м/с.

В случаях неустановившегося снижения показания вариометра вследствие запаздывания и погрешностей, отличаются от фактической  $V_{усл}$ .

При исправлении отклонений, с большими расходами органов управления, а также при одновременном исправлении боковых и продольных отклонений, ошибки в показаниях ВАР могут еще более увеличиваться. Ошибки тем больше, чем резче выполняется маневр и отклоняются органы управления и продолжительнее установившееся движение.

Следует учитывать, что при переходе на более пологую траекторию перед выравниванием, как это предусмотрено методикой при выполнении захода по крутым глиссадам, ВАР показывает повышенную скорость снижения.

При выполнении захода на посадку по крутым глиссадам с УНГ=3-4.5° в соответствии с РЛЭ в установившихся режимах полета при пилотировании как по приборам, так и визуально, погрешности показаний ВАР незначительны и в испытаниях не превышали 0.75 м/с.

Таким образом, при исправлении отклонений относительно глиссады, выходящих за пределы ограничений, установленных РЛЭ, с созданием приращений продольной перегрузки 0,2-0,25 и более возникает неконтролируемое по вариометру увеличение  $V_{усл}$ .

На конечном участке захода на посадку, на высотах менее 70 м, увеличение  $V_{усл}$  становится особенно опасным вследствие скоротечности процесса ее развития и позднего распознавания экипажем. В этом случае возможно приземление самолета с перегрузкой превышающей допустимую.

Для предупреждения опасного увеличения неконтролируемой по ВАР  $V_{усл}$  на конечном участке захода на посадку, когда значительная часть внимания КВС направлена на оценку положения самолета относительно ВПП, необходимо к ВПР иметь устойчивые расчетные параметры движения самолета в сбалансированном состоянии по продольному каналу.

Качественная оценка величины  $V_{усл}$  пилотом происходит после установления надежного визуального контакта с ориентирами или огнями ВПП с Н=40-30 м.

Следует иметь в виду, что на достоверность визуальной оценки величины  $V_{усл}$  влияет контрастность ориентиров (огней), а также отражающая способность поверхности ВПП в ночных условиях при использовании самолетных фар.

Уход на второй круг на самолете Ту-154 при заходе на посадку по глиссаде с УНГ>3° выполняется также как и в нормальных условиях. Однако необходимо помнить, что при полетах по крутой глиссаде увеличивается  $V_{усл}$ , поэтому минимальная высота ухода на второй круг определяется просадкой самолета, под которой подразумевается потеря Н от момента принятия решения об уходе на второй круг до момента набора высоты.

# ПРЕДОТВРАЩЕНИЕ ГРУБЫХ ПОСАДОК.

В период с 1980 по 1988 г. (период массового выпуска и освоения самолета) на Ту-154 произошел ряд тяжелых АП.

**01.03.80 г. ночью в простых метеоусловиях при заходе на посадку в а/п Оренбург потерпел аварию Ту-154.** До пролета, ДПРМ экипаж допустил ряд грубых нарушений РЛЭ (выпуск механизации после пролета ТВГ). Самолет находился выше глиссады над ДПРМ на 60м. Стремясь догнать глиссаду, 2-й пилот отдал штурвал от себя, в результате чего вертикальная скорость возросла до 10 м/с. Для предотвращения роста поступательной скорости КВС уменьшил режим до МГ, на срабатывание ССОС не реагировал. После пролета БПРМ за 6 секунд до касания на высоте 20м экипаж отклонил РВ вверх до упора, за секунды до касания КВС увеличил режим до 86%. Однако самолет с  $V_y = 3$  м/с приземлился до торца ВПП с  $P_y = 3$  ед., отделился и вновь приземлился с  $P_y = 3,9$  ед.

**08.10.80г. при заходе на посадку в а/п Чита потерпел аварию Ту-154.** Экипаж и в этом случае допустил нарушение РЛЭ. Посадочная конфигурация до пролета ТВГ создана не была. После пролета ДПРМ самолет снижался с  $V_y = 12$  м/с с углом наклона  $6-8^0$  ( по схеме УНГ -  $3^0 45'$  ) на режиме МГ. За 7 секунд до столкновения с землей РВ был полностью отклонен вверх. Касание произошло за 240 м до торца ВПП  $V_y = 8.5$  м/с и  $P_y = 4$  ед.

**16.11.81 г. при заходе ночью в а/п Норильск потерпел катастрофу самолет Ту-154.** Заход выполнялся в директорном режиме с использованием автомата тяги. Фактическая центровка выходила за предельно переднюю. При подлете к БПРМ РВ был незначительно отклонен вниз. При этом АТ уменьшил режим работы двигателей почти до МГ. В результате начался рост вертикальной скорости. Для предотвращения ухода самолета под глиссаду и уменьшения  $V_y$  на высоте 55м РВ был полностью отклонен вверх. Экипаж увеличил режим двигателей до взлетного, однако высоты 55м оказалось недостаточно, и самолет за 472 м до торца столкнулся с землей и разрушился. После расследования обстоятельств и причин катастрофы в Норильске была увеличена предельно допустимая центровка до 21%САХ, а также введена методика определения фактической центровки на высоте круга и действия экипажа в случае выхода РВ за пределы зоны эффективности.

Практически по тем же причинам вновь произошли тяжелые авиационные происшествия в Красноводск и Алеппо. При заходе на посадку в а/п Красноводск на высоте 35 м РВ был в течение 2-2,5 сек. отклонен на пикирование на  $1^0$ , что создало перегрузку 0,985 ед. Самолет увеличивал вертикальную скорость в течение 3 сек. На высоте 15 м РВ был отклонен полностью вверх, при этом перегрузка возросла до 1,2ед., и самолет приземлился с  $V_y = 3,5$  м/с и  $P_y = 4,8$  ед.

При заходе на аэродроме Алеппо на высоте 70 м экипаж отклонил РВ на пикирование на  $10^0$ , вертикальная скорость возросла до 3-4 м/с и далее - до

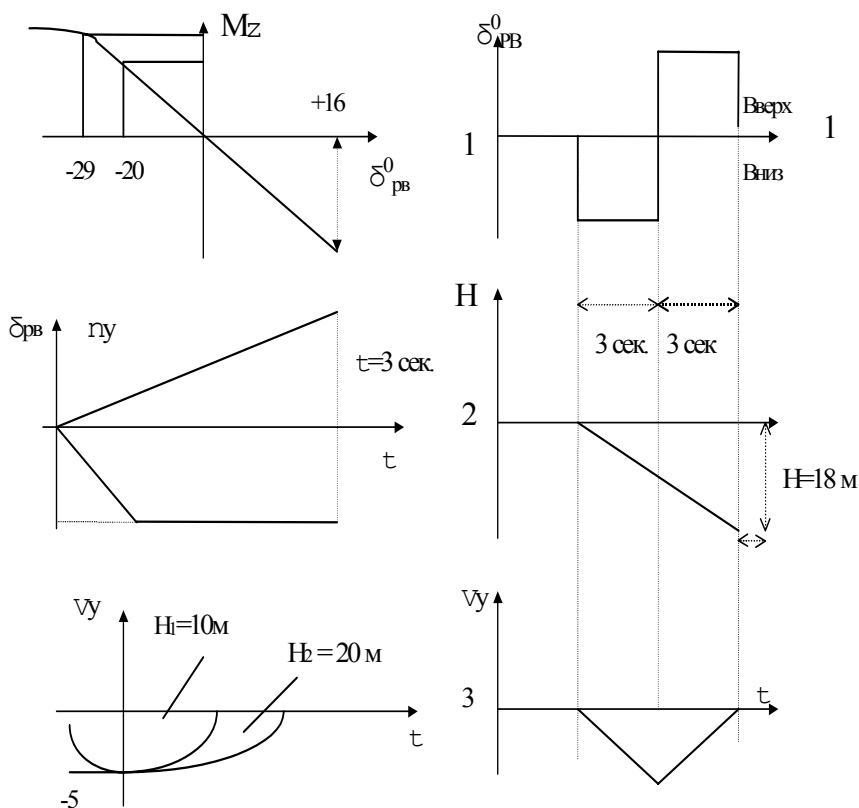
6,2 м/с. Затем РВ был отклонен до  $16^\circ$  вверх, и на  $10^0$  вниз.  $V_y$  составила 5,9 м/с. В дальнейшем на высоте 35м, РВ отклонили полностью вверх, но при этом перегрузка составила всего 1,06 ед. В результате, самолет приземлился с  $V_y = 5,5$  м/с и  $P_y = 4,2$  ед.

Эти два происшествия еще раз подтверждают, что решающую роль играет отдача штурвала от себя. Следует помнить, что в этих происшествиях, как и во многих других РВ вышел на упор. Рулевой агрегат РА-56 отклонил РВ быстрее, чем штурвальная колонка, что является закономерным следствием работы СУУ ( системы обеспечения устойчивости и управляемости), служащей для того, чтобы реакция самолета на перемещения штурвальной колонки была одинаковой в условиях различных центровок.

Анализ причин и обстоятельств вышеописанных тяжелых АП показывает, что главной причиной развития аварийных ситуаций было увеличение вертикальных скоростей снижения при попытках выйти на расчетную траекторию снижения ( догнать глиссаду) путем отклонения РВ вниз. В дальнейшем, попытки уменьшить вертикальную скорость полным взятием штурвала на себя, даже на высотах пролета БПРМ, оказывались неэффективными.

С физической точки зрения потеря эффективности РВ объясняется с помощью графика зависимости продольного момента самолета от отклонения РВ.





При центровке 21% САХ, если выдерживать скорость на глиссиде равной расчетной скорости захода на посадку и РВ полностью отклонить вверх, то можно получить  $P_y = 1,35$ , чего вполне достаточно для выравнивания самолета, согласно РЛЭ - 6-4м, но при этом вертикальная скорость должна быть не более 4 м/сек.

Таким образом налицо ситуации, когда КВС сами себя загоняли в ситуацию, из которой в большинстве случаев не было выхода. Можно почти со 100% уверенностью утверждать, что первоначальной причиной подобных событий все же является непонимание экипажами физической сути создаваемых ими ситуаций.

Выше уже было сказано, что развитие сложных полетных ситуаций начиналось с отдачи штурвала от себя на высотах 60-30 м. При этом пилоты считали, что самолет как бы бросало вниз за счет неведомой силы. Однако в этом ничего сверхъестественного нет, что можно продемонстрировать с помощью вышеприведенных графиков: графики 1, 2 и 3 показывают, что если незначительно отдалить штурвал от себя и удерживать его в этом положении в течение 3 сек, и затем отклонить его на кабрирование на такой же угол для восстановления исходного угла наклона траектории и удерживать опять в течение 3 сек, то потеря высоты достигает 20 м, и этот маневр не отслеживается

вариометром. Из графика № 4 следует, что, если самолет снижается с постоянной вертикальной скоростью 5 м/с, то минимальная высота начала выравнивания составляет 10 м; если же снижение происходит с увеличением вертикальной скорости до 5 м/с, время, необходимое для ее гашения удваивается, и потому удваивается высота начала выравнивания.

Рассмотрим порядок действий при заходе на посадку, согласно РЛЭ Ту-154.

Снижение производится по установленной схеме. При достижении высоты круга следует плавно перевести самолет в ГП и погасить скорость до 400км/ч, после чего в установившемся горизонтальном полете определить фактическую центровку по среднему положению указателя РВ и поставить задатчик стабилизатора против метки, цвет которой совпадает с цветом зоны шкалы указателя положения РВ, в которой находится стрелка. Выполнить требуемые операции согласно РЛЭ и технологии работы экипажа на установленных рубежах. После входа в глиссаду, на расчетной скорости проверить величину балансирующего отклонения РВ, которое должно находиться в пределах  $-3\ldots -10^\circ$  (стрелка в широкой части зеленой шкалы).

Если стрелка положения РВ находится ниже указанной сектора, необходимо в ручном режиме переставить стабилизатор на пикирование (с учетом соответствия  $1^\circ$  отклонения стабилизатора трем градусам балансирующего положения РВ). При уходе стрелки указателя положения РВ вверх на угол более  $10^\circ$  необходимо :

- при положении стабилизатора менее  $-5,5^\circ$  переставить стабилизатор на кабрирование в режиме согласованного управления механизацией перемещением рукоятки задатчика в сторону передних центровок в соседнее положение или в ручном режиме переключателем "СТАБИЛИЗАТОР";

- при положении стабилизатора  $-5,5^\circ$  увеличить скорость полета по глиссаде на 10 км/ч, если она не была увеличена по другим причинам (болтанка, боковой ветер и т.п.). Если скорость увеличена, а балансирующее положение РВ превышает  $-10^\circ$ , необходимо уйти на второй круг. В дальнейшем, если не удастся увеличить центровку перемещением пассажиров, следует выполнить заход с закрылками, выпущенными на  $28^\circ$  и стабилизатором, отклоненном в ручном режиме на угол  $-5,5^\circ$ .

При необходимости управления стабилизатором в ручном режиме большое значение имеют осознанность действий и взаимоконтроль в экипаже. Прежде, чем начать перестановку стабилизатора в ручном режиме, КВС должен четко представлять, какое фактическое положение место в настоящий момент и куда должна отклоняться стрелка указателя при перестановке.

Следует учитывать, что в полете может не хватить времени разобраться в нагромождении неграмотных действий, поэтому самоуверенные действия без команды на выполнение или без доклада об исполнении недопустимы. Примером служит серьезный инцидент, чисто случайно не закончившийся катастрофой, случившийся в 1986 г. с экипажем МОАО, когда после необоснованного отключения стабилизатора от совмещенного управления и перестановки его на небольшой угол от полетного положения при убранных закрылках, стабилизатор оставался в таком положении после выпуска закрылков на  $28^\circ$  и после довыпуска их на  $45^\circ$ , в результате чего создавался пикирующий

момент, который невозможно было компенсировать с помощью РВ. В последний момент стабилизатор подключили к совмещенному управлению, и выполнили уход на 2-й круг с высоты 15 м на удалении более 10 км от торца ВПП.

Если самолет находится в посадочном положении, и его параметры движения ( направление вектора путевой скорости, вертикальная скорость) обеспечивают безопасное выполнение посадки, главное внимание должно быть сосредоточено на недопущении ошибочных действий, приводящих к грубым приземлениям. Следует помнить, что самым ответственным моментом при нормальном заходе является правильность выбора высоты начала выравнивания. В РЛЭ Ту-154 , если заход производится по стандартной глиссаде с вертикальной скоростью не более 4 м/с, рекомендовало начинать выравнивание на высоте 4-6 м. Если вертикальная скорость превышает 4 м/с, минимальная высота начала выравнивания определяется формуле :  $H_{мин.н.в.} = Vy^2/2$ .

Снижение по крутой глиссаде ( с углом наклона  $3^{\circ}31'...4^{\circ}$ ) потребует либо увеличить высоту начала выравнивания, либо выполнить двойное выравнивание. РЛЭ рекомендует начинать предвыравнивание на высоте 20-25 м с таким расчетом, чтобы вертикальная скорость на высоте 4-6 м составила 3,5-4 м/с.

Если КВС по каким-либо причинам не смог обеспечить полет по глиссаде и оказался выше нее, даже не выходя за пределы допустимых отклонений, он провоцируется догнать глиссаду, увеличив вертикальную скорость, т.е. создать себе условия снижения по крутой глиссаде. Пилот, выполняющий посадку, может косвенным образом получить представление о фактической вертикальной скорости после пролета БПРМ по темпу отсчета высоты штурманом. Если темп отсчета с высоты 50-60м примерно такой же, как с высоты 10м, это означает, что снижение идет с вертикальной скоростью 6-7 м/с. При этом, если фактическая центровка близка к предельно передней ( балансировочное положение РВ составляет около  $-10^{\circ}$ ), необходимо опережающим движением РУДами увеличить режим до взлетного с одновременным взятием штурвала на себя, но не более, чем на половину хода от сбалансированного положения, и затем - полностью на себя.

С точки зрения аэродинамики такие рекомендации объясняются следующими соображениями: в диапазоне углов отклонения РВ  $-3...-10^{\circ}$  дополнительное отклонение его на  $1^{\circ}$  вызывает изменение тангажа на  $1^{\circ}$ , при углах, превышающих  $-10^{\circ}$  эффективность РВ начинает уменьшаться, и руль становится малоэффективен в диапазоне углов его отклонения  $-20...-29^{\circ}$ . Анализ ряда АП показал, что КВС, стремясь погасить вертикальную скорость, резко брали штурвал до упора на себя, но не получали требуемый прирост перегрузки, и им не хватало высоты для завершения выравнивания, или выполнения маневра ухода на второй круг.

Если при уходе на 2-й круг опережающим движением РУДов увеличить режим, то необходимости полного взятия штурвала на себя может не возникнуть, во-первых, за счет увеличения качества самолета и, во-вторых, за счет кабрирующего момента от двигателей, что предотвратит переход РВ в зону малой эффективности.

Кроме правильного определения высоты начала выравнивания важную роль играет само выполнение выравнивания и перевода двигателей на режим МГ. Работа штурвалом в продольном канале на выравнивании должна быть плавной и своевременной, в противном случае, даже при снижении с  $V_y=3..3,5\text{ м/с}$ , если опоздать на доли секунды, а затем более энергичным взятием штурвала на себя попытаться исправить ошибку, грубого приземления не избежать. При запаздывании с началом выравнивания и резком взятии штурвала на себя происходит поворот самолета относительно поперечной оси. В этот момент вступают а работу датчики угловой скорости и в какой-то степени замедляют отклонение РВ, хотя РА-56 подадут сигнал на отклонение РВ быстрее штурвальной колонки. Фактическая вертикальная скорость в момент касания будет складываться из вертикальной скорости ВС и линейной скорости основных опор относительно центра масс самолета. При этом, чем энергичнее взят на себя штурвал, тем больше окажется перегрузка в момент касания. Кроме того, следует учитывать, что при  $V_y=5\text{ м/с}$  и более исключается эффект воздушной подушки.

Фирмой «Боинг» были проведены исследования причин и обстоятельств грубых посадок за 35 лет и разработаны рекомендации по их предотвращению. Эти рекомендации заключаются в следующем:

1. Осуществлять тщательный контроль, за выдерживанием расчетной траектории при заходе.
2. Управлять тягой двигателей, не допуская больших изменений режима.
3. Механизацию выпускать на установленных рубежах.
4. Балансировать самолет до высоты 300 м. Если на высоте 150 м самолет не сбалансирован – следует уйти на второй круг.

