

МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

**Федеральное государственное образовательное учреждение
высшего профессионального образования**

**Московский государственный технический
университет гражданской авиации**

**Кафедра технической эксплуатации летательных
аппаратов и авиадвигателей**

Найда В.А., Чичерин А.С.

Пособие

**по выполнению лабораторной работы
«Анализ влияния эксплуатационных факторов
на взлетно-посадочные характеристики самолета»**

**для студентов 4 курса специальности 280102
дневной формы обучения по дисциплине
«Техническая эксплуатация и ремонт ВС»**

Москва - 2007

Рецензент кан. техн. наук П.Д.Жильцов

Найда В.А., Чичерин А.С.

Пособие по выполнению лабораторной работы «Анализ влияния эксплуатационных факторов на взлетно-посадочные характеристики самолета». – М.: МГТУ ГА, 2007

Данное пособие издается в соответствии с рабочей программой учебной дисциплины «Техническая эксплуатация и ремонт ВС» по учебному плану специальности 280102 для студентов 4 курса дневной формы обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры ТЭЛА и АД и Методического Совета по специальности 280102.

1. Общие положения

1.1. Целью проведения лабораторной работы является закрепление знаний по инженерным основам летно-технической эксплуатации ВС и приобретения практических навыков применения аналитических методов анализа влияния эксплуатационных факторов на взлетно-посадочные характеристики самолета.

1.2. Работа состоит из двух разделов. В первом разделе проводится анализ влияния эксплуатационных факторов на взлетные характеристики самолета, во втором разделе проводится анализ влияния эксплуатационных факторов на посадочные характеристики самолета.

1.3. По результатам работы студент составляет отчет. Отчет должен содержать тему занятий, исходные данные варианта, необходимые теоретические зависимости, рисунки, результаты расчетов в виде таблиц, графиков, выводы.

2. Методические указания по теме первого раздела работы «Анализ влияния эксплуатационных факторов на взлетные характеристики самолета».

Расчет взлетных характеристик производится для режима нормального взлета. Нормальный взлет – это взлет в условиях правильного функционирования двигателей и систем самолета, выполняемый с использованием предусмотренной руководства полетной эксплуатации (РЛЭ) техники пилотирования.

В процессе выполнения работы определяются следующие взлетные характеристики (рис. 1):

длина разбега $L_{\text{разб.}}$;

длина воздушного участка $L_{\text{в.у.}}$;

длина взлетной дистанции $L_{\text{взл.}}$;

скорость отрыва самолета $V_{\text{отр.}}$;

среднее ускорение при разбеге $j_{\text{ср.}}$,

кроме того, оценивается влияние на длину разбега самолета следующих эксплуатационных факторов:

скорости и направления ветра – W ;

угла наклона ВПП – i .

Взлетная дистанция – расстояние по горизонтали, проходимое самолетом от точки старта до точки на высоте 10 м над уровнем ВПП / 1/ .

Длина взлетной дистанции: $L_{\text{взл.}} = L_{\text{разб.}} + L_{\text{в.у.}}$

Длина разбега в стандартных условиях определяется как путь, пройденный самолетом при прямолинейном ускоренном движении до достижения скорости отрыва.

Скорость отрыва самолета при взлете – это скорость самолета в момент отрыва от ВПП основных его опорных устройств (главных ног шасси).

При разбеге на самолет действуют следующие силы: подъемная сила Y , сила лобового сопротивления X , вес самолета G , сила трения колес о землю F и нормальная реакция земли на шасси N .

Условия движения самолета при разбеге:

1. Условие прямолинейного движения

$$Y + N - G = 0.$$

2. Условие ускоренного движения

$$G/g_j = P - X - F,$$

где J – ускорение самолета при разбеге.

Взлет состоит из разбега, отрыва, разгона – набора высоты до 10 м с обеспечением рекомендованных скоростей и ушла атаки. На всех этих этапах взлета самолет имеет положительное ускорение, величина которого зависит от избытка тяги ΔP и массы m

$$J = \Delta P/m.$$

Масса самолета пропорциональна весу самолета и обратно пропорциональна ускорению земного притяжения

$$m = G/g.$$

2.1. Расчет взлетных характеристик самолета Ту-154.

2.1.1. Скорость отрыва самолета - $V_{отр.}$ вычисляется по формуле:

$$V_{отр.} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_{y.отр.}}}$$

где m - масса самолета, кг (задается);

g - ускорение свободного падения, м/с²;

ρ - плотность воздуха у земли кг/м³; определяется по табл. П1 для заданных вариантам условий аэродрома;

$C_{y.отр.}$ - коэффициент подъемной силы крыла в момент отрыва; определяется по графику (рис.2) для взлетного угла атаки ($\alpha_o = 9^\circ$) и $\alpha_{закр.} = 28^\circ$;

S - площадь крыла, $S = 180 \text{ м}^2$.

