

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)**

**Кафедра аэродинамики, конструкции и прочности
летательных аппаратов**

А.Л. Ермаков, М.Г. Ефимова, В.Г. Ципенко

ДИНАМИКА ПОЛЕТА

ПОСОБИЕ

по проведению практических занятий

*для студентов III курса
направления 25.03.01 (162300)
очной формы обучения*

Москва-2015

ББК 052-015

Е72

Рецензент канд. техн. наук, доц. В.М. Гарбузов

Ермаков А.Л., Ефимова М.Г., Ципенко В.Г.

Е72 Динамика полета: пособие по проведению практических занятий. - М.: МГТУ ГА, 2015. – 16 с.

Данное пособие издается в соответствии с рабочей программой учебной дисциплины «Динамика полета» по учебному плану для студентов III курса направления 25.03.01 (162300) очной формы обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 02.12.14 г.
и методического совета 23.12.14 г.

Содержание

Введение	4
Практическое занятие № 1 Горизонтальный полет	5
Практическое занятие № 2 Набор высоты и снижение (планирование) самолета	6
Практическое занятие № 3 Тема 1. Продольный момент самолета.....	8
Тема 2. Продольное равновесие, статическая балансировка.....	10
и управляемость самолета	10
Практическое занятие № 4 Тема: Боковое равновесие, статическая балансировка и управляемость самолета.....	12
Литература	14

Введение

Настоящее учебное пособие содержит задания (вопросы для самоконтроля и задачи) для проведения практических занятий по дисциплине «Динамика полета». Практические занятия призваны помочь освоению и закреплению теоретического материала курса. Для большей эффективности этого процесса студент обязательно должен провести предварительную подготовку к практическому занятию. Подготовка включает в себя:

- проработку указанного материала по учебнику (или лекциям);
- просмотр справочных сведений;
- ответы на вопросы для самоконтроля.

В случае затруднений с ответами необходимо отметить «трудные» вопросы для того, чтобы обсудить их на занятиях.

Задания, выполняемые на практических занятиях, могут быть использованы студентами для подготовки к сдаче экзамена, поэтому выполняются в отдельной тетради или в тетради для конспектов лекций, который студент должен приносить на каждое практическое занятие.

Материалы практического занятия должны быть оформлены аккуратно, обязательно записан номер занятия и его тема. Все записи должны быть выполнены ручкой, а графики – карандашом. Для практических занятий обязательно понадобятся карандаш, линейка, ластик, калькулятор с полным набором функций, а также учебник.

Отчет о выполнении практического занятия в конце занятия представляется преподавателю на подпись. Студенты, пропустившие занятие по уважительной причине, должны получить у преподавателя задание для отработки. Студенты, пропустившие и не отработавшие хотя бы одно задание, не допускаются к сдаче экзамена.

Практическое занятие № 1

Горизонтальный полет

Указание: проработать теоретический материал [1, с. 33-69].

Справочные сведения

- потребная скорость $V_n = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S c_{ya}}}$, [м/с];

- потребная тяга $P_n = \frac{mg}{K}$, [Н];

- потребная мощность $N_n = P_n V_n$, [Вт];

- располагаемая мощность

ПД: $N_p = iN_{\text{дв}}\eta_{\text{в}}$;

ТВД: $N_p = iN_{\text{э}}\eta_{\text{в}}$;

- эквивалентная мощность $N_{\text{э}} = N_{\text{в}} + \frac{PV}{\eta_{\text{в}}}$;

- изменение потребной скорости с высотой $V = V_0 \sqrt{\frac{1}{\Delta}}$;

- изменение потребной мощности с высотой $N_n = N_{n_0} \sqrt{\frac{1}{\Delta}}$;

- связь воздушной скорости с индикаторной $V_H = V_i \sqrt{\frac{1}{\Delta}}$.