# ЭКСТРЕМАЛЬНЫЕ СИТУАЦИИ НА СНИЖЕНИИ.

Ивановская и оренбургская катастрофы, предпосылка в Чите... Кому-то повезло больше, и мы о них не знаем. Во всех этих случаях экипажи пытались решить проблему высокого подхода, дефицита удаления.

Вина их очевидна. Как и беда — отсутствие точных знаний о поведении самолета в различных конфигурациях и на разных скоростях. Не было и навыков решения подобных задач.

В этих условиях оценка характеристик снижения и принятие оперативного решения требуют простых и точных алгоритмов, надежной программы обеспечения процесса.

Как сложная функциональная система, воздушное судно на каждом этапе полета выполняет определенную, конструктивно заложенную в него программу.

Ключевыми параметрами программы снижения являются конфигурация и приборная скорость, их изменением программируется угол наклона траектории, градиент снижения.

Комплексной, удобной для анализа снижения характеристикой, является соотношение  $K^*$  — величина, обратная градиенту, то есть расстояние, проходимое воздушным судном при снижении на 1000 м высоты. При неизменных  $V_{пр}$  и конфигурации величина  $K^*$  стремится к постоянству на всем протяжении снижения с эшелона.

Вертикальная скорость как параметр неустойчива и изменяется в диапазоне от 5 до 17 м/с. Расчеты на ее базе громоздки и неточны, а попытка программировать снижение выдерживанием  $V_{урасч}$  дестабилизирует систему и ассоциируется с "подсыпанием песочка" в четко работающий механизм. Здесь важнее использовать способность самолета снижаться по своей, очень точно выдерживаемой программе, чем, наши способности приблизительно считать  $V_u$  и навязывать машине расчетную вертикальную скорость.

С изменением  $V_{пр}$  существенно изменяется  $K^*$ . Зависимость эта характеризуется коэффициентом 1,5. Так уменьшение  $V_{пр}$  на 10 % увеличивает соотношение на 15%, снижение становится положе. С увеличением скорости процесс обратный.

Самолет Ту-154М на чистом крыле, малом газе и приборной скорости, близкой к максимальной, теряя 1000 м высоты, проходит 22,0 км пути.

На  $V = 500$  км/ч самолет будет проходить уже 25 км на 1000 м высоты, снижение более пологое. Это свойство удобно использовать при положении воздушного судна ниже расчетной траектории, в случае раннего снижения.

Скорректировать- снижение, сделав его более пологим без увеличения режима работы двигателей можно уменьшением  $V_{пр}$  до 500 км/ч или менее. Но навигационная обстановка, как правило, не позволяет обойтись без интерцепторов для увеличения угла наклона траектории.

Удобно программировать снижение выпуском интерцепторов на  $45^\circ$ . В этой конфигурации в слое ниже 7000 м у самолета Ту-154М на скорости 570...580 км/ч соотношение  $K^* = 10,0$ , то есть, снизившись на 1000м,

самолет проходит 10,0 км пути. Изменение скорости в этой конфигурации приносит еще более ощутимые результаты.

При уменьшении приборной скорости до 500 км/ч величина  $K^*$  возрастает с 10,0 до 12,0; на 450 км/ч она уже равняется 13,5, а на  $V_{пр}=400$  км/ч равна 15 км на 1000 м высоты.

Уменьшив приборную скорость с 570 до 450 км/ч, вы будете снижаться существенно положе, дистанция снижения удлинится на 32%.

В ситуации, когда экипажу для обеспечения интервала с впереди идущим бортом, пришлось уменьшить скорость до 400...450 км/ч, важно учесть, что снижение будет существенно положе и приведет к дефициту удаления, высокому подходу.

Нередкой является ситуация, когда экипаж на промежуточном эшелоне ждет команду на дальнейшее снижение. Скорость гасится до 400...450 км/ч. Получив разрешение, командир, снижаясь с большой вертикальной скоростью и выпущенными интерцепторами, разгоняет самолет, но не до максимально возможной скорости, а лишь до 460...500 км/ч. Срабатывает стереотип — все равно надо гасить ее к рубежу ограничения. Но даже с небольшой высоты, если появился дефицит удаления, целесообразнее снижаться иначе. С выпущенными интерцепторами за счет большой вертикальной скорости разогнать самолет до максимальной скорости (570...590 км/ч) и энергично погасить ее только к рубежу ограничения.

В этом случае обеспечивается максимальный средний градиент снижения, минимальное "соотношение" — то есть наименьший расход удаления на потерю каждой тысячи метров высоты.

Возникший дефицит удаления, не разрешенный до высоты 3000 м, перерастает в проблему высокого подхода.

Мы подошли к одной из наиболее интересных траекторий, демонстрирующей возможности самолета, какой является профиль снижения на малом газе с выпущенными закрылками.

Столкнувшись с необходимостью оценить возможность продолжения подхода и захода с прямой, экипажу следует учесть, что определено предельно-минимальное удаление, с которого он, не выходя за ограничение, может выполнить подход к аэродрому с прямой и. не ниже, чем на 400 м захватить глиссаду  $3^\circ$ .

$$D_{пред.мин} = 10 \cdot H + 5 + \Delta V / 20 (\text{км}).$$

где  $\Delta V = V_{пр.факт} - 400 \text{ км/ч}$  — разница между фактической приборной скоростью и максимальной выпуска шасси.

Рассмотрим пример, когда высота 2800 м и скорость 480 км/ч. В этих условиях

$$D_{пред.мин} = 10 \cdot 2.8 + 5 + (480 - 400) / 20 = 28 + 5 + 4 = 37 \text{ км}.$$

Заход с прямой не должен начинаться или должен быть прекращен, если фактическое удаление меньше рассчитанного по вышеприведенной формуле.

С удаления большего или равного рассчитанному обеспечивается заход с прямой без выхода за ограничение по какому-либо из параметров.'

При этом важнейшим условием является предварительная подготовка экипажа к такому заходу, детальная его проработка. Достижение наибольшего успеха обеспечивается четким и технологичным выполнением процедуры.

В этой ситуации ошибочно было бы гасить скорость, снижаясь с небольшой вертикальной скоростью. Ждать и догонять пришлось бы одновременно. Опытные пилоты соглашались, что торможение для выпуска механизации лучше проводить в горизонтальном полете.

Установлено, что самолет Ту-154М в горизонтальном полете с полностью выпущенными интерцепторами теряет 100 км/ч скорости за 5 км пути. Без интерцепторов на это уходит 10 км.

Если удаление позволяет продолжить заход, необходимо в горизонтальном полете с выпущенными интерцепторами погасить скорость до 400 км/ч и выпустить шасси. В момент погасания красных ламп шасси, на скорости 360... 370 км/ч убрать интерцепторы и выпустить закрылки на 28°. Продолжая полет по горизонтальной траектории, погасить скорость до 300 км/ч и выпустить закрылки на 45°.

В этой конфигурации на скорости 260...280 км/ч (в зависимости от посадочной массы и прочих условий) снижаться на малом газе до захвата глissады.

Градиент снижения в этом случае 12,5; "соотношение" равно 8,0 — то есть, теряя 1000 м высоты, самолет проходит всего 8,0 км пути.

Вертикальная скорость получается не более 10 м/с и на высоте не ниже 400 м сбалансированный самолет установится на глissаде 3°.

Хорошо подготовленный и тщательно выполненный, такой заход кажется простым.

Технологичность и целостность методики способствует снятию чрезмерного напряжения у командира, позволяя спокойнее оценивать обстановку и принимать решение.

С другой стороны, некоторые пилоты высказывают предположение, что лучше бы снизиться с интерцепторами на скорости 400 км/ч, подготовленной к выпуску шасси и на привычных высотах — ближе к высоте круга — выпустить механизацию.

Во всех ситуациях, окончившихся катастрофами и летными происшествиями, экипаж действовал подобным способом. Ошибочность этого мнения подтверждается и сравнительным анализом траекторий.

Если при снижении с закрылками, выпущенными на 45°. "соотношение" равно 8,0 (градиент  $G = 12,5 \%$ ), с закрылками 28° оно возрастет до 11,0 ( $G = 9,0 \%$ ). то при выпущенных интерцепторах на скорости 400 км/ч самолет проходит 15 км на 1000 м высоты (о чем говорилось выше), то есть снижение почти вдвое положе, чем в варианте с закрылками 45°.

Для окончательной оценки возможности продолжения захода существует формула, определяющая минимальное удаление, с которого самолет в посадочной конфигурации может продолжить заход с прямой и к высоте 400 м установиться на глissаде 3°.

**$D_{\text{пред. min.}} = 10 \cdot H + 3 \text{ (км)}$**

Для высоты 1500 м это удаление составляет  $10 \cdot 1,5 + 3 = 18$  км, а для 1000 метров — 13 км.

При фактическом удалении, меньшем рассчитанного, заход должен быть прекращен, положение неопасное. У самолета тоже есть предел возможностей.

Практика показала, что принятие новой системы подхода к анализу снижения через использование соотношения вместо расчетной вертикальной скорости и других персональных способов дает устойчиво хорошие результаты.

Правильнее и четче становится взаимодействие членов экипажа, заметно улучшается психологический климат. Повышается качество и надежность летной работы, точность выполнения процедур на сложнейшем этапе полета.



# ПАМЯТКА ПО СОК.

## Контроль пилотирования.

Сообщение №11. Превышение времени непрерывного обогрева ППД перед взлетом  
- (615 сек.)

Сообщение №23. Мала скорость в начале уборки закрылков – ( $\delta z < 13$ ) и ( $V_{пр} < 345$ ), или ( $V_{пр} < 315$ ) и ( $\delta z < 0.6$ ) и ( $t \geq 3$ ).

Сообщение №24. Просадка самолета на взлете – ( $H_g < -1$ ) и ( $\delta z < 10$ ) и ( $t \geq 3$ ).

Сообщение №25. Преждевременная уборка закрылков на взлете по высоте – ( $H_g < 110$ ) и ( $\delta z < 0.6$ ) и ( $t \geq 3$ ).

Сообщение №32. Не установлено давление 760 мм на высоте перехода – ( $H_{пер} + 300$ ).

Сообщение №43. Не убраны средние интерцепторы (за исключением участков снижения) – ( $H_{Д1} \geq 70$ ) и ( $t \geq 3$ ).

Сообщение №44. Срабатывание сигнализации **ПРЕДЕЛ СКОРОСТ** – ( $t \geq 5$ ).

Сообщение №45. Превышение максимальной эксплуатационной скорости – ( $V_{пр} \geq 610$ ) или ( $H_6 \geq 7120$ ) и ( $V_{пр} \geq 585$ ) и ( $t \geq 3$ ).

Сообщение №46. Превышение максимального эксплуатационного числа М – ( $H_6 \geq 7120$ ) и ( $M > 0.88$ ) и ( $t \geq 5$ ).

Сообщение №49. Превышение максимальной скорости при выпуске шасси – (анализ сообщения проводится за 13 сек до появления разовой команды **ШАССИ ВЫПУЩЕНО**).

Сообщение №53. Превышение максимальной скорости при перестановке стабилизатора – ( $\text{стаб} \geq 0.12$ ) и ( $V_{пр} \geq 435$ ) и ( $t \geq 4$ ).

Сообщение №54. Превышение максимальной скорости к концу уборки предкрылков – ( $V_{пр} \geq 460$ ).

Сообщение №55. Превышение максимальной скорости при выпущенных закрылках и предкрылках :

- ( $\delta z \geq 12$ ) и ( $V_{пр} \geq 430$ ) ;
- ( $\delta z \geq 25$ ) и ( $V_{пр} \geq 370$ ) ;
- ( $\delta z \geq 33$ ) и ( $V_{пр} \geq 340$ ) ;
- ( $\delta z \geq 43$ ) и ( $V_{пр} \geq 310$ )
- и ( $t \geq 3$ ).

Сообщение №67. При обледенении не включена **ПОС ВНА** или **ПОС СТАБИЛИЗАТОРА И КРЫЛА** - ( $t \geq 40$ ).

Сообщение №68. При обледенении не включена **ПОС ПРЕДКРЫЛКОВ** - ( $t \geq 120$ ).

Сообщение №69. Не включен обогрев ППД – (Разбег) и ( $t \geq 5$ ).

Сообщение №74. Не установлено давление аэродрома посадки на высоте эшелона перехода – ( $H_6 < H_{эп} - 120$ ) и ( $P \geq 763$ ) или ( $P < 758$ ) и ( $t \geq 15$ ).

Сообщение №79. Отклонение руля высоты на глиссаде менее -  $10^\circ$  - ( $H_g < 250$ ) и ( $PВ < -11$ ) и ( $t \geq 3$ ).

Сообщение №82. Предельное отклонение по курсу – ( $H_g < 90$ ) и ( $t \geq 5$ ).

Сообщение №82. Предельное отклонение по глиссаде – ( $H_g < 90$ ) и ( $t \geq 5$ ).

Сообщение №85. Применение АБСУ на высоте ниже 30 м – ( $H_g < 27$ ).

Сообщение №87. Высота пролета ДПРМ больше установленной – ( $120 \leq H_g < H_g \text{ дпрм} + 70$ ) и ( $H_g \text{ ср} \geq H_g \text{ дпрм} + 33$ ).

Сообщение №88. Высота пролета ДПРМ меньше установленной –  
 $(H_g \geq 120)$  и  $(H_g \text{ ср} < H_g \text{ дпрм} - 20)$ .

Сообщение №89. Высота пролета БПРМ больше установленной –  
 $(H_g < 120)$  и  $(H_g \text{ ср} > H_g \text{ бпрм} + 13)$ .

Сообщение №90. Высота пролета БПРМ меньше установленной –  
 $(H_g < 120)$  и  $(H_g \text{ ср} < H_g \text{ бпрм} - 10)$ .

## Перечень регистрируемых аналоговых параметров.

№ кана ла	Наименование параметра	Обозн
00	Опознавательные данные и время	
01	Т заторможенного потока НВ	T1
02	Высота барометрическая	Hб
03	Высота геометрическая	Hг
04	Скорость приборная	Vпр
05	Угол атаки местный	Бм
06	Разовые команды через УКР-4 №1	
07	Перегрузка боковая	n z
10	Первая группа разовых команд	
11	Перегрузка вертикальная	n y
12	Положение руля высоты (левого)	б в лев
13	Угол крена на ПКП левом	крен кпк лев.
14	Угол курса	курс
15	Угол тангажа	тангаж
16	Разовые команды через УКР-4 №2	
17	Разовые команды через УКР-4 №3	
20	Калибровка минимума	Kmin
21	Разовые команды через УКР-4 №4	
22	Положение руля высоты (правого)	б в пр
23	Положение РУД двигателя 1	руд 1
24	Мгновенный расход топлива двигателя 1	GT1
25	Обороты ротора НД двигателя 1	n нд1
26	Температура газов за турбиной двигателя 1	T6-1
27	Положение РУД двигателя 2	руд 2
30	Вторая группа разовых команд	
34	Мгновенный расход топлива двигателя 2	GT2
35	Обороты НД двигателя 2	n НД2
36	Угол крена на ПКП правом	крен кпк пр.
37	Положение РУД двигателя 3	Руд3
40	Мгновенный расход топлива двигателя 3	GT3
41	Обороты ротора НД двигателя 3	n нд3
42	Температура газов за турбиной двигателя 3	T6-3
43	Разовые команды через УКР-4 №5	
44	Разовые команды через УКР-4 №6	
45	Разовые команды через УКР-4 №7	
45	ТВГ за турбиной двигателя 2	T6-2
46	Угловая скорость крена	ωх

№ канала	Наименование параметра	Обозн
47	Положение баранки штурвала	Хэ
50	Третья группа разовых команд	
54	Положение педалей левого летчика	Хн
55	Положение колонки штурвала	Хв
56	Положение элерона правого	б э пр
57	Положение руля направления	б н
60	Калибровка максимума	Ктах
61	Положение стабилизатора	стаб
62	Положение закрылков (внутр, ср. часть)	б з
63	Ход траверсы РА-56 по крену	Хэ ра
64	Ход траверсы РА-56 по курсу	Хн ра
65	Ход траверсы РА-56 по тангажу	Хв ра
66	Перепад давления кабина-атмосфера	/ \Рк
67	Ход штока МЭТ (канал тангажа)	Хтангаж
70	Четвертая группа разовых команд	
74	Положение левого элерон-интерцептора	б э-и лев.
75	Положение правого элерон-интерцептора	б э-и пр.
76	Напряжение бортовой сети 27в правой	U27
77	Остаток топлива суммарный	Гт

Примечание: Частота опроса аналоговых параметров – 2 раза в секунду, кроме каналов 9, 10, 11, которые опрашиваются 8 раз в секунду.