2.1.2. Среднее ускорение самолета при разбеге – $j_{ср.}$

$$j_{ср.} = \frac{P_{ср.} - (X_{ср.} + F_{ср.})}{m}$$

где $P_{ср.}$ – средняя сила тяги двигателей, кг м/с²;

$X_{ср.}$ - средняя сила лобового сопротивления, кг м/с²;

$F_{ср.}$ - средняя сила трения колес, кг м/с².

Значения $P_{ср.}$, $X_{ср.}$ и $F_{ср.}$ вычисляется с использованием следующих выражений:

$$P_{ср.} = 3 \left(\frac{P_o + P_{отр.}}{2} \right),$$

где P_o - тяга двигателя в начале разбега;

$P_{отр.}$ – тяга двигателя в момент отрыва самолета (рис. 2а)

$$X_{ср.} = 0,25 C_{x.отр.} S \rho V_{отр.}^2$$

$$F = 0,5 m g f,$$

где f - коэффициент трения качения; определяется из табл. П2.

2.3.1. Длина разбега самолета - $L_{разб.}$ Вычисляется по формуле:

$$L_{разб.} = \frac{V_{отр.}^2}{2j_{ср.}}.$$

2.1.4. Длина воздушного участка взлетной дистанции – $L_{в.д.}$ вычисляется по формуле:

$$L_{в.д.} = \frac{mg}{\Delta P_{ср.}} \left[10 - \frac{(V_2 - V_{отр.})^2}{2g} \right],$$

где $\Delta P_{ср.}$ – средний избыток тяги на воздушном участке ($\Delta P_{ср.} = P_{ср.} - X_{ср.}$);

V_{Σ} – безопасная скорость набора высоты 10 м; определяется по графику рис. 4.

2.1.5. Длина взлетной дистанции - $L_{взл.}$; вычисляется по формуле:

$$L_{взл.} = L_{разб.} + L_{в.д.}$$

2.2. Оценка степени влияния эксплуатационных факторов на длину разбега выполняется путем вычисления длины разбега с учетом ветра – $L_{разб.}^W$ и с учетом уклона ВПП – $L_{разб.}^{\theta}$ для различных значений W и θ .

2.2.1. Длина разбега с учетом ветра вычисляется по формуле:

$$L_{разб.}^W = \frac{(V_{отр.} \pm W)^2}{2j},$$

где W – значение проекции вектора скорости ветра на направление взлета, м/с (задается).

Знак « + » соответствует встречному ветру, при этом $V_{отр.}$ уменьшается на величину W , т.е. фактическая скорость отрыва будет равняться

$$V_{отр.факт.} = V_{отр.} - W.$$

2.2.2. Длина разбега с учетом уклона ВПП вычисляется по формуле:

$$L_{разб.}^{\theta} = \frac{V_{отр.}^2}{2(j_{ср.} \pm g^i)},$$

где $I = \sin \theta$ (θ – угол уклона ВПП) (задается).

Знак « + » соответствует разбегу самолета под уклон (вниз).

2.2.3. Построить график $L_{разб.}^W = f(W)$ и $L_{разб.}^{\theta} = f(i)$, используя данные табл. 1. Формы соответствующих графиков представлены на рис 5.6.

Таблица 1

Оценка влияния эксплуатационных факторов на $L_{разб.}$

Факторы	W , м/сек				$\sin \theta$ ($\theta = 1^\circ, 2^\circ, 3^\circ$)		
	2	4	6	8	1,017	0,035	0,052
1	2	3	4	5	6	7	8
$L_{разб.}$, М							

2.2.4.. По результатам расчета длины разбега самолета с учетом ветра и уклона ВПП необходимо сделать выводы о степени влияния данных эксплуатационных факторов на длину разбега самолета.

3. Методические указания по теме второго раздела работы «Анализ влияния эксплуатационных факторов на посадочные характеристики самолета»

Посадкой называется замедленное движение самолета с момента пролета высоты 15 м до полной остановки или скорости руления.

Расчет посадочных характеристик производится для стандартных атмосферных условий и нормальной посадочной конфигурации самолета (Рис. 7).

В процессе выполнения работы определяются в следующие посадочные характеристики самолета:

- $V_{\text{пос.}}$ – посадочная скорость;
- $j_{\text{т.ср.}}$ – среднее ускорение торможения;
- $L_{\text{пр.}}$ – длина пробега.

Кроме того, оценивается влияние на длину пробега следующих эксплуатационных факторов:

- посадочной массы самолета ($m_{\text{пос.}}$);
- состояния ВПП.

Посадочная скорость самолета – горизонтальная составляющая скорости самолета в момент касания колесами земли.

Длина пробега – расстояние, проходимое самолетом с момента касания ВПП до полной остановки (скорости руления).

Аналогично разбегу длина пробега самолета при посадке выражается через посадочную скорость $V_{\text{пос.}}$ и среднее ускорение торможения

$$L_{\text{пр.}} = V_{\text{пос.}}^2 / 2 j_{\text{т.ср.}}$$

Ускорение торможения зависит в основном от двух сил, действующих на самолет при пробеге: лобового сопротивления

$$X = C_x S \frac{V_{\text{пос.}}^2}{2}$$

и трения колес $F = f (mg - Y)$, которая зависит от коэффициента трения (сцепления) колес с поверхностью ВПП и от силы нормального давления самолета на ВПП, в свою очередь определяется посадочной массой и подъемной силой самолета.