Вопросы для самоконтроля

1. Что понимается под горизонтальным полетом (ГП)?
2. Схема движения самолета в ГП.
3. Уравнения движения самолета в ГП.
4. Условия ГП.
5. Потребная тяга (мощность) ГП.
6. Потребная скорость ГП.
7. Кривые тяг (мощностей) Жуковского.
8. В чем заключается метод тяг (мощностей) Жуковского?
9. Что понимается под теоретически минимальной (экономической, наимыгоднейшей, крейсерской, практически минимальной, максимальной) скоростью?
10. Располагаемая тяга (мощность) в ГП.
11. Эквивалентная мощность ТВД.
12. Каковы характерные режимы ГП?
13. Что понимается под диаграммой диапазона истинных скоростей самолета?
14. Каковы эксплуатационные ограничения скоростей ГП?
15. Что понимается под индикаторной (приборной) скоростью?

Задачи

1.1. Какова должна быть тяга силовой установки турбореактивного самолета в ГП на эшелоне? Масса самолета 100 т. Указание: на самолете установлено обычное крыло.

1.2. Как изменится потребная тяга силовой установки самолета, если при прочих равных условиях (см. условие задачи 1.1) на самолет установить суперкритическое крыло?

1.3. Рассчитать кривую потребных тяг Жуковского и построить ее график для самолета с ТРД. Самолет имеет массу 90 т, высоту полета 11 км, площадь крыла 180 м^2 . Задана поляра самолета:

c_{ya}	0	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,09
c_{xa}	0,0194	0,0196	0,0208	0,0270	0,0381	0,0559	0,0891	0,123

1.4. По кривой Жуковского (см. задачу 1.3) определить графическим способом характерные скорости ГП. Дать пояснения чем характерна каждая скорость.

1.5. Определить потребную скорость ГП самолета при стандартных условиях у земли, если полетная масса самолета 5250 кг, площадь крыла $71,5 \text{ м}^2$, коэффициент подъемной силы 0,7.

1.6. Определить истинную скорость самолета в стандартной атмосфере на высоте 1000 м, если его приборная скорость составляет 50 м/с. Поправками к прибору пренебречь.

1.7. Определить потребную тягу ГП самолета при некотором угле атаки, если полетная масса самолета 5250 кг, а аэродинамическое качество $K=10$.

1.8. С какой воздушной скоростью самолет может лететь на теоретическом потолке 5000 м, если его экономическая скорость у земли составляет $V_{эк 0} = 33,34 \text{ м/с}$?

1.9. Определить, во сколько раз изменяется потребная скорость и потребная мощность ГП одного и того же самолета, если при одинаковых условиях полета увеличить массу самолета с $m_1=5250 \text{ кг}$ до $m_2=5500 \text{ кг}$.

Практическое занятие № 2**Набор высоты и снижение (планирование) самолета**

Указание: проработать теоретический материал [1, с. 69-96].

Справочные сведения

- - потребная скорость при наборе высоты

$$V_{\theta} = V_n \sqrt{\cos \theta} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S c_{ya}}}, \text{ [м/с];}$$

- угол наклона траектории

$$\sin \theta = \frac{P_{изб}}{mg};$$

- максимальная вертикальная скорость при наборе

$$V_{y \max}^* = \frac{N_{\text{изб max}}}{mg}, \text{ [м/с];}$$

- максимальный угол набора

$$\sin \theta_{\max} = \frac{P_{\text{изб max}}}{mg};$$

- дальность набора высоты

$$L_{\text{наб}} = \int_0^t V_{\text{наб}} \cos \theta dt \approx V_{\text{наб ср}} t_{\text{наб}}, \text{ [км];}$$

- время набора высоты

$$t_{\text{наб}} = \int_0^H \frac{dH}{V_{y \max}}, \text{ [мин];}$$

- скорость планирования

$$V_{\text{пл}} = \sqrt{\frac{2mg \cos \theta}{\rho S c_{ya}}}, \text{ [м/с];}$$

- угол наклона траектории при планировании

$$\operatorname{tg} \theta = -\frac{1}{K};$$

- на режиме наибольшей дальности планирования

$$L_{\text{пл max}} = K_{\text{max}} H, \text{ [км];}$$

$$t_{\text{пл}} \approx \frac{L_{\text{пл max}}}{V_{\text{пл ср}}}, \text{ [ч].}$$

Вопросы для самоконтроля

1. Что понимается под набором высоты, снижением, планированием?
2. Схемы движения самолета при наборе высоты, снижении, планировании.
3. Уравнения движения ЛА при наборе высоты, снижении, планировании.
4. Характерные режимы набора высоты.
5. Что понимается под практическим и теоретическим потолками ЛА?
6. Что такое барограмма ЛА?
7. Что такое поляра скоростей планирования?
8. Как определить режим наибольшей продолжительности планирования?
9. Как определить режим наибольшей дальности планирования?