### Перчень регистрируемых разовых команд.

08-1	Режим стаб. в продольном канале АБСУ	і ст. прод
08-2	Режим стаб. в боковом канале АБСУ	і ст. бок
08-3	Установка на УВО давления 760 мм рт. ст.	і 760
08-4	Остаток топлива 2500 кг	і 2500
08-5	Предкр. выпуск-ся, выпущены, убираются	і п/кр
08-6	Выпущенное полож передн и осн шасси	і шв
08-7	Выход на внешнюю связь КВС и 2 пилота	і р/св
08-8	Пролет маркеров или “К взлету не готов”	і мм
24-1	Вибрация велика двигателей 1, 2, 3	і в
24-2	Падение давления масла двигателей 1, 2, 3	і м
24-3	Стружка в масле двигателей 1, 2, 3	і стр
24-4	Опасная температура газов двигат. 1, 2, 3	і t6
24-5	Перегрев двигателей 1, 2, 3	і перегрев
24-6	Признак неисправности двигателя 1	і дв.1
24-7	Признак неисправности двигателя 2	і дв.2
24-8	Признак неисправности двигателя 3	і дв.3
40-1	Пожар мотогондол двигателей 1, 2, 3	і пож/м
40-2	Дым в грузовых помещениях	і дым
40-3	Обледенение ВНА или самолета	і обл

40-4	Включение ПОС предкрылков	i пос п/кр
40-5	Высота принятия решения	i пос п/кр
40-6	Падение давления в ГС1 или ССОС	i ссос
40-7	Падение давления в ГС2	i г/с2
40-8	Падение давления в ГС3	i г/с3
56-1	Управляй креном	i упр. крен
56-2	Управляй тангажом	i упр. Тангаж
56-2*	АТ включен	i АТ
56-3	Исправность РВ-5 №1	i рв1
56-4	Исправность РВ-5 №2	i рв2
56-5	Предел глиссады	i пред. глис
56-5*	Интегральный сигнальный огонь	i iso
56-6	Предел курса	i пред. курс
56-7	Переключ. шин НПК сети 1 на сеть 2 (200В)	i нпк лев
56-8	Наличие напряжения 36 в левой сети	i 36 лев
06-1	Включение режима ЗАХОД	i заход
06-2	Включение режима ГЛИССАДА	i глис
06-3	Включение режима УХОД	i уход
06-4	Включение ПОС стабилизатора и крыла	i пос стаб, кр
14-1*	Наличие 27 в на левой панели АЗС	i 27 лев
14-2*	Нет контроля АГ	i нет контрАГ
14-3	Срабатывание АУАСП по крену или Ny	i ауасп
14-4	Предел скорости	i v вел
15-1	Крен велик	i крен вел
15-2	Отказ МГВ контрольной	i отк МГВ
15-3	Включение ПОС ВНА двигателей	i пос ВНА
15-4	Включение ПОС ППД КВС	i пос ППДквс
17-1	Пожар ВСУ или велика Т хвост. отсека	I пож. ВСУ
17-2	Запуск ВСУ или ЗАКРОЙ ТУАЛЕТ	i всу
17-3	Средние интерцепторы выпущены	i инт. ср
17-4	Внутренние интерцепторы выпущены	i инт.внутр
35-1	Исправность АГ правого	i аг прав
35-2	Исправность АГ левого	i аг лев
35-3	Наличие 36 в на аварийной шине	i 36 ав
35-4	Переключение шин НПК прав с сети 3 на 1	i нпк пр
36-1	Отказ генератора 1	i г1
36-2	Отказ генератора 2	i г2
36-3	Отказ генератора 3	i г3
36-4	Наличие 36 в на шинах правой сети	i 36 пр
37-1	Наличие 27 в на правой панели АЗС	i 27 пр
37-2	Наличие 27 в на левой панели АЗС	i 27 лев
37-3	Нет контроля АГ	i нет конт АГ
37-4	Резерв	

Примечание: Частота опроса каналов разовых команд – 2 раза в секунду.

- - самолеты с з.н. 757



# **Воздушная навигация**



# **JEPPESSEN**

## **“Briefing bulletin”**

Сборник начинается с “Briefing bulletin”, выделяясь разноцветными листами, без клапана. Здесь даётся информация глобального характера: изменение режимов полёта в зоне Персидского залива, над Югославией; изменение маршрутов над Англией в связи с авиационной выставкой; информация об изменении правил или стандартов ICAO; новая классификация воздушного пространства или новые минимумы и т.д.

### **Клапаны:**

#### **«INTRODUCTION»**

Обозначение принятых в ICAO и США обозначений и сокращений (abbreviations).(см. приложения)

Объяснение (legend) символов и знаков на картах «Jeppesen».

Маркировка ВПП и знаки, рекомендованные ICAO к использованию на аэродромах.

#### **CHART NOTAMS**

Таблица зимнего и летнего времени стран региона и отличие местного времени от UTC (Z). Гринвичское время (GMT) «переехало» в Париж, в палату мер, и отсюда не GMT, а UTC (Coordinated Universal time) или (Z) – нулевое время.

Специальные сообщения об изменениях регионального масштаба .

Таблица нотамов по странам.

Нотамы аэропортов.

#### **ENROUTE**

Коммерческие КВ-станции и оказываемые ими услуги – передача вашей информации адресату по телефону, факсу, телексу, почтой или SITA.

Новая классификация ICAO воздушного пространства в УВД.

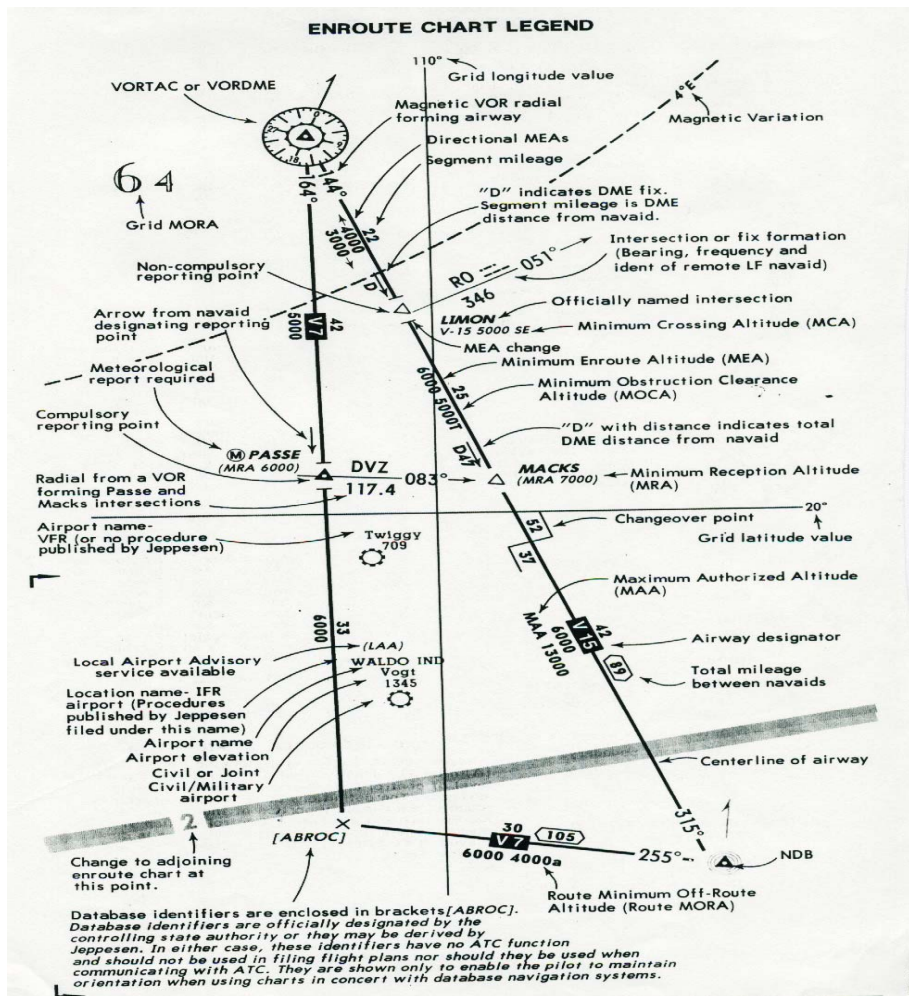
Система предпочтительных маршрутов между регионами и по направлениям (запад-восток, север-юг).

Индексация маршрутных карт.

#### **Пример и легенда маршрутной карты**



# ENROUTE CHART LEGEND



- VORTAC или VORDME
- ΔM
- Отн. широта λ
- Магнитный радиал по VOR, формирующему трассу
- Значение MEA в направлении стрелки
- S в милях на участке
- "D" указывает, что ориен-ся по DME, когда DME без указания S, то длиной участка является расстояние от DME нав ср-ва.
- Пеленг от удален. нч/сч р.ср-ра. образовавшего пересечение (точки) LIMON
- Т.доклада по запросу
- Пересечение или наименование фикс.Т

- MCA
- MSA
- MOCA
- Стрелка от р/ср-ва обозначает пункт доклада
- "D" с указанием расст-я указывает общее расстояние по DME от нав.ср-ва
- Требуется доклад метеоинформации
- MORA
- ПОД
- Точка переключения частоты
- Радиал от VOR, образующий пересечение PASSE и MACKS(т)
- Осевая линия BT
- Назв.а/п Jeppesen не опубликов. р-н подхода
- МАА
- Консультативная служба а/п
- Оповещатель BT
- Р-н подхода опубликован и зарегистрирован JEPPESEN под именем WALDOint. Наименование а/п. А/п гражд.или совместного базиров-я
- Общее S в милях м/у р/ср.-ми
- Магнитный пеленг по NDB, образующий BT, обозначенную направленной стрелкой
- Прекращение измерения (расстояния) в милях
- Эта карта исключает перекрытие карты 2, как указано затемненной линией
- Маршрутная МОКА
- Направленный (радио) маяк
- Осевая линия проходящего высотного м-та с оповещателем трассы.

Система вторичной радиолокации (SSR), карты.

## RADIO AIDS

Принцип действия, расположение и состав оборудования некоторых радиосредств.

Таблица радиосредств с указанием расположения, класса и т.д.

Таблица названий радиосредств, определяемых по позывным.

PHR	POKHARA, NEPAL
MSD	MASHHAD, IRAN
FK	GAGARIN, RUSSIA

### Основные данные по радиосредствам;

классификация;

принцип действия;

использование в навигации.

## METEOROLOGY

Коды TAF и METAR.

SNOWTAM. (Расшифровка восьмицифровых групп состояния ВПП)

### Расшифровка восьмицифровых групп состояния ВПП (SNOWTAM)

Порядок цифр в группе	На английском языке	На русском языке
Первая и вторая цифры	<b>Runway Designation</b> The two digits correspond to Runway Designator 1) Parallel Runways: "Left" Runway - is indicated, "Right" Runway has 50 added. 2) 88 - all Runways are affected 3) 99 - The Information is a repetition of the last message	<b>Обозначение ВПП</b> Две цифры соответствуют номеру ВПП: 1) параллельные ВПП: Левая ВПП – указывается номером, правая увеличив. на 50. 2) 88 – информация дается для всех ВПП 3) 99 – информация повторяется из последнего сообщения
Третья цифра	<b>Runway Dinosits</b> 0 – Clear and dry 1 – Damp 2 – Wet or water patches 3 – Rime or frost covered 4 - Dry snow 5 – Wet snow 6 – Slush 7 - Ice 8 – Compacted or rolled snow 9 – Frozen ruts or ridges -/- Type of deposit not reported CLRD – Cleared (the Digit 3,4,5 and 6 group)	<b>Условия покрытия ВПП</b> 0 – Чисто и сухо 1 – Влажно 2 – Мокро или вода местами 3 – Иней или изморозь 4 – Сухой снег 5 – Мокрый снег 6 – Слякоть 7 - Лед 8 – Уплотненный или укатанный снег 9 – Замерзшая или неровная поверхность -/- Условия покрытия не указываются CLRD – Чисто(буквы вместо 3,4,5,6-й цифр)

Порядок цифр в группе	На английском языке	На русском языке
<p style="text-align: center;"><b>Четвертая цифра</b></p>	<p><b>Extent of Runway Contamination</b></p> <p>1 – Less then 10% of Runway covered  2 – 11% to 25%  5 – 26% to 50%  9 – 51% to 100%  -/- Not reported (Runway clearance etc.)</p>	<p><b>Степень покрытия (загрязнения) ВПП</b></p> <p>1 – Менее 10% ВПП покрыта  2 - от 11% до 25%  5 - от 26% до 50%  9 - от 51% до 100%  -/- Нет данных ( в связи с очисткой ВПП и т.д)</p>
<p style="text-align: center;"><b>Пятая и шестая цифры</b></p>	<p><b>Depth of RW Contamination</b></p> <p>00 – less then 1mm  01 – 1mm  02 – 2mm  *****  91 – is not used  92 – 10sm  93 – 15sm  94 – 20sm etc  99 – Runway not operational (due to snow, slush, ice etc)  // - No measurement or depth deposit not significant</p>	<p><b>Толщина покрытия (загрязнения) ВПП</b></p> <p>00 – Менее 1 мм  01 - 1мм  02 - 2 мм  *****  91 - в коде не употребляется  92-10 см  93 – 15 см  94-20см и т.д.  99 – ВПП не работает (очистка от снега, слякоти, льда и т.д.)  -//- Нет измерений или толщина покрытия незначительна.</p>

Порядок цифр в группе	На английском языке	На русском языке
Седьмая и восьмая цифры	<b>Friction Coefficient or Braking Action</b> a) Coefficient Friction For example code 28- Coefficient Friction 0.28 For example code 35- Coefficient Friction 0.35 etc. b) Braking Action 91 – Poor 92 – Poor/Medium 93 – Medium 94 – Medium/Good 95 – Good 99 – Unreliable due to snow, slush, etc. -//- Braking Action not reported, Runway not operation.	<b>Козф. сцепления или эффект, торможен.</b> а) Коэффициент сцепления Например, цифра кода 28- коэффициент сцепления 0.28 Цифра кода 35- коэффициент сцепления 0.35 б) Эффективность торможения 91 – Плохая 92 – Плохая/Средняя 93 – Средняя 94 – Средняя/Хорошая 95 – Хорошая 99 – Ненадежное измерение (из-за снега, слякоти и т.д.) -//- Нет данных, ВПП не работает, аэродром закрыт.

Таблица передающих станций и аэропорты, погода которых сообщается.

Аэропорты и станции, передающие их погоду (VOLMET).

Таблица станций ATIS (Automatic Terminal Information Service).

## TABLES AND CODES

Установка высотомеров.

Алфавит – телеграфный и телефонный коды.

Таблица соответствия между единицами измерений.

Таблица соответствия голубой таблицы, ICAO и SI/

Страны, принявшие ту или иную таблицу.

Раскодирование NOTAM и SNOWTAM/

Восходы и заходы – методика расчёта и таблицы.

## AIR TRAFFIC CONTROL

Определение ICAO (Definitions)

Выдержки из документов ICAO, 8168-Flight Procedures:

-Расчёт параметров SID и STAR;

-Процедуры инструментальных заходов;

- Визуальный заход (Circling);
- Зона ожидания, правила полётов и 4 таблицы:

**ТАБЛИЦА I** – новая, введённая с 21.11.86г.:

Вход и полёт в зонах ожидания следует выполнять на приборных скоростях, равных или меньше указанных в таблице:

(1) LEVELS	Normal Conditions	Turbulence conditions
Up to 4250m inclusive 14000 ft	425 km/h (2) (230 kt) 315 km/h (4) (170 kt)	520km/h (3) (280kt) 315km/h (4) (170kt)
Above 4250m to 6100m inclusive 14000ft to 20000ft	445km/h (5) (240kt)	520km/h (280kts) or 0.8 Mach, whichever is less (3)
Above 6100m to 10350m inclusive 20000ft to 34000ft	490km/h (5) (265kt)	
Above 10350m 34000ft	0.83 Mach	0.83 Mach

(1) Указанные в таблице высоты полёта выражаются через абсолютные высоты или соответствующие эшелоны полёта, в зависимости от установки высотомера.

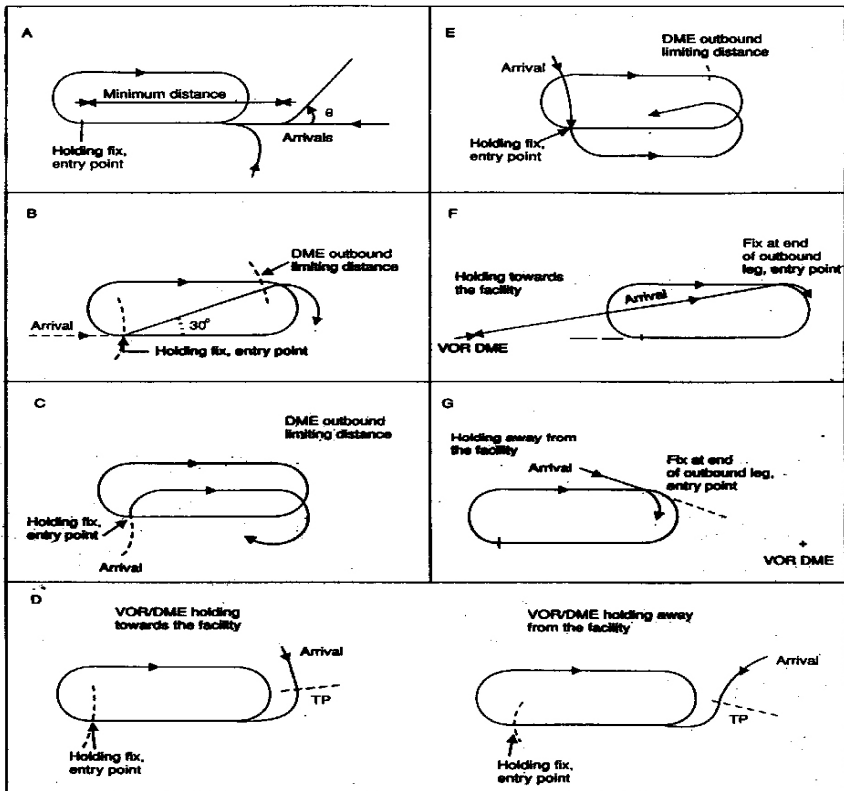
(2) В тех случаях, когда после выполнения схемы ожидания следует начальный этап захода на посадку по приборам, опубликованная скорость полёта на котором превышает 425км/час (230уз), то в соответствующих публикациях следует, по возможности, указывать эту более высокую скорость полёта в зоне ожидания.

(3) Скорость 520км/час (280уз) (0.8M), рассчитанная на условия турбулентности, используется для полёта в зоне ожидания только после предварительного получения разрешения УВД, за исключением случаев, когда в соответствующих публикациях указывается, что данная зона ожидания рассчитана на ВС, выполняющие полёт в зоне ожидания на таких больших скоростях.

(4) Для ожидания ВС только категорий А и В

(5) Для схем ожидания, связанных со структурой маршрутов, должна использоваться, по возможности, скорость полёта, равная 520 км/час (280уз).

**FLIGHT PROCEDURES  
(DOC 8168)**



VOR/DME holding entry procedures

II - старая,  
III - для FAA USA,  
IV - для Франции;

-Процедура ICAO по ограничению шума (Noise Abatement Procedures);

Система вторичной радиолокации SSR (Secondary Surveillance Radar):

Выбирать или переключать режимы/коды только по указаниям диспетчерской службы, за исключением:

Незаконного вмешательства в действия экипажа

(захват ВС)

код 7500

Потери связи

код 7600

Аварийной ситуации

код 7700

**Примечание:** Передача цифр 75..., 76..., 77..., плюс любой третьей или четвёртой цифры включит систему тревоги, а также некоторые надёжные станции.