Сила F с уменьшением скорости непрерывно увеличивается вследствие уменьшения подъемной силы.

Среднее значение тормозящей силы $R_{\text{ср.}}$ в процессе пробега может быть определено как среднее арифметическое начального и конечного значений сил X и F :

$$R_{\text{ср.}} = \frac{1}{2} (X + F).$$

Тогда среднее значение ускорения торможения

$$j_{\text{т.пр.ср.}} = R_{\text{ср.}} / m.$$

Кроме того, на длину пробега $L_{\text{пр.}}$ оказывают влияние скорость и направление ветра $W_{\text{экв.}}$, а также уклон на состоянии ВПП.

3.1. Расчет посадочных характеристик самолета

3.1.1. Посадочная скорость – $V_{\text{пос.}}$ вычисляется по формуле

$$V_{\text{пос.}} = \sqrt{\frac{2vg}{C_{y.\text{пос.}} \rho S}},$$

- где m – посадочная масса самолета (задается);
 g – ускорение свободного падения;

- $C_{y, \text{пос.}}$ - коэффициент подъемной силы крыла при посадке (определяется по графику Рис. 2 для угла атаки $\alpha_0 = 11^\circ$ и $X_{\text{закр.}} = 28^\circ$);
 ρ - массовая плотность воздуха;
 S - площадь крыла, $S = 180 \text{ м}^2$.

3.1.2. Среднее ускорения торможения при посадке - $j_{\text{т.ср.}}$ вычисляется по формуле:

$$j_{\text{т.ср.}} = \frac{0,5 \left[C_x \frac{\rho V_{\text{пос.}}^2}{2} S + f \left(mg - C_y \frac{\rho V_{\text{пос.}}^2}{2} S \right) \right]}{m},$$

3.1.3. Длина пробега самолета при посадке - $L_{\text{пр.}}$

$$L_{\text{пр.}} = \frac{V_{\text{пос.}}^2}{2j_{\text{т.ср.}}},$$

где $V_{\text{пос.}}$ - посадочная скорость самолета;
 $j_{\text{т.ср.}}$ - среднее ускорение торможения при посадке.

3.2. Оценка степени влияния эксплуатационных факторов на длину пробега при посадке

3.2.1. Вычислить длину пробега самолета при различных значениях посадочной трассы самолета

При вычислении $L_{\text{пр.}} = f(m_{\text{пос.}})$ используются формулы 12 и 13. Исходные данные и результаты расчета оформляются в виде таблицы 2.

Таблица 2

Расчет $L_{\text{пр.}} = f(m_{\text{пос.}})$

	$m_{\text{пос.}}, \text{ Т}$		
	$m_{\text{max.}}$	$m_{\text{зад.}}$	$(m_{\text{зад.}} - 3)$
$L_{\text{пр.}}$			

$m_{\text{max.}}$ принимается равной 78 т.

3.2.2. Вычислить по формулам 12.13. длину пробега покрытия ВПП

При вычислении $L_{\text{пр.}} = f(f_{\text{тр.}})$ исходные данные и результаты расчета оформляются в виде табл. 3.

Расчет $L_{\text{пр.}} = f(f_{\text{тр.}})$

	$f_{\text{тр.}}$			
	0,02	0,03	0,04	0,05
$L_{\text{пр.}}$				

3.2.3. Построить график $L_{\text{пр.}} = f(m_{\text{пос.}})$ и $L_{\text{пр.}} = f(f_{\text{тр.}})$ и сделать выводы о характере влияния посадочной массы самолета и состояния покрытия ВПП на длину пробега

Исходные данные

	Варианты									
	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Взлетная масса, т	88	87	86	85	84	83	82	81	80	79
Посадочная масса, т	76	75	74	73	72	71	70	69	68	67
Высота расположения аэродрома, км	0			0,5			1,0			
Состояние ТО ВПП	Бетон сухой				Бетон мокрый					
Направление ветра	Встречный				Попутный					

Международная стандартная атмосфера		
Высота, км	Давление, н/м ²	
0	101,325	1,225
0,5	95,453	1,1672
1,0	89,876	1,1117
1,5	84,566	1,0582
2,0	79,498	1,0067
2,5	74,693	0,95706
3,0	70,125	0,90941

Коэффициент трения качения

Характеристика ВПП	f
Бетон сухой	0,02-0,04
Бетон мокрый	0,04-0,06
Твердый грунт	0,03-0,05
ВПП с низким травяным покровом	0,06-0,065
ВПП с высоким травяным покровом	0,14-0,15
ВПП с мокрым травяным покровом	0,10-0,11
Мягкий песчаный грунт	0,12-0,30
Сырой вязкий грунт	0,25-0,35