Задачи

- 2.1. Определить дальность планирования с высоты 100 м, если при данной скорости планирования аэродинамическое качество самолета равно 8,0.
- 2.2. Определить потребную скорость набора высоты самолета, если при равных условиях в ГП он развивает воздушную скорость 41,67 м/с, а угол наклона траектории $\theta=4^\circ$.

- 2.3. Определить тягу, необходимую для набора высоты самолета с углом наклона траектории $\theta=4^\circ$, если при равных условиях в ГП потребная тяга составляет 5240 Н, полетная масса 5250 кг.
- 2.4. Определить угол набора высоты самолета с полетной массой 5250 кг, если при равных условиях в ГП избыток тяги составляет 3690 Н.
- 2.5. Определить вертикальную скорость набора высоты самолета с полетной массой 5250 кг, если при равных условиях в ГП избыток мощности составляет 154560 Вт.
- 2.6. Определить потребную скорость набора высоты с углом атаки α , если потребная скорость ГП – 520 км/ч, а угол наклона траектории $\theta=10^\circ$.
- 2.7. Определить наивыгоднейшую скорость набора высоты, если $c_{y\alpha_{нв}}=1,3$; сила тяжести ЛА составляет 240000 Н, площадь крыла 80 м^2 ($H = 0$).
- 2.8. При некотором угле атаки потребная скорость ГП составляет 38,39 м/с. Определить потребную скорость планирования с тем же углом атаки, если угол наклона траектории при планировании $\theta=8^\circ$.
- 2.9. Определить угол планирования самолета, если при планировании на некотором угле атаки аэродинамические коэффициенты составляют $c_{y\alpha}=0,58$; $c_{xa}=0,058$.
- 2.10. Определить аэродинамическое качество самолета на некотором угле атаки, если самолет планирует на скорости 140 км/ч с тягой $P = 0$ и вертикальной скоростью $V_y = 4 \text{ м/с}$.
- 2.11. Пользуясь данными задачи 2.10, определите дальность планирования самолета с высоты 100 м.
- 2.12. Самолет планирует с высоты 2000 м с углом атаки, которому соответствует аэродинамическое качество $K = 17$. Какова дальность планирования?

Практическое занятие № 3

Тема 1. Продольный момент самолета

Указание: проработать теоретический материал [1, с. 174-192].

Справочные сведения

- продольный момент (момент тангажа) самолета

$$M_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} S b_A, [\text{Н м}];$$

- коэффициент продольного момента самолета

$$m_z = m_{z0} + (\bar{x}_T - \bar{x}_F) c_{y\alpha} + m_z^\delta \delta_B, [-];$$

- запас центровки

$$(\bar{x}_T - \bar{x}_F), [-];$$

- центровка по хорде

$$\bar{x}_T = \frac{x_T}{b_A}, [-]; \quad \bar{x}_T = \frac{x_T}{b_A} 100, [%];$$

- относительная координата аэродинамического фокуса самолета

$$\bar{x}_F = \frac{x_F}{b_A}, [-];$$

- коэффициент эффективности руля высоты

$$m_z^\delta = \frac{\partial m_z}{\partial \delta_\delta}, [1/\text{град или } 1/\text{рад}].$$

Вопросы для самоконтроля

1. Что такое момент тангажа ЛА?
2. Что такое коэффициент момента тангажа ЛА?
3. С какой целью вводится коэффициент момента тангажа, если в эксперименте получают непосредственно момент тангажа?
4. Что такое фокус ЛА?
5. Что понимается под центровкой самолета по хорде?
6. Что такое запас центровки?
7. Какие основные факторы влияют на момент тангажа самолета?
8. Какой физический смысл имеет коэффициент эффективности РВ?
9. Какой угол отклонения РВ считается положительным (отрицательным)?
10. Какой знак имеет коэффициент эффективности РВ и почему?