Правила полётов ICAO и диспетчерского обслуживания (Док. 4444):

-Диспетчерское, консультативное и информационное обслуживание;

-Фразеология ICAO;

-Flight-plan;

Правила государств и их отличия от правил ICAO.

## **ENTRY REQUIREMENTS**

Правила прилётов страну: паспорт, виза, полёты вне расписания и т.д.

## **EMERGENCY**

Всё об аварийных процедурах:

-незаконное вмешательство (захват);

-аварийное снижение (как выполнять);

-потеря радиосвязи (действия экипажа);

-перехват ВС;

-поиск и спасение;

-особенности государств по аварийным процедурам – обязательно ознакомьтесь на предварительной подготовке.

## **AIRPORT DIRECTORI**

Определение пригодности аэродрома для типов ВС по системе ACN/PCN;

Всё об аэродромах и аэропортах стран региона.

## **TERMINAL**

Таблица градиентов (перевод скорости набора или снижения в футах в минуту и путевой скорости в узлах в градиент (футы за милю);

таблицы коррекции высоты в зависимости от температуры;

аэропорты – по алфавиту – карты районов аэродрома, STARы, SIDы, кроки и схемы заходов по различным применяемым в данном а/п системам захода (ILS, VOR, NDB, VORDME и т.д.)



# Памятка экипажу при выполнении полётов в системе B-RNAV.

## 1. Перед вылетом.

1.1. Проанализировать НОТАМы, касающиеся предстоящего полёта в части;

- \* режима (расписания) работы запланированного маршрута полёта;
- \* ограничений в работе РТС или систем, обеспечивающих работу аппаратуру зональной навигации или контроля полёта при её отказе;
- \* количества и состояния рабочих спутников в системе на время полёта.

1.2. Проверить (составить) маршрут полёта с учётом НОТАМов и составить флайт-план. При условии наличия разрешения на выполнение полёта в системе B-RNAV, при исправности аппаратуры RNAV и обеспечении функции RAIM; в поле 10 флайт-плана внести литеру «R».

При невыполнении этих условий в поле 10 не включать буквы **S** и **R**, а в поле 18 указать **STS / NON RNAV**.

Планировать полёт на BC, оборудование которых обеспечивает **RNP-5**, но нет функциональных возможностей RNAV, можно только в нижнем воздушном пространстве по специально выделенным маршрутам.

## 2. Проверка KLN-90B в кабине.

- 2.1. Сразу после включения проверить, доработан ли KLN для полётов в системе B-RNAV (в правом верхнем углу надпись **OSR 20**).
- 2.2. Проверить прохождение теста. На стр. CAMOTECTA должна быть надпись «**ANNUN ON**». При наличии вместо этого «**TEST FAIL**», выключить и снова включить KLN-90B. Если сообщение повторится - KLN неисправен.
- 2.3. Проверить срок действия встроенной базы данных (**NAVDATA**).
- 2.4. Проверить статус приёмника и системы **GPS** в целом (стр. **STA 1**), \* слева от номера спутника показывает, что данный спутник не используется при вычислениях для навигации.
- 2.5. Проверить **RAIM** обеспечение маршрута полёта (стр. **STA 5**).
- 2.6. Определить точность вычисления места (стр. **STA 2**).
- 2.7. Проверить переход в режим **OBS** и **LEG** (стр. **MOD 1,2**)
- 2.8. Проверить план полёта по координатам всех ППМ (стр. **ACT** с вытянутой внутренней ручкой).

### 3. Проверка аппаратуры АРК, VOR/DME, НВУ в объёме, предусмотренном РЛЭ.

- \* Если при предполётной проверке аппаратуры обнаружены какие-либо неисправности, влияющие на функциональные возможности аппаратуры зональной навигации или на её точностные характеристики, либо на работу АРК, VOR/DME, НВУ, KLN-90В, то вылет должен быть отложен до устранения этих неисправностей.
- \* Если при проверке **RAIM** обеспечения обнаружен разрыв более 5 минут, вылет должен быть отложен до времени, когда будет обеспечен **RAIM** по всему маршруту с учётом возможного ухода на запасной аэродром.

### 4. Настройка KLN-90В перед вылетом.

- 4.1. Настроить масштаб встроенного индикатора **CDI** (стр. **MOD 1** или **MOD 2**)
- 4.2. Установить параметры разворота. Убедиться на стр. **SET 6**, что предвосхищение разворота включено «**TURN ANTICIPATE ENABLE**».

### 5. Проверка перед входом в зону B-RNAV.

- 5.1. Проверить активный план полёта согласно п. 2.8.
- 5.2. Определить ошибку определения координат стр. **STA 2**.
  - \* Если план полёта некорректен или ошибка определения координат превышает значение 2.3nm (4.25км.), доложить органу ОВД о несоблюдении требований B-RNAV фразой «**NEGATIV RNAV**» и получить новое диспетчерское разрешение на полёт. В дальнейшем фразу повторять при каждой смене органа ОВД и частоты связи и выполнять все указания диспетчера в отношении полёта.

### 6. Правила полётов в зоне B-RNAV.

- 6.1. При прохождении ППМ разворот начинать в точке ЛУР с креном 20° на маршруте и 25° в районе аэродрома. На KLN-90В в точке начала разворота внешний оповещатель о точке пролёта перестанет мигать и начнёт гореть непрерывно.
- 6.2. Точность выдерживания ЛЗП не более 2nm. (3.7км.) по индикатору **CDI**.
- 6.3. Выполнять выход на параллельный маршрут (Parallel offset) с углом выхода  $\pm 45^\circ$  и углом крена  $\pm 20^\circ$ .

- 6.4. При обеспечении RAIM контроля штатные средства навигации должны быть включены и настроены на соответствующие частоты. НВУ постоянно корректируется по показаниям СНС.
- 6.5. При отсутствии RAIM (на KLN-90B появляется сообщение «**RAIM NOT AVAILABLE**»);
- \* продолжать выдерживать ЛЗП по информации от приёмника СНС, с одновременным контролем полёта по дублирующим средствам АРК, VOR/DME.
  - \* перейти на контроль полёта по дублирующим средствам АРК, VOR/DME. Если возникли сомнения в правильности работы приемника СНС, доложить органу ОВД фразой «UNABLE RNAV DUE EQUIPMENT» и выполнять все указания диспетчера.
- 6.6. При отказе аппаратуры зональной навигации СВЖ осуществляется по штатным средствам АРК, VOR/DME, НВУ, доложить органу ОВД фразой «UNABLE RNAV DUE EQUIPMENT» и выполнять все указания диспетчера, в дальнейшем фразу повторять при каждой смене органа ОВД и частоты связи.
- 6.7. Орган ОВД должен получать информацию о всех случаях, когда ВС не может обеспечить RNP, установленный в данном районе. При невозможности уведомления органа ОВД экипаж должен выполнить установленную в данном районе процедуру.
- 6.8. Использование аппаратуры зональной навигации (режима APPROACH) как системы захода на посадку **ЗАПРЕЩАЕТСЯ** на участке от точки начала снижения на предпосадочной прямой (FAF) до точки ухода на второй круг (MAP).
- 6.9. Использование информации о высоте полёта, определённой приёмником СНС в целях выдерживания высоты (эшелона) полёта, построение вертикального манёвра при заходе на посадку и при уходе на второй круг **ЗАПРЕЩАЕТСЯ**.
- 6.10. При непригодном состоянии KLN-90B для навигации, можно выполнить на нём следующие вычисления:
- \* Путевой угол и расстояние между двумя произвольными точками на стр. **TRI 3**;
  - \* Траверз любой точки на маршруте полёта (проекционная точка) на стр. **REF**.
  - \* Границы зон ОВД на стр. **CTR 1**, сами точки можно посмотреть на стр. **CTR 2**.

## Памятка экипажу по пользованию частотного интервала **8.33 кГц**

1. Наличие и работоспособность радиосвязного оборудования с частотным интервалом **8.33 кГц** является обязательным в Европейском регионе ИКАО ( ICAO EUR Region ) с **7 октября 1999** года для полетов выше **FL 245**, а над Францией выше **FL 195** ( первоначально, до дальнейших уведомлений, Франция будет давать освобождение необорудованным самолетам выполнять полеты между **FL 195** и **245** ).
2. Каждое индивидуальное государство может выдавать освобождение в пределах зоны своей ответственности.
3. Там, где будет опубликован **8.33 кГц**, канал альтернативной частоты с интервалом **25 кГц** опубликовано не будет.
4. Самолеты должны быть оборудованы как минимум двумя комплектами радиосвязного оборудования с частотным интервалом **8.33 кГц**, чтобы отвечать требованиям **JAR/OBS от 01.04.95 г.** по коммерческой транспортной авиации.
5. Государства, которые первоначально вводят частотный интервал **8.33 кГц**: **Австрия, Бельгия, Франция, Германия, Люксембург, Нидерланды и Швейцария ( далее 8.33-Государства )**.
6. Хотя первоначально **8.33-Государства** не включают все государства в Европейском регионе ИКАО, обязательное наличие оборудования **8.33 кГц** выше **FL 245** ( выше **FL 195** над Францией ) в соответствии с **Док.7030 ИКАО**, применяется для всего Европейского региона ИКАО
7. Составление флайт-плана.
  - 7.1. Если самолет оборудован **8.33 кГц** радиосвязным оборудованием, вставьте букву **“Y”** в поле **10 FPL**.
  - 7.2. Если самолет не оборудован **8.33 кГц** радиосвязным оборудованием, но Ваш рейс освобожден от требований наличия такого оборудования, вставьте указатель **“STS/EXM833”** в поле **18** флайт-плана.
  - 7.3. Если самолет не оборудован **8.33 кГц** радио и Ваш рейс не освобожден от необходимости наличия оборудования, заполняйте флайт-план как обычно ( без указания буквы **“Y”** в поле **10** и записи **“STS/EXM833”** в поле **18** ). Но при этом заявленный эшелон не может быть выше **FL 245** ( над Францией **FL 195** ).
  - 7.4. Если перед вылетом поменялся самолет с оборудованного на необорудованный или статус рейса сменился с освобожденного

на не освобожденный, следуйте соответствующим процедурам заполнения флайт-планов, учитывая, что в сообщении об изменении ( **CHG** ) или в новый флайт-план в **поле 10** не включается буква “**Y**”, а в **поле 18** запись “**STS/EXM833**”. При составлении нового FPL не забудьте изменить эшелон, если первоначально он был заявлен выше FL 245 ( над Францией FL 195 ).

- 7.5. Если Вы выполняете полет в соответствии с повторяющимся планом ( RPL ) с заявленным крейсерским эшелоном выше FL 245 ( FL 195 над Францией), ОВД будет вас рассматривать как оборудованный **8.33 кГц** радио самолет, если не указано, что на Ваш рейс есть освобождение. Если Вы полетите на необорудованном **8.33 кГц** самолете, и нет освобождения, следуйте процедурам изменения RPL, учитывая, что в сообщении об изменении ( **CYG**- оно посылается не ранее, чем за **20 часов** до расчетного времени уборки колодок) или в новый FPL в **поле 10** не включается буква “**Y**”. Не забудьте также изменить заявленный крейсерский эшелон.
- 7.6. В RPL рейсов, на которые распространяется освобождение, включите в поле **Q** запись “**STS/EXM833**”.
- 7.7. Если Ваш рейс Был освобожден от наличия оборудования, но Вы в дальнейшем поменяли маршрут полета или аэродром назначения, то новый FPL может быть отвергнут ( при полете выше FL 245 ).
- 7.8. При выполнении полетов до **7 октября 1999 года** с целью накопления опыта и ускорения процесса оборудования ВС **8.33 кГц** радиостанциями во время составления флайт-планов следуйте тем же процедурам с той лишь разницей, что планировать можно полет на любом эшелоне, не зависимо от оборудования ВС:
  - если ВС оборудовано **8.33 кГц** радио в **поле 10** включите букву “**Y**”;
  - если ВС не оборудовано, но есть освобождение, в **поле 18** включите запись “**STS/EXM833**”;
  - если нет оборудования и нет освобождения, в **поле 10 и 18 ничего** не включать;если выполняется полет согласно RPL, нет оборудования, то дается изменение в RPL или посылается новый FPL, в **поле 10 и 18** которого не включается “**Y**” и “**STS/EXM833**” ( т.к. ОВД рассматривает полет по RPL как оборудованный **8.33 кГц** радио ).
8. Пилот несет полную ответственность за то, что он проверил, что на борту имеется и находится в работоспособном состоянии

соответствующее радиосвязное оборудование.

9. Если Вы ведете передачу, используя **25 кГц** интервал в воздушном пространстве с **8.33 кГц** окружением, Вы не будете услышаны и/или сами забудете соседние каналы, и этого нельзя предвидеть из-за природы **8.33 кГц** частотного интервала и радиосвязного оборудования.
10. Аварийная частота **121.5 кГц** не подвержена новым интервалам частот. Ее доступность и использование остаются без изменений.
11. В случае потери двусторонней радиосвязи экипаж и ОВД будут следовать стандартным процедурам потери радиосвязи, применяемым в данном воздушном пространстве.
12. Фразеология. Нижеприведенная ( **табл.1** ) стандартная фразеология является дополнительной к ныне существующей ( **Doc.4444 ИКАО** ). Для обозначения использования **8.33 кГц** частотного интервала используется ключевое слово **“CHANNEL”**.
13. Распределение частот в интервалах **25 кГц** ( **“frequency”** ) и **8.33 кГц** ( **“channel”** ) приведено в **табл.2**.

# ПЛАН ПОЛЕТА (ФПЛ)

План полета представляется до начала:

- любого полета, чтобы он был обеспечен диспетчерским обслуживанием;
- любого полета по ППП в пределах зоны УВД, по маршруту в целях упрощения обеспечения обслуживания, касающегося полетной информации, аварийного оповещения, поиска и спасения, координации действий с соответствующими военными органами или с органами УВД в соседних государствах во избежание перехвата, необходимость в котором может возникнуть для целей опознавания;
- любого полета с пересечением международных границ.

План полета предоставляется органу УВД перед вылетом (не менее чем за 1 час до вылета) или передается во время полета (не менее чем за 10 мин до входа в запланированный район УВД).

В случае задержки полета на 30 мин план полета должен быть изменен или представлен новый, а прежний план полета аннулирован.

План полета составляется на бланке плана полета.

## ИНСТРУКЦИИ ПО ЗАПОЛНЕНИЮ БЛАНКА ФПЛ

Строго придерживаться предписанных форматов и метода обозначения данных. Внесение данных начинать в первое предусмотренное пространство. Время указывать четырьмя цифрами по UTC. Затемненная часть до пункта 3 заполняется органом УВД, если ответственность за это не передана другому органу. Заполнить пункты 7-18. Заполнить пункт 19, если это требуется органом УВД.

### ПУНКТ 7: ОПОЗНАВАТЕЛЬНЫЙ ИНДЕКС ВОЗДУШНОГО СУДНА (Максимум 7 знаков)

Вставить один из следующих опознавательных индексов:

- регистрационный знак воздушного судна в случае, если при радиотелефонной связи позывной состоит только из данного опознавательного индекса или воздушное судно не оборудовано радиосредствами;

- индекс ИКАО для летно-эксплуатационного агентства, за которым следует опознавательный индекс рейса.

-

### ПУНКТ 8: ПРАВИЛА И ТИП ПОЛЕТА (Один или два знака)

ПРАВИЛА ПОЛЕТОВ. Вставить одну из следующих букв:

I- для ППП;

V- для ПВП;

Y- для начала полета по ППП ; и указать в пункте 15 пункт (пункты), где Z для начала полета по ПВП ; намечается изменить правила полета.

ТИП ПОЛЕТА. Вставить одну из следующих букв:

S- для регулярного воздушного сообщения;

N- для нерегулярных воздушных перевозок;

G- для авиации общего назначения;

G- для авиации

M- для полетов военных самолетов;

X- для любых других категорий, не указанных выше.

## ПУНКТ 9: КОЛИЧЕСТВО И ТИП ВОЗДУШНЫХ СУДОВ И КАТЕГОРИЯ ТУРБУЛЕНТНОСТИ СЛЕДА

КОЛИЧЕСТВО ВОЗДУШНЫХ СУДОВ (1 или 2 знака). Вставить количество воздушных судов, если их больше. 1

ТИП ВОЗДУШНОГО СУДНА (2 - 4 знака). Вставить соответствующее условное обозначение типа воздушного судна или, если условное обозначение не определено, вставить ZZZZ, и в пункте 18 указать тип воздушного судна после группы знаков TYP/.

КАТЕГОРИЯ ТУРБУЛЕНТНОСТИ СЛЕДА (1 знак). Вставить после делительной косой черты одну из следующих букв:

H - Тяжелое, для воздушных судов с максимальной сертификационной взлетной массой 136000 кг или более;

M - Среднее, для воздушных судов с максимальной сертификационной массой менее 136000 кг, но более 7000 кг;

L - Легкое, для воздушных судов с максимальной сертификационной взлетной массой 7000 кг или менее.

## ПУНКТ 10: ОБОРУДОВАНИЕ

СРЕДСТВА РАДИОСВЯЗИ, НАВИГАЦИОННЫЕ СРЕДСТВА И СРЕДСТВА ЗАХОДА НА ПОСАДКУ. Вставить одну из следующих букв:

N - При отсутствии данных средств или если данные средства не работают;

S - если имеются стандартные бортовые средства связи, навигационные средства и средства захода на посадку и они в



исправном состоянии;

ИЛИ вставить одну или несколько следующих букв для обозначения имеющихся и исправных средств связи, навигационных средств и средств захода на посадку:

A- LORAN A;

C- LORAN C;

D- OME;

E- Декка;

F- автоматическое радиопеленгаторное оборудование;

H- ВЧ-радиотелефон;

I- инерциальная навигация;

L- ILS;

M- Омега;

O- VOR;

P- доплеровская система;

R- оборудование для зональной навигации;

T- TACAN;

U- УВЧ-радиотелефон;

X- когда предписывается органом УВД;

Y- УКВ-р\ст с расш.диап.-8.33

Z- прочее бортовое оборудование (в этом случае в пункте 18 указать другое бортовое оборудование после группы знаков COM/ и (или) NAV/ .

**ОБОРУДОВАНИЕ ВОРЛ.** Вставить один из следующих индексов для обозначения исправного бортового оборудования ВОРЛ:

N- оборудование отсутствует;

0 (ноль)- приемоответчик режима А (без кодирования);

2- приемоответчик- режим А (2 цифры-64 кода);

4- приемоответчик-режим А (4 цифры-409 кодов);

C- приемоответчик-режим А (4 цифры-4096 кодов) и режим C.

### ПУНКТ 13: АЭРОДРОМ И ВРЕМЯ ВЫЛЕТА (8 знаков)

Вставить одно из нижеперечисленного:

-четырехбуквенный индекс ИКАО для местоположения аэродрома вылета, или ZZZZ , если никакого индекса местоположения не присвоено (в этом случае в пункте 18 указать название аэродрома после группы знаков DEP/ , или AFIL , если план полета дается с борта ВС во время полета ( в этом случае в пункте 18 указывается четырехбуквенный индекс ИКАО для местоположения органа УВД,

у которого можно получить данные о дополнительном плане полета, после группы знаков DEP/;

-затем без интервала вставить в план полета, представленный до вылета, расчетное время уборки колодок, или вставить в план полета, полученный с борта ВС во время полета, фактическое или расчетное время пролета над первым пунктом маршрута, к которому относится данный план полета.

## ПУНКТ 15: МАРШРУТ

Вставить, как указывается в подпункте а), первую крейсерскую скорость, и, как указывается в подпункте б), первый крейсерский эшелон без интервала между ними. Затем, за стрелкой, вставить, как указывается в подпункте с), описание маршрута.

а) КРЕЙСЕРСКАЯ СКОРОСТЬ (максимум 5 знаков).

Указать истинную воздушную скорость для первого или всего крейсерского

участка полета, выраженную:

-в километрах в час в виде К с последующими 4 цифрами (пример K0830);

-в узлах в виде N с последующими 4 цифрами (пример N0485);

-числом Маха с точностью до сотых с предшествующей буквой М (пример M082).

б) КРЕЙСЕРСКИЙ ЭШЕЛОН (максимум 5 знаков). указать следующим образом:

-Эшелон полета, выраженный в виде буквы F, с последующими 3 цифрами ' (пример F330);

-Эшелон полета в десятках метров, выраженный с помощью буквы S с последующими 4 цифрами (пример S1210);

-Абсолютная высота в сотнях футов, выраженная с помощью A с последующими 3 цифрами (пример A045);

-Абсолютная высота в десятках метров, выраженная с помощью буквы M с последующими 4 цифрами (пример M0840);

-или для неконтролируемых полетов по ПВП, буквы VFR.

с) МАРШРУТ (ВКЛЮЧАЯ ИЗМЕНЕНИЯ СКОРОСТИ, ЭШЕЛОНА И (ИЛИ) ПРАВИЛ )  
ПОЛЕТОВ

Полеты по установленным маршрутам УВД

вставить:

-индекс первого маршрута УВД, если аэродром вылета расположен на маршруте УВД, или соединен с ним, или;

-буквы DCT с последующим указанием пункта соединения первого маршрута УВД, за которым следует индекс маршрута УВД, если аэродром вылета не расположен на маршруте УВД или не соединен с ним;

-затем указать пункт, в котором запланировано изменение скорости или эшелона полета, изменение маршрута или правил полета, за которым в каждом случае указывается индекс следующего пункта маршрута УВД даже, если он тот же самый, что и предыдущий, или;

-буквы DCT, если полет до следующего пункта будет проходить за пределами установленного маршрута, за исключением случаев, когда оба пункта определены географическими координатами.

Полеты вне установленных маршрутов УВД Указать:

-пункты, удаленные друг от друга, как правило, не более чем на 30 мин полета, включая каждый пункт, в котором запланировано изменение скорости, эшелона, линии пути или изменение правил полета, или;

-в тех случаях, когда это требуется органом УВД, определить линию пути полета с помощью указания основных точек полета, расстояние между которыми, по возможности, не должно превышать 1 часа полетного времени. Дополнительные точки устанавливаются по мере возможности;

-вставить буквы DCT между последующими пунктами, если оба пункта не определены географическими координатами или пеленгом и расстоянием;

-использовать только обозначения в пунктах 1-5, указанные ниже, и отделить каждый подпункт интервалом.

#### 1) МАРШРУТ УВД (2-7 знаков)

Кодированный индекс, предписанный маршруту или участку маршрута.

#### 2) ОСНОВНАЯ ТОЧКА (2-11 знаков)

Кодированный индекс (2-5 знаков), присвоенный точке, или;

Обозначение точки географическими координатами (только градусы, пример 46N078W);

или градусы и минуты, (пример 4620N07805W), или пеленг и расстояние от навигационного средства (пример: VOR "DUB", пеленг 180°, расстояние 40 м. миль обозначается как DUB180040).

3) ИЗМЕНЕНИЕ СКОРОСТИ ИЛИ ЭШЕЛОНА (максимум 21 знак). Пункт, в котором планируется изменение скорости или эшелона, обозначается точно так же, как и в пункте 2), с последующей наклонной чертой, крейсерской скоростью и крейсерским эшелонам, без интервала между ними, даже в том случае, когда изменяется лишь одна из этих величин (пример: 4602N07805W/N0500F350).

4) ИЗМЕНЕНИЕ ПРАВИЛ ПОЛЕТА (Максимум 3 знака) Пункт, в котором планируется изменение правил полета, обозначается точно так же, как в п. 2) или п. 3) выше, с последующим интервалом и одним из

следующих обозначений:

VFR для перехода с ППП на ПВП

IFR для перехода с ПВП на ППП (пример: LN/N0284A050 IFR).

5) НАБОР ВЫСОТЫ В КРЕЙСЕРСКОМ РЕЖИМЕ (Максимум 28 знаков) Буква С с последующей делительной косой чертой; затем пункт, в котором планируется начать набор высоты в крейсерском режиме, обозначается точно так же, как в п. 2) выше, с последующей делительной косой чертой; затем скорость, которая должна выдерживаться во время набора высоты в крейсерском режиме, выраженная точно так же, как в п. а), с последующими двумя эшелонами, определяющими атмосферный слой, занимаемый во время набора высоты в крейсерском режиме, причем каждый эшелон обозначается точно так же, как в п. б) выше, или эшелон, выше которого планируется продолжать набор высоты в крейсерском режиме, сопровождаемой буквами PLUS, без интервала между ними.

**ПУНКТ 16. АЭРОДРОМ НАЗНАЧЕНИЯ И ОБЩЕЕ РАСЧЕТНОЕ ИСТЕКШЕЕ ВРЕМЯ, ЗАПАСНЫЙ АЭРОДРОМ(Ы) АЭРОДРОМ НАЗНАЧЕНИЯ И ОБЩЕЕ ИСТЕКШЕЕ ВРЕМЯ (8 знаков)**

Вставить четырехбуквенный индекс ИКАО для местоположения аэродрома назначения, за которым без интервала указывается общее расчетное истекшее время, или

ZZZZ с последующим указанием, без интервала, общего расчетного истекшего времени и

указать в пункте 18 название аэродрома с предшествующей группой знаков DEST/, если индекс местоположения не присвоен.

**ЗАПАСНЫЙ АЭРОДРОМ(Ы).** Вставить четырехбуквенный индекс (индексы) ИКАО местоположения не более чем двух запасных

аэродромов, разделив их интервалом, или вставить ZZZZ и указать в пункте 18 название этого аэродрома с предшествующей группой знаков ALTN/.

## ПУНКТ 18. ПРОЧАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Вставить 0 (ноль) при отсутствии прочей информации или любую другую необходимую информацию в нижеуказанной последовательности в виде соответствующего индекса с последующей делительной косой чертой и информацией, подлежащей внесению:

EET/ основные точки или индексы границ РПИ и суммированное расчетное истекшее время до каждой из таких точек или границ РПИ;

RIF/ сведения о маршруте, ведущем к пересмотренному аэродрому назначения, после чего четырехбуквенный индекс местоположения аэродрома;

REG/ регистрационные знаки ВС;

OPR/ название эксплуатанта;

STS/ причины особого отношения со стороны УВД (санитарное ВС, ВС с одним неработающим двигателем и т.д.).

TYP/ тип воздушного судна, перед которым при необходимости указывается количество воздушных судов, если в пункт 9 вставлено ZZZZ;

PER/ летно-технические данные ВС, если это предписано органом УВД;

COM/ основные данные об оборудовании связи;

NAV/ основные данные о навигационном оборудовании;

DEP/ название аэродрома вылета, если в пункт 13 вставлено ZZZZ, либо четырехбуквенный индекс местоположения для обозначения местоположения органа УВД, от которого могут быть получены данные о дополнительном плане полета, если в пункт 13 вставлен AFIL;

DEST/ название аэродрома назначения, если в пункт 16 вставлено ZZZZ;

ALTN/ название запасного аэродрома, если в пункт 16 вставлено ZZZZ;

RMK/ любые другие замечания открытым текстом;

STS/EXM833 УКВ-р\ст с расш.диап.-8.33

## ПУНКТ 19. ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

ЗАПАС ТОПЛИВА. После E/ вставить группу из 4-х цифр, обозначающую запас топлива по времени полета в часах и минутах.

ЧИСЛО ЛИЦ НА БОРТУ. После R/ указать общее число лиц (пассажиров и экипажа) на борту. Вставить буквы TBN (подлежит извещению), если общее число лиц неизвестно ко времени представления плана полета.

## АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

R/ (радиооборудование)- Вычеркнуть букву U , если отсутствует УВЧ-связь на частоте 243.0 МГц - Вычеркнуть букву V, если отсутствует ОВЧ-связь на частоте 121.5 МГц.

S/ (спасательное оборудование)- Вычеркнуть все индексы, если на борту отсутствует спасательное оборудование.

Вычеркнуть букву P, если на борту отсутствует полярное спасательное оборудование.

Вычеркнуть букву D, если на борту отсутствует спасательное оборудование для пустынь.

Вычеркнуть букву M, если на борту отсутствует морское спасательное оборудование.

Вычеркнуть букву J, если на борту отсутствует спасательное оборудование для джунглей.

I/ (спасательные жилеты)- Вычеркнуть все индексы, если на борту отсутствуют спасательные жилеты. Вычеркнуть букву L, если спасательные жилеты не оборудованы источником света.

Вычеркнуть букву F, если спасательные жилеты не имеют флуоресцентного покрытия.

Вычеркнуть букву U или букву V, как и в п. R/ выше, для указания радиооснащенности спасательных жилетов, если они снабжены какими-либо радиосредствами.

D/ (лодки) (Число) Вычеркнуть индексы D и C, если на борту отсутствуют спасательные лодки, или указать число имеющихся лодок. (вместимость). Указать общую вместимость всех лодок.

(Закрытые) Вычеркнуть индекс C, если лодки являются открытыми.

(Цвет) Указать цвет лодок. A/ (Цвет и знаки BC) Указать цвет BC и его основные знаки.

N/ (Примечание)- Вычеркнуть индекс N, если примечания отсутствуют, или указать какое-либо другое имеющееся спасательное оборудование C/ (Пилот - Указать фамилию командира BC.

План полета представлен. Указать орган, учреждение, представившее план полета.

ПЛАН ПОЛЕТА (ФПЛ) (см.рис.):

FLIGHT PLAN ПЛАН ПОЛЕТА			
PRIORITY Срочность		ADDRESSEE(S) Адресат(ы)	
<<≡ FF			
FILING TIME Дата и время представления		ORIGINATOR Отправитель	
		<<≡	
SPECIFIC IDENTIFICATION OF ADDRESSEES AND/OR ORIGINATOR Специальное обозначение адресатов и/или отправителя			
3 MESSAGE TYPE Тип сообщения		AIRCRAFT IDENTIFICATION Специальный индекс воздушного судна	
<<≡ [FPL			
7 NUMBER Количество		8 FLIGHT RULES Правила полетов	
		TYPE OF FLIGHT Тип полета	
		<<≡	
10 EQUIPMENT Оборудование			
		<<≡	
13 DEPARTURE AERODROME Аэродром вылета		TIME Время	
		<<≡	
15 CRUISING SPEED Крейсерская скорость		ROUTE Маршрут	
<<≡			
16 DESTINATION AERODROME Аэродром назначения		2ND. ALTN AERODROME Второй запасный аэродром	
		<<≡	
18 OTHER INFORMATION Прочая информация			
<<≡			
SUPPLEMENTARY INFORMATION (NOT TO BE TRANSMITTED IN FPL MESSAGES) Дополнительная информация (не передаваемая в сообщениях FPL)			
19 ENDURANCE Запас топлива		EMERGENCY RADIO Аварийное радиоборудование	
HR. MIN/Час. мин.		PERSONS ON BOARD Число лиц на борту	
E/		P/	
SURVIVAL EQUIPMENT/Спасательное оборудование		JACKETS/Спасательные жилеты	
POLAR / DESERT / MARITIME / JUNGLE Полярное / Для пустынь / Морское / Для джунглей		LIGHT FLUORESC. / Свечение / Флуоресценция	
DINGHIES/Лодки		UHF/УВЧ VHF/ОВЧ ELBA	
NUMBER / CAPACITY Число / Вместимость		COVER / COLOUR Закрывание / Цвет	
AIRCRAFT COLOUR AND MARKINGS Цвет и знаки воздушного судна		<<≡	
REMARKS Примечания			
PILOT-IN-COMMAND Командир воздушного судна			
<<≡			
FILED BY/План полета представлен			
SPACE RESERVED FOR ADDITIONAL REQUIREMENTS 159			

# СНИЖЕНИЕ (практические рекомендации)

Мили в минуту = км\ч – 10%

Сост в милях \* 3 = ΔН в FL

Потеря Н в зависимости от W и S ( расчетная Vу (м\сек) )

W			ГЛИССАДА°	
К\Ч	К\МИН	NM\МИН	6°	3°
			2000M\10NM	1000M\10NM
420	7	3,8	12.4	6.2
480	8	4,3	14	7
540	9	4,9	15.8	6
600	10	5,4	17.6	8.8
660	11	5,9	19.3	9.7
720	12	6,5	21	10.5
780	13	7	23	11.5
840	14	7,6	24.5	12.5
900	15	8,1	26.5	13.5

Исходя из таблицы можно сделать вывод о том, что по 3х-градусному градиенту снижения соответствует Vу, примерно равная полуторному коэффициенту от путевой скорости в сотнях км. Соответственно 6ти° - K=3 , 4х° - K=2 , 5ти° - K=2,5

## Расчет в уме развернутого расстояния по арке

### Вариант1

1°сектора (m) = Rarc (nm)\*30

Лдуги = 1°сектора (m) \*N°

Длина дуги получается в метрах , для перевода в мили разделить рез-т на 1852.

Rarc (nm)	5	10	12	15	20
L 1° (m)	150	300	360	450	600

Пример: сектор-20° ,арка-20Arc

1°сектора = 20 \* 30 =600m

Лдуги20° = 600m \*20 = 12000m(/1852 =6.5 nm) (ошибка – -7%)

Точно:12000m+7%=12840m

### Вариант2



$$L_{\text{дуги}} = R_{\text{arc}}(\text{nm})/5.7(\approx 6) * N^{\circ}/10$$

Пример: сектор-20°, арка-20Arc

$$L_{\text{дуги}} 20^{\circ} = 20 / 5.7 * 20/10 = 7 \text{ nm } (\approx 20/6 * 2 \approx 6.7 \text{ nm})$$

### Вариант3

$$L_{\text{дуги}} = R_{\text{arc}}(\text{nm}) * \sin \text{ угла сектора}$$

Пример: сектор-20°, арка-20Arc

$$L_{\text{дуги}} 20^{\circ} = 20 * \sin 20^{\circ} \approx 20 * 0.34 \approx 6.8 \text{ nm}$$

### Расчет в уме sin углов

$$\sin > 30^{\circ}$$

$$\sin 45^{\circ} = (45 + 25)/100 = 0,7$$

$$\sin 1^{\circ} = 0,017$$

$$\sin 60^{\circ} = (60 + 25)/100 = 0,85$$

$$\sin(6^{\circ} - 30^{\circ}) = 0,1 * 6^{\circ} \text{ти-кратный интервал}$$

### **Крен на арке ( ° )**

Лд360° km	Rnm\km		Wкм\ч											
			300	330	360	390	400	420	450	500	550	600	650	
58	5	9.26	4	5	6	8	8	9	10	12	15	17	20	
81.5	7	13	3	4	5	5	6	6	7	9	11	12	14	
116	10	18.5	2	3	3	4	4	4	5	6	8	9	10	
128	11	20.4	2	2	3	3.5	4	4	5	5.5	7	8	9	
140	12	22.2	2	2	3	3	3	4	4	5	6	7	9	
151	13	24.1	2	2	3	3	3	3	4	5	6	7	8	
163	14	26	2	2	2	3	3	3	4	4	5	6	7	
175	15	27.8	2	2	2	3	3	3	3	4	5	6	7	
186	16	29.7	1.5	2	2	2	2.5	3	3	4	5	5.5	6.5	
198	17	31.5	1.5	1.5	2	2	2	2.5	3	3.5	4.5	5	6	
210	18	33.3	1.5	1.5	2	2	2	2.5	3	3.5	4	5	5.5	
221	19	35.2	1	1.5	2	2	2	2	2.5	3	4	4.5	5	
233	20	37	1	1.5	2	2	2	2	2.5	3	4	4.5	5	
291	25	46.3	1	1	1.5	1.5	1.5	2	2	2.5	3	3.5	4	
349	30	55.6	1	1	1	1.5	1.5	1.5	2	2	2.5	3	3.5	

**Предельно-минимальное удаление, с которого, не выходя за ограничения, с-т может подходить к аэродрому с прямой и не ниже, чем на 400 м. захватить глиссаду 3°.**

$$D_{\text{пред. min}} = 10 * H + 5 + \Delta V/20 \text{ (km)},$$

где  $\Delta V = V_{\text{пр.факт}} - 400 \text{ км/ч}$

H – высота в км

Пример: 1) H = 3000м,  $V_{\text{пр.}} = 500 \text{ км/ч}$

2) H = 2000м,  $V_{\text{пр.}} = 450 \text{ км/ч}$

1.  $D_{\text{пред. min}} = 10 \cdot 3 + 5 + (500 - 400) / 20 = 40 \text{ км}$

2.  $D_{\text{пред. min}} = 10 \cdot 2 + 5 + (450 - 400) / 20 = 27,5 \text{ км}$

**Таблица №1 в зоне ожидания (DOC 8168) IRAN**

Level	Norm.	Turbul.
Up to 14 000'	230 kt	280 kt
Above 14 000' to 20 000'	240 kt	280 kt or 0.8 M
Above 20 000' to 34 000'	265 kt	280 kt or 0.8 M
Above 34 000'	0.83 M	0.83 M