Задачи

- 3.1. При уборке (выпуске) шасси создается положительный (отрицательный) момент тангажа 1560 кгм. На сколько процентов изменится центровка самолета при уборке (выпуске) шасси при взлете (посадке), если масса ЛА на взлете составляет 36000 кг, а на посадке 30000 кг. Средняя аэродинамическая хорда (САХ) крыла – 4,34 м.
- 3.2. Самолет массой 20 т сбрасывает в полете груз массой 1000 кг. Определить изменение положения центра масс (ц.м.) самолета в долях САХ, если сбрасываемый груз располагался позади ц.м. на расстоянии 2 м от него. САХ крыла 5 м.
- 3.3. Самолета, выполненный по схеме «летающее крыло» совершает горизонтальный полет на высоте 11000 м с числом $M = 0,85$. Определить его коэффициент продольного момента при неотклоненных органах управления, если известно, что масса самолета составляет 50 т, площадь крыла 125 м², $m_{z0} = -0,008$, $\bar{x}_m = 0,34$, $\bar{x}_F = 0,38$. (Комментарий: самолет «летающее крыло» - это ЛА, не имеющий не несущих поверхностей. Широкого распространения не получил из-за плохих ВПХ, сложности обеспечения балансировки и управляемости.)

3.4. В процессе захода самолета на посадку на высоте 500 м и скорости 380 км/ч производится выпуск шасси. Найти изменение коэффициента момента тангажа, вызванное выпуском шасси, если известно, что при выпуске шасси ц.м. самолета смещается вперед на 1,2% в долях САХ, а коэффициент момента тангажа при нулевой подъемной силе изменяется на величину $-0,00255$. Удельная нагрузка на крыло составляет 300 кг/м^2 .

3.5. В процессе захода самолета на посадку на высоте 800 м и скорости 380 км/ч производится выпуск закрылков. Найти изменение коэффициента момента тангажа, вызванное выпуском закрылков, если известно, что при этом коэффициент момента тангажа при нулевой подъемной силе получит приращение $0,0423$, а фокус самолета смещается назад на 17% в долях САХ. Удельная нагрузка на крыло составляет 300 кг/м^2 .

3.6. В ГП на высоте 12 км и при числе $M = 0,9$ масса самолета из-за выработки топлива уменьшилась с 12000 кг до 9600 кг, а, вследствие перемещения ц.м. вперед, запас центровки, равный $0,06$, увеличился на $0,025$. Определить изменение коэффициента продольного момента самолета при неотклоненных органах управления, если площадь крыла равна 30 м^2 .

3.7. Моментная диаграмма (рис. 1) построена для центровки $\bar{x}_m = 0,38$. Пользуясь этой диаграммой, найти положение фокуса ЛА.

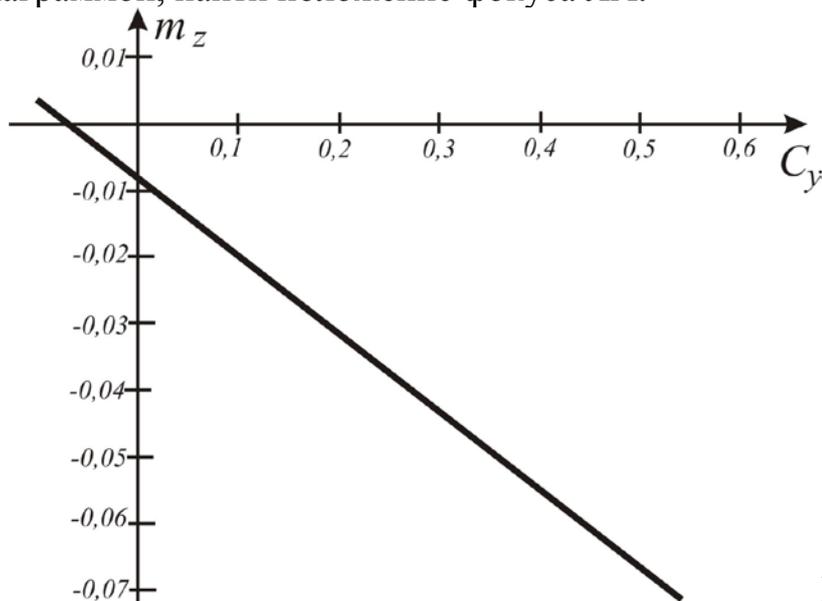


Рис. 1.