**Таблица R nm в зависимости от W k/h и  $\beta^\circ$ .**

Для вписывания начинать разворот:

под углом 120°	за 1.2 R
под углом 90°	за 1.0 R
под углом 60°	за 0.5 R
под углом 45°	за 0.3 R
под углом 30°	за 0.2 R

W k/h Kt \ $\varphi_{\text{кр}}$		10°	15°	20°	25°	30°
250	135	1.5	1.0	0.8	0.6	0.5
300	162	2.2	1.5	1.1	0.8	0.7
350	190	3.0	2.0	1.5	1.2	0.9
400	215	3.9	2.5	1.9	1.5	1.2
450	243	4.9	3.2	2.4	1.8	1.5
500	270	6.1	3.9	2.9	2.3	1.9
550	297	7.2	4.8	3.6	2.8	2.3
600	324	8.6	5.6	4.2	3.2	2.6
650	350	9.6	6.7	4.9	3.8	3.1
700	378	11.8	7.8	5.7	4.5	3.6
750	405	13.6	8.9	6.6	5.1	4.2
800	432	15.3	10.0	7.5	5.8	4.7
850	459	17.5	11.5	8.5	6.6	5.3
900	486	19.5	12.7	9.5	7.4	5.9
950	513	21.5	14.3	9.8	8.0	6.6
1000	540	24.0	16.0	11.6	9.0	8.0

## Температурный режим атмосферы на Н пол. относительно МСА

ЭШЕЛОН (FL)	МСА °C	+ 15°C	+ 20°C	+ 25°C
12100	-56,5	-41,5	-36,5	-31,0
11910 (390)	-56,5	-41,5	-36,5	-31,0
11600	-56,5	-41,5	-36,5	-31,0
11300 (370)	-56,5	-41,5	-36,5	-31,0
11100	-56,5	-41,5	-36,5	-31,0
10600 (350)	-54,0	-38,5	-33,5	-28,5
10100 (330)	-51,0	-35,6	-30,5	-25,5
9600	-47,5	-32,5	-27,5	-22,5
9460 (310)	-46,5	-31,5	-26,0	-21,5
9100	-44,5	-29,5	-24,5	-19,5
8850 (290)	-43,0	-27,5	-23,0	-17,5
8600 (280)	-41,5	-26,0	-21,5	-16,0
8250 (270)	-39,0	-23,5	-19,0	-13,5
8100	-38,0	-22,5	-18,0	-12,5
7940 (260)	-37,0	-21,5	-17,0	-11,5
7800	-36,0	-20,5	-16,0	-10,5
7460 (250)	-35,0	-19,5	-15,0	-9,5
7500	-34,0	-18,5	-14,0	-8,5

## Максимальная ТНВ эксплуатации самолета Ту-154М в зависимости от превышения аэродрома

Превышение аэродрома в футах	Превышение аэродрома в метрах	QFE в ГПа	QFE в ММ	Максимальная ТНВ
0	0	1013,25	760	+ 45 <sup>0</sup>
500	152	995,05	746	+ 44 <sup>0</sup>
1000	305	977,15	733	+ 43 <sup>0</sup>
1500	457	959,55	720	+ 42 <sup>0</sup>
2000	610	942,15	707	+ 41 <sup>0</sup>
2500	762	924,95	694	+ 40 <sup>0</sup>
3000	915	908,15	681	+ 39 <sup>0</sup>
3500	1067	891,45	669	+ 38 <sup>0</sup>
4000	1220	875,15	656	+ 37 <sup>0</sup>
4500	1372	858,95	644	+ 36 <sup>0</sup>
5000	1524	843,05	632	+ 35 <sup>0</sup>
5500	1677	827,45	621	+ 34 <sup>0</sup>
6000	1829	811,95	609	+ 33 <sup>0</sup>
6500	1982	796,85	598	+ 32 <sup>0</sup>
7000	2134	781,85	586	+ 31 <sup>0</sup>
7500	2287	767,15	575	+ 30 <sup>0</sup>
8000	2439	752,65	564	+ 29 <sup>0</sup>



# Приложения



## Центровочный график

[illegible]

ЗАВИСИМОСТЬ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА ОТ КОЛИЧЕСТВА ЗАПРАВЛЕННОГО ТОПЛИВА  
 (расходуемого топлива в баке № 4 мес)

Баки топлива	Масса топлива	Центровка, % САХ, массу выпущено (влияние уборки массы +1,1% САХ)																											
1	0	18,5	19,0	19,5	20,0	20,5	21,0	21,5	22,0	22,5	23,0	23,5	24,0	24,5	25,0	25,5	26,0	26,5	27,0	27,5	28,0								
	3,3	17,7	18,2	18,7	19,2	19,7	20,1	20,6	21,1	21,6	22,1	22,6	23,1	23,5	24,0	24,5	25,0	25,5	26,0	26,4	26,9								
2	5,0	19,2	19,7	20,2	20,6	21,1	21,6	22,1	22,5	23,0	23,5	23,9	24,4	24,9	25,3	25,8	26,3	26,8	27,2	27,7	28,2								
	8,75	20,7	21,1	21,6	22,0	22,5	22,9	23,4	23,8	24,3	24,7	25,2	25,7	26,1	26,6	27,0	27,5	27,9	28,4	28,8	29,3								
2-3	8,0	21,0	21,4	21,9	22,3	22,8	23,2	23,7	24,1	24,6	25,0	25,5	25,9	26,4	26,8	27,3	27,7	28,2	28,6	29,1	29,5								
	10,0	21,4	21,8	22,2	22,7	23,1	23,6	24,0	24,4	24,9	25,3	25,8	26,2	26,6	27,1	27,5	28,0	28,4	28,8	29,3	29,7								
	12,0	21,8	22,2	22,6	23,1	23,5	23,9	24,4	24,8	25,2	25,6	26,1	26,5	26,9	27,4	27,8	28,2	28,6	29,1	29,5	29,9								
	14,0	22,2	22,6	23,0	23,4	23,9	24,3	24,7	25,1	25,5	26,0	26,4	26,8	27,2	27,6	28,1	28,5	28,9	29,3	29,7	30,2								
	16,0	22,6	23,0	23,4	23,8	24,2	24,6	25,0	25,5	25,9	26,3	26,7	27,1	27,5	27,9	28,3	28,7	29,2	29,6	30,0	30,4								
	18,0	23,0	23,4	23,8	24,2	24,6	25,0	25,4	25,8	26,2	26,6	27,0	27,4	27,8	28,2	28,6	29,0	29,4	29,8	30,2	30,6								
	20,0	23,4	23,8	24,2	24,6	25,0	25,4	25,8	26,1	26,5	26,9	27,3	27,7	28,1	28,5	28,9	29,3	29,7	30,0	30,4	30,8								
	21,55	23,8	24,2	24,6	25,0	25,3	25,7	26,1	26,5	26,9	27,2	27,6	28,0	28,4	28,8	29,1	29,5	29,9	30,3	30,7	31,0								
	23,0	23,5	23,9	24,3	24,7	25,0	25,4	25,8	26,2	26,5	26,9	27,3	27,7	28,0	28,4	28,8	29,2	29,5	29,9	30,3	30,7								
	25,0	23,0	23,4	23,8	24,1	24,5	24,9	25,2	25,6	26,0	26,3	26,7	27,1	27,4	27,8	28,1	28,5	28,9	29,2	29,6	30,0								
2	27,0	22,5	22,9	23,3	23,6	24,0	24,3	24,7	25,1	25,4	25,8	26,1	26,5	26,9	27,2	27,6	27,9	28,3	28,7	29,0	29,4								
	29,0	22,0	22,4	22,8	23,1	23,5	23,8	24,2	24,5	24,9	25,2	25,6	26,0	26,3	26,7	27,0	27,4	27,7	28,1	28,4	28,8								
	31,0	21,6	22,0	22,3	22,7	23,0	23,4	23,7	24,1	24,4	24,8	25,1	25,5	25,8	26,1	26,5	26,8	27,2	27,5	27,9	28,2								
	33,0	21,2	21,5	21,8	22,2	22,5	22,8	23,2	23,5	23,8	24,2	24,5	24,9	25,2	25,5	25,9	26,2	26,5	26,9	27,2	27,5								

Схема компоновки самолета с делениями пассажирской кабины на зоны

Вариант на 180 мест

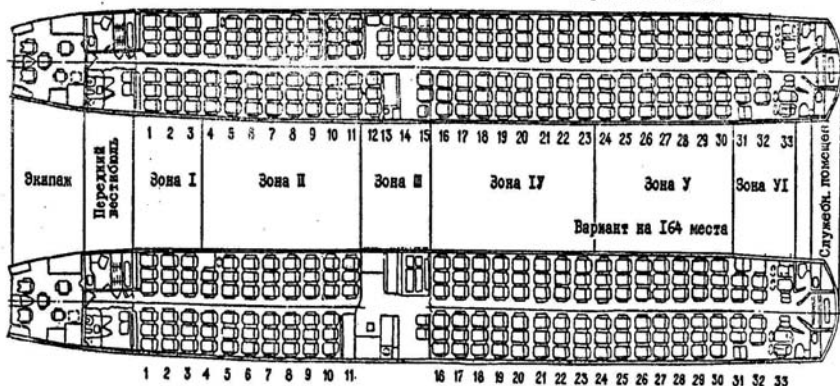
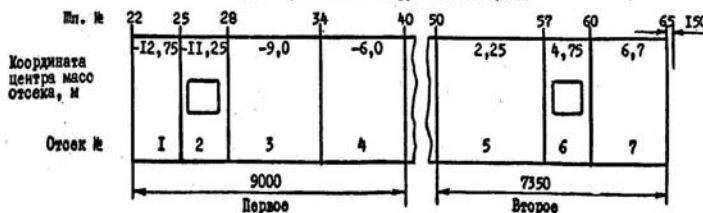


Схема расположения грузовых помещений





# Сводно-загрузочная ведомость

## LOAD SHEET

**IranAir**

The Airline of the  
Islamic Republic of Iran

B 737/727/707 PAX A/C

ALL WTS IN KGS

ADDRESS 01																
FROM 02		ORIGINATOR 03			FLIGHT IR - 04		A/C REG. EP - 05		VERSION 06	CREW 07	DATE 08					
DRY OPERATING WEIGHT 09					MAXIMUM WEIGHT FOR → 12					ZERO FUEL 13						
TAKE-OFF FUEL 10 +					TAKE-OFF FUEL → 16 +					TAKE-OFF 14						
					ALLOWED WEIGHT FOR TAKE-OFF LOWEST OF 1, 2, 3 17 =					TRIP FUEL 19 +						
OPERATING WEIGHT 11 =					OPERATING WEIGHT 11 --											
					ALLOWED TRAFFIC LOAD 18 =											
DEST 21	NO. OF PAX. 20		CAB	TOTAL 26		DISTRIBUTION WEIGHT 32					REMARKS 33					
ADULT 22	CH 23	1 24	RAG 25			1	2	3	4	5	6	7	0	F	Y	34
				Tr	27											
				B	28											
				C	29											
				M	30											
				T	26	1	2	3	4	5	6	7	0	F	Y	PAD
				Tr												
				B												
				C												
				M												
				T		1	2	3	4	5	6	7	0	F	Y	PAD
				Tr												
				B												
				C												
				M												
				T		1	2	3	4	5	6	7	0	F	Y	PAD
				Tr												
				B												
				C												
				M												
				T		1	2	3	4	5	6	7	0	F	Y	PAD
TOTAL 26	PASS WGT 31				ALLOWED TRAFFIC LOAD 18					NOTES: 46						
TOTAL TRAFFIC LOAD 35					→											
DRY OPERATING WEIGHT 9 +					UNDERLOADED 41 =											
ZERO FUEL WEIGHT 36					LAST MINUTE CHANGES 42					SEATING CONDITIONS 47						
MAX					DEST SPECIFICATION 43											
TAKE-OFF FUEL 37 +					WEIGHT 44											
TAKE-OFF WEIGHT 38										BALANCE CONDITIONS						
MAX										T.O. ....%MAC 48						
TRIP FUEL 19 -										Z.F. ....%MAC						
LANDING WEIGHT 39										TRIM. ....UNITS						
MAX										PREPARED BY 49						
NOTES										APPROVED 50						
ZFW .....lb 40																
TOW .....lb																
LW .....lb																
					45 LMC TOTAL											

01	Адрес (куда посылается документ)
02	Откуда (аэропорт отправления – трехбуквенное обозначение)
03	Пункт оформления документа
04	Номер рейса
05	Регистрационный номер ВС
06	Компоновка самолета (количество кресел)
07	Количество членов экипажа (летный/кабинный/ACM( <i>additional crew member</i> ))
08	Дата
09	Вес самолета без топлива и без пассажиров ( $m_{пуст.ВС} + m_{экипаж} + m_{кух.} + m_{аптечки} + \text{т.д.}$ )
10	Топливо на взлет
11	Вес самолета без топлива с пассажирами
12	Максимальный вес ...
13	.... без топлива
14	... взлетный
15	... посадочный
16	Топливо на взлете
17	Допустимая взлетная масса, наименьшая из 13,14,15
18	Допустимая коммерческая загрузка
19	Расходное топливо
20	Количество пассажиров
21	Аэропорт назначения
22	Взрослые пассажиры (возможно написание M/F ( <i>male/female</i> ))(мужчины/женщины))
23	Взрослые дети
24	Маленькие дети
25	Ручная кладь
26	Всего
27	Транзит
28	Багаж
29	Груз
30	Почта
31	Вес пассажиров
32	Распределение веса по отсекам багажников
33	Примечание (ремарки)
34	Информация о пассажирах первого и бизнес-классов
35	Общая коммерческая загрузка
36	Фактическая масса самолета без топлива (□□□□□□- максимальная масса без топлива)
37	Топливо на взлет
38	Фактическая взлетная масса (□□□□□□- максимальная взлетная масса)
39	Фактическая посадочная масса (□□□□□□- максимальная посадочная масса)
40	Обозначение п.п. 36,38,39 в фунтах (1lb = 0,454 кг)
41	Недогрузка
42	Изменения в последнюю минуту
43	Детализировка (взрослые, РБ, РМ, почта, груз и т.д.)
44	Вес
45	Сумма изменений в последнюю минуту
46	Примечание (может даваться информация о VIP, UM ( <i>дети без сопровождения</i> ), инвалиды, ценный груз, живые животные, радиоактивные грузы и т.д.)
47	Общее количество пассажиров
48	Балансировка самолета (центровка) (TO – <i>take off</i> , ZF – <i>zero fuel</i> , TRIM ... UNITS – <i>положение задатчика стабилизатора</i> )
49	Оформлено (фамилия, подпись)
50	Проверено (фамилия, подпись)

## Обозначение принятых в ICAO и США обозначений и сокращений (abbreviations).

A/A	Air to Air	Радиосвязь самолёт-самолёт
AAF	Army Air Field	Военный аэродром
AAL	Above Aerodrome Level	Над уровнем аэродрома
AAS	Airport Advisory Service	Консультативная служба аэропорта
AB	Air Base	Авиабаза
ABM	Abeam	На траверзе
ABN	Aerodrome Beacon	Аэродромный радиомаяк
AC	Air Carrier	Транспортный самолёт; авиа перевозчик; авиакомпания
ACA	Arctic Control Area	Арктическая контрольная зона
ACA	Approach Control Area	Контролируемая зона подхода
ACAS	Airborne Collision Avoidance System	Бортовая система предупреждения столкновений
ACARS	Airborne Communications Addressing and Reporting System	Служба доклада и рассылки информации о вылете
ACC	Area Control Center	Районный диспетчерский центр
ACFT	Aircraft	Воздушное судно
ACN	Aircraft Classification Number	Классификационное число воздушного судна
ACP	Airlift Command Post	Авиатранспортный командный пост
AD	Aerodrome	Аэродром
ADA	Advisory Area	Консультативный район
ADF	Automatic Direction Finding	Автоматическая радиопеленгация
ADIZ	Air Defense Identification Zone	Зона опознавания ПВО
ADNL	Additional	Дополнительный
ADR	Advisory Route	Консультативный маршрут
ADV	Advisory Area	Консультативный район
AEIS	Aeronautical Enroute Information Service	Обслуживание аэронавигационной информацией на маршруте
AER	Approach End Runway	Конец ВПП со стороны подхода
AERADIO	Air Radio	Радиостанция, обслуживающая полёты
AERO	Aerodrome	Аэродром
AES	Aerodrom Emergency Services	Аэродромная аварийная служба
AF Aux	Air Force Auxiliary Field	Вспомогательный аэродром BBC
AFB	Air Force Base	База BBC
AFIS	Aerodrome Flight Information Service	Аэродромная служба полётной информации
AFL	Above Field Level	Над уровнем аэродрома
AFN	American Forces Network	Сеть американских BBC

AFRS	Armed Forces Radio Stations	Радиосеть BBC
AFS	Air Force Station	Станция BBC
AFSS	Automated Flight Service Station	Автоматизированная станция обслуживания полётов
A/G	Air-to-Ground	Радиосвязь «воздух-земля»
AGL	Above Ground Level	Над уровнем земной поверхности
AGNIS	Azimuth Guidance Nose-in-Stand	Азимутальный вывод воздушного судна носом к месту стоянки
AHP	Army Heliport	Военный вертолётный аэропорт
AIP	Aeronautical Information Publication	Сборник аэронавигационной информации АИП
AIRAC	Aeronautical Information Regulation and Control	
AIREP	Air-Report	
AIS	Aeronautical Information	
ALA	Authorized Landing Area	
ALCE	Airlift Control Element	
ALF	Auxiliary Landing Field	
ALS	Approach Light System	
ALS	Automatic Landing System	
ALSF	Approach Light System with Sequenced Flashing Lights	
ALT	Altitude	
ALTN	Alternate	Запасной (аэродром)
AMA	Area Minimum Altitude	Минимальная абсолютная безопасная высота района
AMSL	Above Mean Sea Level	Над средним уровнем моря
ANGB	Air National Guard Base	Авиабаза национальной гвардии BBC
AOC	Airport Obstruction Chart	
AOE	Airport/Aerodrome of Entry	Международный аэропорт
AOR	Area of Responsibility	Зона ответственности
APAPI	Abbreviated Precision Approach Path Indicator	Укороченная визуальная индикация глиссады точного захода на посадку
APC	Area Positive Control	Диспетчерское обслуживание в позитивной зоне
APCH	Approach	Заход на посадку, подход
APP	Approach Control	Диспетчерское обслуживание захода на посадку
APPX	Approximate (ly)	
APT	Airport	Аэропорт
ARB	Air Reserve Base	Резервная авиационная база
ARINC	Aeronautical Radio, Inc.	Радиоаэронавигационное объединённое обслуживание
ARO	ATS Reporting Office	Офис обслуживания воздушного движения (ОВД)