Тема 2. Продольное равновесие, статическая балансировка и управляемость самолета

Указание: проработать теоретический материал [1, с. 193-217].

Справочные сведения

- условие продольного равновесия

$$\sum F_x = 0, \sum F_y = 0, \sum M_z = 0;$$

- условие продольной балансировки

$$\sum M_z = 0;$$

- балансировочное отклонение РВ

$$\delta_B = -\frac{m_{z0} + (\bar{x}_T - \bar{x}_F)c_{ya}}{m_z^\delta} = -\frac{m_{z\delta=0}}{m_z^\delta}, \text{ [град];}$$

- шарнирный момент РВ

$$M_{ш} = m_{ш} \frac{\rho V_{\Gamma.O.}^2}{2} S_{PB} b_{PB}; \text{ [Н м]}$$

- коэффициент шарнирного момента

$$m_{ш} = m_{ш}^{\alpha_{cr}} \alpha_{cr} + m_{ш}^\delta \delta_B + m_{ш}^\delta \delta_{TP}, \text{ [-];}$$

- усилие на штурвале

$$P_B = -k_{ш} k_{ГО} (m_{ш}^{\alpha_{cr}} \alpha_{cr} + m_{ш}^\delta \delta_B + m_{ш}^\delta \delta_{TP}) S_B b_B q, \text{ [Н]; или}$$

$$P_B = -k_{ш} k_{ГО} m_{ш} S_B b_B \frac{\rho V^2}{2}; \text{ [Н].}$$

Вопросы для самоконтроля

1. Что такое продольное равновесие ЛА?
2. Что такое продольная балансировка ЛА?
3. Что такое продольная управляемость ЛА?
4. Что такое балансировочное отклонение РВ?
5. Что такое моментная диаграмма ЛА?
6. Что такое балансировочная диаграмма РВ?
7. Что такое шарнирный момент РВ?
8. Что такое коэффициент шарнирного момента?
9. Как оценивает пилот продольную управляемость ЛА?
10. Что такое балансировочная диаграмма по усилиям на штурвале?
11. Как определить продольное усилие на штурвале?
12. Что такое коэффициент передачи (передаточное число)?
13. Каковы основные характеристики продольной статической управляемости?

Задачи

3.8. Из-за выпуска шасси и закрылков коэффициент момента тангажа получил приращения соответственно $\Delta m_{zш} = -0,008$ и $\Delta m_{zз} = -0,039$. Определить дополнительное отклонение РВ для обеспечения продольной балансировки при выпуске шасси и закрылков, если коэффициент эффективности руля высоты $m_z^\delta = -0,0108$ 1/град.

3.9. В процессе разгона на высоте 5000 м самолет увеличил индикаторную скорость полета с 300 до 520 км/ч. Какое дополнительное отклонение РВ потребовалось для обеспечения продольной балансировки при разгоне, если масса ЛА 31700 кг, запас центровки $|\bar{x}_m - \bar{x}_F| = 11,1\%$ в долях САХ, площадь крыла 105 м², коэффициент эффективности РВ $m_z^\delta = -0,0108$ 1/град.

3.10. В результате летных испытаний на высоте 4060 м при индикаторной скорости 410 км/ч было установлено, что при центровке 13,1% САХ и массе 47700 кг для обеспечения продольной балансировки угол отклонения РВ равен нулю, а при центровке 23,5% САХ и массе 54100 кг – $\delta_B = 1,75^\circ$. Определите коэффициент момента тангажа при нулевой подъемной силе m_{z0} и коэффициент эффективности РВ m_z^δ , если площадь крыла 140 м^2 , $\bar{x}_{m \text{ нейтр}} = 37,5\% \text{ САХ}$.

3.11. По данным летных испытаний при центровках по хорде $\bar{x}_{m 1} = 23,5\% \text{ САХ}$ и $\bar{x}_{m 2} = 28\% \text{ САХ}$ балансировочные диаграммы РВ $\delta_B = f(M)$ показали, что при числах Маха 0,6 и 0,48, соответственно, отклонение РВ $\delta_B = 0$. Определить положение фокуса ЛА.