ARP	Airport Reference Point	
ARSA	Airport Radar Service Area	
ARSR	Air Route Surveillance Radar	
ARR	Arrival	Прибытие
ARTC	Air Route Traffic Control	
ARTCC	Air Route Traffic Control Center	Центр контроля за движением ВС по воздушным трассам
ASDA	Accelerate Stop Distance Available	Располагаемая дистанция прерванного взлёта
ASL	Above Sea Level	
ASOS	Automated Surface Observation System	Автоматическая система наблюдения за поверхностью
ASR	Airport Surveillance Radar	Обзорный радиолокатор аэропорта
ATA	Actual Time of Arrival	Фактическое время прибытия
ATC	Air Traffic Control	
ATCAA	Air Traffic Control Assigned Airspace	Воздушное пространство с диспетчерским обслуживанием воздушного движения
ATCC	Air Traffic Control Center	Центр диспетчерского обслуживания воздушного движения
ATCRBS	Air Traffic Control Radar Beacon System	
ATCT	Air Traffic Control Tower	Аэродромный командно - диспетчерский пункт
ATD	Actual Time of Departure	Фактическое время убытия
ATF	Aerodrome Traffic Frequency	Частота зоны аэродромного движения неконтролируемого аэропорта
ATFM	Air Traffic Flow Management	Управление потоком Воздушного движения
ATIS	Automatic Terminal Information Service	Автоматическое обслуживание полётной информацией аэропорта
ATS	Air Traffic Services	Обслуживание воздушного движения (ОВД)
AT-VASI	Abbreviated Tee Visual Approach Slope Indicator	Сокращённый Т - образный индикатор глиссады визуального захода на посадку
ATZ	Aerodrome Traffic Zone	Зона аэродромного движения
AUTH	Authorized	Официально разрешенный
AUW	All-up Weight	Полный полётный вес
AUX	Auxiliary	Вспомогательный
A-VASI	Abbreviated Visual Approach Slope Indicator	Сокращённая система индикации глиссады визуального захода на посадку
AVBL	Available	Наличный, имеющийся в распоряжении, доступный

AWIB	Aerodrome Weather Information Broadcast	Передача информации о погоде на аэродроме
AWOS	Automated Weather Observing System	Система автоматической передачи погоды
AWY	Airway	Воздушная трасса
AZM	Azimuth	
BC	Back Course	Обратный курс
BCM	Back Course Marker	Маркер обратного курса
BCN	Beacon	Маяк, привод
BCOB	Broken Clouds or Better	Разорванная облачность с тенденцией к уменьшению
BCST	Broadcast	Радиовещание
BDRY	Boundary	Граница
BHP	Brake Horse Power	
BLDG	Building	Здание, строение
BLW	Below	
BM	Back Marker	Маркер обратного курса
BRG	Bearing	
		Пеленг
B-RNAV	Basic RNAV	Основная зональная навигация
BS	Broadcast Station (Commercial)	Широковещательная станция (коммерческая)
BTN	Between	
C	ATC IFR Flight Plan Clearance Delivery Frequency	Частота выдачи диспетчерского разрешения на полёт по ППП
CAB	Civil Aeronautical Board	
CADIZ	Canadian Air Defense Identification Zone	Канадская зона опознавания
CARS	Community Aerodrome Radio Station	Местная аэродромная станция
CAT	Category	Категория
CCW	Counterclockwise	
CDI	Course Deviation Indicator	Индикатор магнитного курса
CDR	Conditional Route	Условный маршрут
CDT	Central Daylight Time	Середина светового дня
CEIL	Ceiling	Высота НГО
CERAP	Combined Center/Radar Approach Control	Радиолокационное диспетчерское обслуживание, обеспечиваемое районным диспетчерским центром
CGAS	Coast Guard Air Station	Авиа станция береговой охраны
CGL	Circling Guidance Lights	Вращающиеся световые маяки
CH	Channel	Канал, линия связи, полоса частот
CH	Critical Height	Критическая высота
CHGD	Changed	
CIV	Civil	
CL	Runway Centerline Lights	
CLSD	Closed	

CMNPS	Canadian Minimum Navigation Performance Specification	Минимальные навигационные эксплуатационные характеристики в Канаде
CNF	Computer Navigation Fix	Точка компьютерной навигации
CO	County	Графство
COMLO	Compass Locator	Приводная радиостанция
COMM	Communications	Связь
COMSND	Commissioned	
CON	Console	
CONT	Continuous	Непрерывный
COORD	Coordinates	Координаты
COP	Change Over Point	Точка смены частот
CORR	Corridor	Коридор
CP	Command Post	Командный пункт
Cpt	Clearance (Pre-Taxi Procedure)	Диспетчерское разрешение на выруливание
CRP	Compulsory Reporting Point	
CRS	Course	Путевой угол
C/S	Call Sigh	
CST	Central Standard Time	Центральное стандартное время
CS/T	Combined Station / Tower	
CTA	Control Area	Диспетчерский район
CTAF	Common Traffic Advisory Frequency	Общая частота для ВС, обеспечиваемых, консультативным обслуживанием
CTL	Control	Диспетчерское обслуживание
CTR	Control Zone	Диспетчерская зона
CVFR	Controlled VFR	Диспетчерское обслуживание полётов по ПВП
CW	Clockwise	
C/W	Continuous	
CWY	Clear Way	
D	Day	День
DA	Decision Altitude	Абсолютная высота принятия решения
DA (H)	Decision Altitude (Height)	Абсолютная (относительная) высота принятия решения
D-ATIS	Digital ATIS	Цифровое автоматическое обслуживание полётной информацией аэропорта
DCT	Direct	Прямой
DECMSND	Decommissioned	Снят с эксплуатации
DEG	Degree	Градус, степень
DEP	Departure Control	Диспетчерское обслуживание убытия
DEPARTUR	Departure Procedure	Процедура убытия

DER	Departure End of Runway	Взлётный конец ВПП
DEWIZ	Distance Early Warning Identification Zone	Зона опознавания (раннего обнаружения) ПВО
DF	Direction Finder (Finding)	
DISPL THRESH	Displaced Threshold	Смещённый порог
DIST	Distance	Дистанция, расстояние, дальность
DME	Distance Measuring Equipment	Дальномерное оборудование, ДМЕ
DOD	Department of Defense	Департамент обороны
DOM	Domestic	Внутренний
DP	Departure Procedure	Процедура убытия
DR	Dead Reckoning Position	
DSB	Double Sideband	
DYW	Dual Tandem Wheel Landing Gear	
DVOR	Doppler VOR	
DW	Dual Wheel Landing Gear	
E	East or Eastern	Восток или восточный
EAT	Expected Approach Time	Расчётное время захода на посадку
ECOMS	Jeppesen Explanation of Common Minimum Specifications	Объяснение аэродромных эксплуатационных минимумов фирмы «Джеппсен»
EDT	Eastern Daylight Time	Восточноевропейское дневное время
EET	Estimated Elapsed Time	Расчётная продолжительность (работы)
EFAS	Enroute Flight Advisory Service	Консультативное обслуживание на маршруте, действующее или вступившее в силу
EFF	Effective	Эффективный
ELEV	Elevation	Превышение
EM	Emission	
EMERG	Emergency	Аварийная обстановка, аварийный
ENG	Engine	Двигатель
EOBT	Estimated Off Block Time	Расчётное время выключения
ES	Spanish Speaking Only	
EST	Eastern Standard Time	Стандартное время в Восточной Европе
ETA	Estimated Time of Arrival	Расчётное время прибытия
ETD	Estimated Time of Departure	Расчётное время убытия
ETE	Estimated Time Enroute	Расчётное время полёта по маршруту
EXC	Except	
ETOPS	Extended Range Operation with two engine airplanes	



F	Condenser Discharge Sequential Flashing Lights / Sequenced Flashing Lights	
FAA	Federal Aviation Administration	Федеральная Авиационная Администрация (ФАА)
FAC	Final Approach Course	
FAC	Facility	
FAF	Final Approach Fix	Контрольная точка конечного этапа захода на посадку
FAM	Family of Frequencies	
FAP	Final Approach Point	Точка конечного этапа захода на посадку
FAR	Federal Aviation Regulation	Федеральные авиационные правила
FCP	Final Control Point	Конечная точка диспетчерского обслуживания воздушного движения
FIC	Flight Information Center	Центр полётной информации
FIR	Flight Information Region	Район полётной информации, ФИР
FIS	Flight Information Service	Полётно-информационное обслуживание
FL	Flight Level (Altitude)	Эшелон полёта (абсолютная высота)
FLD	Field	Аэродром
FLG	Flashing	Работа в проблесковом режиме, мигание
FLT	Flight	Полёт, рейс
FM	Fan Marker	Вращающийся маяк
FMS	Flight Management System	Система управления полётом
FPL	Flight Plan (ATC)	
FPM	Feet Per Minute	Футы в минуту
FREQ	Frequency	Частота
FSS	Flight Service Station	Станция полётного обслуживания
FT	Feet	Футы
FTS	Flexible Track System	Система гибких треков
G	Guards only (radio frequencies)	Только прослушивание (радиочастоты)
GA	General Aviation	Авиация общего назначения
GAL	Gallons	
GCA	Ground Controlled Approach (radar)	Заход на посадку по командам с земли (по радиолокатору)
GCO	Ground Communications Outlet	Наземный канал связи (земля/земля)
GEO	Geographic or True	Географический или истинный
GLONASS	Global Orbiting Navigation Satellite System	Глобальная орбитальная навигационная спутниковая система

GMT	Greenwich Mean Time	Среднее Гринвичское время
GND	Ground Control	Диспетчерское обслуживание движения ВС на земле (руление)
GND	Surface of the Earth (either land or water)	Поверхность земли (воды)
GNSS	Global Navigation Satellite System	Глобальная навигационная спутниковая система
GP	Glidepath	Глиссада
GPS	Global Positioning System	Глобальная система определения местоположения ВС
GRM	RMS Glide Slope	
GS	Glide Slope	Глиссада
G/S	Ground Speed	Путевая скорость
GWT	Gross Weight	Полный полётный вес
H	Non-Directional Radio Beacon or High Altitude	Ненаправленный радиомаяк или верхнее воздушное пространство
H24	24 Hour Service	Круглосуточная работа
HAA	Height Above Airport	Высота над уровнем аэропорта
HAS	Height Above Site	Высота над уровнем пролетаемой местности
HAT	Height Above Touchdown	Высота над зоной приземления
HC	Critical Height	Критическая высота
HDF	High Frequency Direction Finding Station	
HDG	Heading	Магнитный курс ВС
HEL	Helicopter	
HF	High Frequency (3-30 MHz)	Высокая частота (3-30 МГц)
HGT	Height	
HI	High (altitude)	Верхнее воздушное пространство
HI	High Intensity (lights)	Высокая интенсивность (огней)
HIALS	High Intensity Approach Light System	Система огней подхода высокой интенсивности
HIRL	High Intensity Runway Edge Lights	Посадочные огни ВПП высокой интенсивности
HIWAS	Hazardous Inflight Weather Advisory Service	Представление метеосообщений в полёте об опасных явлениях для ВС
HJ	Sunrise to Sunset	От восхода до захода
HN	Sunset to Sunrise	От захода до восхода
HO	By Operational Requirements	По эксплуатационным требованиям
hPa	Hectopascal (one hectopascal = one millibar)	Гектопаскаль (один гектопаскаль = одному миллибару)
HPZ	Helicopter Protected Zone	
HR	Hours (period of time)	Часы (период времени)
HS	During Hours of Scheduled Operations	В течении времени работы по расписанию

HSI	Horizontal Situation Indicator	
HST	High Speed Taxi-way Turn-off	Скоростная РД для сруливания
HTZ	Helicopter Traffic Zone	
HX	Irregular Service	
Hz	Hertz (cycles per second)	Герц
I	Island	Остров
IAC	Instrument Approach Chart	
IAF	Initial Approach Fix	Первоначальная точка захода на посадку
IAL	Instrument Approach and Landing Chart	
IAP	Instrument Approach Procedure	
IAS	Indicated Airspeed	Приборная воздушная скорость
IBN	Identification Beacon	Опознавательный радиомаяк
ICAO	International Civil Aviation Organization	Международная организация Гражданской авиации ИКАО
IDENT	Identification	Опознавание
IF	Intermediate Fix	Точка промежуточного этапа захода на посадку
IFF	Identification Friend or Foe	
IFR	Instrument Flight Rules	Правила полётов по приборам
IFSS	Instrument Flight Service Station	
IGS	Instrument Guidance System	Инструментальная система захода
ILS	Instrument Landing System	Система захода на посадку по приборам
IM	Inner Marker	Внутренний маркер
IMC	Instrument Meteorological Conditions	Метеорологические условия для полётов по приборам
IMTA	Intensive Military Training Area	Район интенсивных военных полётов
INBD	Inbound	
INDEFLY	Indefinitely	Не определено
IN or INS	Inches	Дюймы
INS	Inertial Navigation System	Инерциальная навигационная система
INFO	Information	Информация
INOP	Inoperative	Не действующий
INP	If Not Possible	
INT	Intersection	Пересечение
INTL	International	Международный
IORRA	Indian Ocean Random RNAV Area	Зона RNAV в Индийском океане
IR	Instrument Restricted Controlled Airspace	Контролируемое воздушное пространство, ограниченное для полётов по ППП
IS	Islands	Острова

ITWS	Integrated Terminal weather system	Интегрированная система погоды на аэродроме
I/V	Instrument/Visual Controlled Airspace	Контролируемое воздушное пространство для полётов по ППП/ПВП
JAA	Joint Aviation Authorities	Объединение авиационных организаций
JBD	James Brake Decelometer (Canada)	
KGS	Kilograms	Килограммы, кгс
KGSP	see RMS	
kHz	Kilohertz	Килогерцы, кГц
CIAS	Knots Indicated Airspeed	Приборная воздушная скорость в узлах
KM	Kilometers	Километры, КМ
KMH	Kilometer(s) per Hour	Километры в час, КМ/Ч
KRM	RMC Localizer	
KT	Knots	Узлы
KTAS	Knots True Airspeed	Истинная воздушная скорость в узлах
KW	KiloWatt	
L	Locator (Compass)	Приводная радиостанция
LAA	Local Airport Advisory	Местная консультативная служба аэропорта
LACFT	Large Aircraft	Большое ВС
LAHSO	Land and Hold Short Operations	Данные по располагаемым посадочным дистанциям при наличии пересекаемых ВПП
LAT	Latitude	Широта
LBCM	Locator Back Course Marker	Приводная радиостанция, совмещённая с маркером обратного курса посадки
LBM	Locator Back Marker	Приводная радиостанция, совмещённая с маркером обратного курса посадки
LBS	Pounds (Weight)	Фунты (вес)
LC	Landing Chart	
LCG	Load Classification Group	Классификационная группа нагрузки
LCN	Load Classification Number	Классификационный номер нагрузки
Lctr	Locator (Compass)	Приводная радиостанция
LDA	Landing Distance Available	Располагаемая посадочная дистанция
LDA	Localizer type Directional Aid	Тип курсового маяка направленного действия
LDI	Landing Direction Indicator	Указатель направления посадки

LDIN	Lead-in Light System	Система посадочных входных огней
LF	Low Frequency (30-300) Khz	
LER	Low Frequency Range (RNG)	
LGTH	Length	Длина, продолжительность
LH	Left Hand	
LIFR	Low IFR	
LIM	Locator Inner Marker	Приводная радиостанция, совмещённая с ближним маркером
LLWAS	Low Level Wind Shear Alert System	Система оповещения о сдвиге ветра в нижних слоях атмосферы
LLZ	Localizer (ICAO abbreviation, not used by Jeppesen)	
LMM	Locator Middle Marker	Приводная радиостанция, совмещённая со средним маркером
LNDG	Landing	Посадка, посадочный
LO	Locator at Outer Marker Site	Приводная радиостанция, совмещённая с внешним (дальним) маркером
LOC	Localizer	Курсовой радиомаяк
LOC	Locator (ICAO abbreviation, not used by Jeppesen)	
LOM	Locator Outer Marker	Приводная радиостанция, совмещённая с внешним (дальним) маркером
LONG	Longitude	Долгота
LSALT	Lowest Safe Altitude	Минимальная безопасная высота
LSB	Lower Sideband	
LT	Local Time	Местное время
LTS	Lights	Огни
LVP	Low Visibility Procedures	Процедуры, используемые при малой видимости
M	Meters	Метры, М
MAA	Maximum Authorized Altitude	Максимальная разрешённая высота полёта
MAG	Magnetic	Магнитный
MALS	Medium Intensity Approach Light System	Система огней подхода средней интенсивности
MALSF	Medium Intensity Approach Light System with Sequenced Flashing Lights	Система огней подхода средней интенсивности с бегущими проблесковыми огнями
MALSR	Medium Intensity Approach Light System with Runway Alignment Indicator Lights	Система огней подхода средней интенсивности с огнями индикации входа в створ ВПП
MAP	Missed Approach Point	Точка ухода на второй круг
MAX	Maximum	Максимум, максимальный
MB	Millibars	Миллибары, мбар

MBON	Minimum Break Off Height	
MBZ	Mandatory Broadcast Zone	Зона обязательных радиопередач
MCA	Minimum Crossing Altitude	Минимальная абсолютная высота полёта
MCAF	Marine Corps Air Facility	Аэронавигационное средство морской пехоты
MCAS	Marine Corps Air Station	Авиационная база морской пехоты
MCTA	Military Controlled Airspace	Воздушное пространство, контролируемое BBC
MDA	Minimum Descent Altitude	Минимальная абсолютная высота снижения
MDA (H)	Minimum Descent Altitude (Height)	Минимальная абсолютная (относительная) высота снижения
MDT	Mountain Daylight Time	В течении светлого времени
MEA	Minimum Enroute Altitude	Минимальная высота полёта по маршруту
MEHT	Minimum Eye Height Over Threshold	Самая низкая высота над порогом ВПП, на которой пилот будет видеть индикацию траектории захода на посадку
MEML	Memorial	Мемориальный, мемориал
MER	True Height Above Mean Sea Level	
MET	Meteorological	Метеорологический
MF	Medium Frequency (300-3000 kHz) also Mandatory Frequency	Средние частоты (300-3000кГц), а также обязательная частота
MHA	Minimum Holding Altitude	Минимальная высота полёта в зоне ожидания
MHz	Megahertz	Мегагерц, МГц
MI	Medium Intensity (lights)	Средняя интенсивность огней
MIALS	Medium Intensity Approach Light System	Система огней подхода средней интенсивности
MIL	Military	Военный
MIM	Minimum	Минимум
MIN	Minute	Минута, мин
MIRL	Medium Intensity Runway Edge Lights	Посадочные огни средней интенсивности
MKR	Marker Radio Beacon	Маркерный радиомаяк
MLS	Microwave Landing System	Микроволновая система посадки
MLW	Maximum Certificated Landing Weight	
MM	Middle Marker	Средний маркер
MNPS	Minimum Navigation Performance Specifications	Минимальные навигационные эксплуатационные характеристики
MOA	Military Operation Area	Зона полётов военной авиации
MOCA	Minimum Obstruction Clearance Altitude	Минимальная безопасная высота полёта над препятствиями

MORA	Minimum Off-Route Altitude (Grid or Route)	Минимальная безопасная высота полёта вне маршрута
MPH	Miles Per Hour	
MPS	Meter Per Second	
MPW	Maximum Permitted Weight	
MRA	Minimum Reception Altitude	Минимальная высота приёма радиосигналов
MSA	Minimum Safe Altitude	Минимальная безопасная (абсолютная) высота
MSL	Mean Sea Level	Средний уровень моря
MST	Mountain Standard Time	Используя время UTC
MT	Metric Ton (2204,61 lbs)	
MTA	Military Training Area	Район учебных военных полётов
MTAF	Mandatory Traffic Advisory Frequency	Обязательная частота консультативного движения
MTCA	Minimum Terrain Clearance Altitude	Минимальная безопасная высота полёта над рельефом
MTMA	Military Terminal Control Area	Военный узловой диспетчерский пункт
MTOW	Maximum Take-off Weight	Максимальный взлётный вес
MUN	Municipal	Муниципальный
MUTA	Military Upper Traffic Control Area	
MVA	Minimum Vectoring Altitude	Минимальная безопасная высота при заходе векторением (используется только диспетчером УВД)
MVFR	Marginal VER	
N	Night, North or Northern	Ночь, север или северный
NA	Not Authorized	Официально не разрешено
NAAS	Naval Auxiliary Air Station	Военно-морская вспомогательная авиационная станция
NADC	Naval Air Development Center	Авиационный научно-исследовательский центр ВМС
NAEC	Naval Air Engineering Center	Авиационно-технический центр ВМС
NAF	Naval Air Facility	Аэронавигационное средство ВМС
NALF	Naval Auxiliary Landing Field	Вспомогательный аэродром посадки ВМС
NAR	North American Routes	Североамериканские маршруты
NARL	Naval Arctic Research Laboratory	
NAS	Naval Air Station	Военно-морская авиационная станция
NAT	North Atlantic Traffic	Полёты в Северной Атлантике
NAT/OTS	North Atlantic Traffic/Organized Track System	Полёты в Северной Атлантике / система организованных треков
NATL	National	Национальный

NAVAID	Navigational Aid	Навигационное средство
NCA	Northern Control Area	Северная контролируемая воздушная зона
NCRP	Non-Compulsory Reporting Point	Пункт необязательного доклада
NDB	Non-Directional Beacon/ Radio Beacon	Ненаправленный радиомаяк
NE	Northeast	Северо-восток
NM	Nautical Mile(s)	Морские мили
NML	Normal	
No	Number	Номер
NOF	International NOTAM Office	
NOISE	Noise Abatement Procedure	
NoPT	No Procedure Turn	Нестандартный разворот
NOTAM	Notices to Airmen	Извещения лётному составу, NOTAM
NW	Northwest	Северо-запад
NWC	Naval Weapons Center	Центр вооружённых ВМС
O/A	On or About	На или около
OAC	Oceanic Area Control	Диспетчерское обслуживание в океаническом районе
OBST	Obstruction	
OCA	Oceanic Control Area	Океаническая зона контроля
OCA (H)	Obstacle Clearance Altitude (Height)	Абсолютная (относительная) безопасная высота пролёта препятствий
OCL	Obstruction Clearance Limit	Минимальная безопасная высота пролёта над препятствиями (общий термин)
OCNL	Occasional	Случайный
OCTA	Oceanic Control Area	Океанический диспетчерский район
ODALS	Omni-Directional Approach Light System	Всенаправленные входные посадочные огни
OLF	Outlying Field (Navy)	
OM	Outer Marker	Внешний (дальний) маркер
OP	Operation or Operate	
OPS	Operations or Operates	Работа или работает, полёты или выполняет полёты
O/R	On Request	По запросу
OSV	Ocean Station Vessel	Океаническая станция-корабль
O/T	Other Times	В другое время
OTR	Oceanic Transition Route	Океанический маршрут
OTS	Out-of-Service	Неисправен, не работает
PANS-OPS	Procedures for Air Navigation Services - Aircraft Operations	Правила для аэронавигационных служб – производство полётов ВС гражданской авиации
PAPA	Parallax Aircraft Parking Aid	



PAPI	Precision Approach Path Indicator	Визуальная индикация глиссады точного захода на посадку
Par	Parallel	
PAR	Precision Approach Radar	Посадочный радиолокатор
PCL	Pilot Controlled Lighting	Управление светотехническими системами с борта ВС
PCN	Pavement Classification Number	Классификационное число покрытия
PCZ	Positive Control Zone	Позитивная диспетчерская зона
PDC	Pre-Departure Clearance	Разрешение перед вылетом
PDR	Predetermined Rout	
PDT	Pacific Daylight Time	Дневное время над Тихим океаном
PERM	Permanent	Постоянный
PISTON	Piston Aircraft	ВС с поршневым двигателем
PJE	Parachute Jumping Exercise	
PLASI	Pulsating Visual Approach Slope Indicator	Пульсирующая визуальная индикация глиссады
PNI	Pictorial Navigation Indicator	
PNR	Prior Notice Required Position	
POSN	Position	
PPI	Plan Position Indicator	
PPO	Prior Permission Only	Только по предварительному разрешению
PPR	Prior Permission Required	Требуется предварительное разрешение
PRA	Precision Radar Approach	Локатор точного захода на посадку
PROC	Procedure	
Proj	Projection	
PRM	Precision Radar Monitor	Индикатор локатора точного захода на посадку
PROP	Propeller Aircraft	Винтомоторное ВС
PROV	Provisional	
PSN	Position	
PSP	Pierced Steel Planking	Перфорированная стальная плита
PST	Pacific Standard Time	Среднее время над Тихим океаном
PT	Procedure Turn	
PTO	Part Time Operation	
PTS	Predetermined Track Structure	
PVT	Private Operator	Частный перевозчик
QDM	Magnetic bearing to facility	Магнитный пеленг на радионавигационное средство
QDR	Magnetic bearing from facility	Магнитный пеленг от радионавигационного средства
QFE	Height above airport elevation (or runway threshold elevation) based on local station pressure	Относительная высота над превышением аэропорта (или превышением порога ВПП) по давлению местной станции

QNE	Altimeter setting 29.92" Hg or 1013.2 Mb.	Установка барометрического высотомера по стандартному давлению, равному 29,92 дюймов рт. ст. или 1013,2 мбар.
QNH	Altitude above sea level based on local station pressure	Абсолютная высота над уровнем моря по давлению местной станции
R	Radar	
RA	Radio Altimeter	Радиовысотомер
RAI	Runway Alignment Indicator	Указатель створа ВПП
RAIL	Runway Alignment Indicator Lights	Огни створа ВПП
RAPCON	Radar Approach Control	Диспетчерское обслуживание захода на посадку по радиолокатору
RAR	Radar Arrival Route	
RATCF	Radar Air Traffic Control Facility (USA)	
RCAG	Remote Communications Air Ground	Выносное устройство центра радиосвязи "воздух-земля"
RCC	Rescue Coordination Center	Координационный центр поиска и спасения
RCL	Runway Centerline	Осевая линия ВПП
RCLM	Runway Center Line Markings	Маркировка осевой линии ВПП
RCO	Remote Communications Outlet	Выносная станция связи
RCVS	Receives	
RDO	Radio	
RDR	Radar Departure Route	
REF	Reference	Эталон, система отсчёта, ориентир, исходный, эталонный. Ссылка, ссылаясь, справка.
REG	Regular	
REIL	Runway End Identifier Lights	Опознавательные огни конца ВПП
REP	Reporting Point	Пункт донесения
REP	Ramp Entrance Point	Точка входа на перрон
RL	Runway (edge) Lights	Огни ВПП (боковые)
RNAV	Area Navigation	Зональная навигация
RNP	Required Navigation Performance	Требуемые навигационные характеристики
RNPC	Required Navigation Performance Capability	Возможность обеспечения требуемых навигационных характеристик
ROC	Rate of Climb	Вертикальная скорость набора
RPT	Regular Public Transport	Регулярный общественный транспорт
RTE	Route	Маршрут
RTS	Return to Service	Возобновление обслуживания

RVR	Runway Visual Range	Дальность видимости на ВПП (определяется по приборам)
RVSM	Reduced Vertical Separation Minimum	Уменьшенные минимальные вертикальные интервалы
RVV	Runway Visibility Values	Значение горизонтальной дальности видимости вдоль ВПП
RWY	Runway	Взлётно-посадочная полоса
S	South or Southern	ЮГ или Южный
SALS	Short Approach Light System	Укороченная система огней подхода
SALSF	Short Approach Light System with Sequenced Flashing Lights	Укороченная система бегущих, проблесковых огней подхода
SAR	Search and Rescue	Поиск и Спасение
SATCPM	Satellite voice air-ground calling	
SAWRS	Supplementary Aviation Weather Reporting Station	Вспомогательная станция передачи авиаметеосводок
SCA	Southern Control Area	Южная контролируемая воздушная зона
SCOB	Scattered Clouds or Better	Неполная облачность с тенденцией к уменьшению
SDF	Simplified Directional Facility	Упрощённое средство направленного действия
SE	Southeast	Юго-восточный
SEC	Seconds	Секунды, с
SELCAL	Selective Call System	Система избирательного вызова
SFL	Sequenced Flashing Lights	Бегущие проблесковые огни
SFL-V	Sequenced Flashing Light(s) - Variable light intensity	Бегущие проблесковые огни переменной интенсивности
SID	Standard Instrument Departure	Схема стандартного маршрута вылета
SIWL	Single Isolated Wheel Load	Нагрузка на одно колесо
SKD	Scheduled	По расписанию, регулярный, рейсовый
SLP	Speed Limiting Point	Пункт ограничения скорости
SM	Statute Miles	Статутные мили
SMGCS	Surface Movement Guidance and Control System	Руководство и контроль аэродромного движения
SOC	Start of Climb	Начало набора высоты
SODALS	Simplified Omnidirectional Approach Lighting System	Упрощённая всенаправленная система огней подхода
SPAR	French Light Precision Approach Radar	Французская подвижная РЛС высокой точности, управляющая выводом самолёта в зону аэродрома и посадки
SRA	Special Rules Area	Район специальных правил
SRA	Surveillance Radar Approach	Заход на посадку с помощью обзорного радиолокатора

SRE	Surveillance Radar Element	Поисковая РЛС, РЛС кругового обзора
SR-SS	Sunrise-Sunset	От восхода до захода солнца
SSALF	Simplified Short Approach Light System with Sequenced Flashing Lights	Упрощённая укороченная система огней подхода с бегущими проблесковыми огнями
SSALR	Simplified Short Approach Light System with Runway Alignment Indicator Lights	Упрощённая укороченная система огней подхода с огнями входа в створ ВПП
SSALS	Simplified Short Approach Light System	Упрощённая укороченная система огней подхода
SSB	Single Sideband	На одной боковой полосе (частот)
SSR	Secondary Surveillance Radar (in U.S.A. ATCRBS)	Обзорный радиолокатор вторичной радиолокации (в сети радиолокационных маяков службы воздушного движения США)
STAR	Standard Terminal Arrival	Схема стандартного маршрута прибытия
STD	Indication of an altimeter set to 29.92" Hg or 1013.2 Mb without temperature correction	Показания барометрического высотомера, установленного на стандартное давление 29,92 дюйма рт. ст. или 1013,2 мбар без температурной поправки
Std	Standard	Стандартный, стандарт
ST-IN	Straight-in	Заход с прямой
STN	Station	Станция база
STOL	Short Take-off and Landing	Укороченные взлёт и посадка, самолёта
SW	Single Wheel Landing Gear	Шасси с одиночными колёсами
SW	Southwest	Юго-запад
°T	True (degrees)	Истинный угол в градусах
T	Terrain clearance altitude - (MOCA)	Безопасная высота полёта над рельефом (соответствующая MOCA)
T	Transmits only (radio frequencies)	Только передача
T-VASI	Tee Visual Approach Slope Indicator	Т - образный индикатор глиссады визуального захода на посадку
TA	Transition Altitude	Высота перехода
TAA	Terminal Arrival Area	Зона подхода на прилёт
TACAN	Tactical Air Navigation (bearing and distance station)	ТАКАН (система определения азимута и дальности ВС, для гражданских ВС только дальности)
TAS	True Air Speed	Истинная воздушная скорость
TCAS	Traffic Alert and Collision Avoidance System	Система предупреждения и предотвращения столкновения
TCH	Threshold Crossing Height	Высота пролёта торца

TCTA	Transcontinental Control Area	Межконтинентальный диспетчерский район
TDWR	Terminal Doppler Weather Radar	Аэродромный доплеровский метеолокатор
TDZ	Touchdown Zone	Зона приземления
TDZE	Touchdown Zone Elevation	Превышение зоны приземления
TEMP	Temporary	Временно
TERPs	United States Standard for Terminal Instrument Procedure	Стандарты США для полётов по ППП в зоне аэроузла
THR	Threshold	Торец ВПП
TIBA	Traffic Information Broadcast by Aircraft	Бортовая передача информация о движении ВС
TL	Transition Level	Эшелон перехода
TMA	Terminal Control Area	Узловой диспетчерский район
TML	Terminal	Конечный пункт маршрута, аэроузел, аэровокзал
TMN	Terminates	Прекращение
TODA	Take-off Distance Available	Располагаемая взлётная дистанция
TORA	Take-off Run Available	Располагаемая длина разбега
TRACON	Terminal Radar Approach Control	Диспетчерское обслуживание захода на посадку с использованием радиолокатора радиоузла
TRANS ALT	Transition Altitude	Абсолютная высота перехода
TRANS LEV	Transition Level	Эшелон перехода
TRCV	Tri-Color Visual Approach Slope Indicator	Трёхцветный визуальный индикатор глиссады
TVOR	Terminal VOR	ВОР аэроузла (аэропорта)
TWEB	Transcribed Weather Broadcast	Передача погоды открытым текстом
TWIP	Terminal Weather Information for Pilots	Метеоинформация о погоде для пилотов
TWR	Tower (Aerodrome Control)	Диспетчерская “вышка”
TWY	Taxiway	Рулëжная дорожка (РД)
U	Unspecified	Не уточненный, неклассифицированный, неопределённый
U	UNICOM	Аэронавигационное консультативное обслуживание
UFN	Until Further Notice	До последующего уведомления
UHF	Ultra High Frequency (300-3000 MHz)	Ультра высокая частота
UIR	Upper Flight Information Region	Район полётной информации верхнего воздушного пространства
UNCTL	Uncontrolled	Неконтролируемый
UNICOM	Aeronautical Advisory Service	Аэронавигационное консультативное обслуживание

UNL	Unlimited	Неограниченно
U/S	Unserviceable	Непригодный, неисправный, необслуживаемый
USAF	US-Air Force	Военно-воздушные силы США
USB	Upper Sideband	Верхняя боковая полоса
USN	US-Navy	Военно-морские силы США
UTA	Upper Control Area	Верхнее контролируемое воздушное пространство
UTC	Coordinated Universal Time	Координированное всемирное время
VAR	Magnetic Variation	Магнитное склонение
VASI	Visual Approach Slope Indicator	Визуально-световой индикатор глиссады
VDP	Visual Descent Point	Визуальная точка снижения
VE	Visual Exempted	Контролируемое ВП, в котором полёты по ПВП не подлежат диспетчерскому обслуживанию ПВП
VFR	Visual Flight Rules	Визуальные правила полёта
VGSI	Visual Glide Slope Indicator	Визуальный индикатор глиссады
VHA	Volcanic Hazard Area	Опасная вулканическая зона
VHF	Very High Frequency (30-300 MHz)	Очень высокая частота(30-300МГц)
VIS	Visibility	Видимость
VMC	Visual Meteorological Conditions	Визуальные метеоусловия
VNAP	Vertical Noise Abatement Procedures	Процедура уменьшения шума в вертикальной плоскости
VNAV	Vertical Navigation	Навигация в вертикальной плоскости
VOLMET	Meteorological Information for Aircraft Flight	Полётная метеоинформация
VOR	VHF Omnidirectional Range	ВОР, всенправленный УКВ-радиомаяк
VORTAC	VOR and TACAN co-located	Совмещённый VOR и TACAN
VOT	Radiated Test Signal VOR	Маяк ВОР, служащий для проверки бортовой аппаратуры
VV	Vertical Visibility	Вертикальная видимость
V/V	Vertical Velocity or speed	Вертикальная скорость
W	West or Western	Запад или западный
W/o	Without	Без
W/P	Area Navigation (RNAV) Way Point	Точка пути зональной навигации
WT	Water Tank	Цистерна с водой
WX	Weather	Погода
X	On Request	По запросу
Y	(NO ENTRIES)	Нет входа
Z	Zulu Time (UTC)	Всемирное скоординированное время