3.12. В полете на высоте 10000 м при $M=0,6$ и $\delta_B = 0$ продольное усилие на штурвале составляло -9 кг. Какое будет продольное усилие на штурвале при изменении центровки самолета по хорде, если для обеспечения балансировки потребовалось отклонить РВ на угол $\delta_B = +1^\circ$. Известно: $k_{ш} = -1,5$, $k_{ГО} = 0,85$, $S_B = 6,29 \text{ м}^2$, $b_B = 0,639 \text{ м}$, $m_{ш}^\delta = -0,002 \text{ 1/град}$.

Практическое занятие № 4

Тема: Боковое равновесие, статическая балансировка и управляемость самолета

Указание: проработать теоретический материал [1, с. 217-239].

Справочные сведения

- условие бокового равновесия

$$\sum F_z = 0, \sum M_x = 0, \sum M_y = 0;$$

- условие боковой балансировки

$$\sum M_x = 0, \sum M_y = 0;$$

- боковая сила

$$Z \approx Z_\phi + Z_{BO} + Z_H = c_z q S, [\text{Н}];$$

- коэффициент боковой силы

$$c_z = c_z^\beta + c_z^{\delta_H} \delta_H;$$

- балансировочные отклонения РН и элеронов

$$\delta_H = -\frac{m_y^\beta}{m_y^{\delta_H}} \beta, \text{ при } (m_{yp} = 0);$$

$$\delta_\delta = -\frac{1}{m_x^{\delta_\delta}} \left(m_x^\beta - \frac{m_x^{\delta_H} m_y^\beta}{m_y^{\delta_H}} \right) \beta;$$

- шарнирные моменты элеронов и РН

$$M_{шЭ} = m_{шЭ} q b_\delta S_\delta, [\text{Н м}];$$

$$M_{шН} = m_{шН} q b_H S_H, [\text{Н м}];$$

- коэффициенты шарнирных моментов элеронов и РН

$$m_{шЭ} = m_{шЭ}^\beta \beta + m_{шЭ}^{\delta_\delta} \delta_\delta + m_{шЭ}^{\delta_{тр}} \delta_{тр};$$

$$m_{\text{шн}} = m_{\text{шн}}^{\beta} \beta + m_{\text{шн}}^{\delta_{\text{н}}} \delta_{\text{н}} + m_{\text{шн}}^{\delta_{\text{тр}}} \delta_{\text{тр}} ;$$

- усилия на педалях и штурвале при отклонении рулей

$$P_{\text{н}} = - \frac{d\delta_{\text{н}}}{dx_{\text{н}}} M_{\text{шн}} , [\text{Н}]$$

$$P_{\text{э}} = - \frac{d\delta_{\text{э}}}{dz_{\text{э}}} M_{\text{шэ}} , [\text{Н}];$$

- коэффициенты передаточного отношения (передаточные числа) от элеронов к штурвалу и от РН к педалям

$$K_{\text{шэ}} = \frac{d\delta_{\text{э}}}{dz_{\text{э}}} ; K_{\text{шн}} = \frac{d\delta_{\text{н}}}{dx_{\text{н}}} .$$

Вопросы для самоконтроля

1. Что такое боковое равновесие ЛА?
2. Что такое боковая балансировка ЛА?
3. Что такое боковая управляемость ЛА?
4. Каковы причины возникновения боковой силы ЛА?
5. Чем отличается коэффициент боковой силы от самой боковой силы?
6. Что такое балансировочное отклонение РН и элеронов?
7. Что такое моментные диаграммы рыскания и крена ЛА?
8. Что такое балансировочные диаграммы органов бокового управления?
9. Что такое шарнирный момент элеронов и РН?
10. Что такое коэффициент шарнирного момента элеронов и РН?
11. Что такое балансировочная диаграмма усилий на органах бокового управления?
12. Как определить усилия на рычагах управления от элеронов и РН?
13. Что такое коэффициент передаточного отношения от элеронов к штурвалу и от РН к педалям?
14. Каковы основные характеристики боковой статической управляемости?

Задачи

4.1. Определить балансировочные отклонения рулей $\delta_{\text{н}}$ и $\delta_{\text{э}}$, необходимые для прямолинейного установившегося полета самолета с углом скольжения $\beta=3^{\circ}$. Даны производные от аэродинамических коэффициентов $m_x^{\beta} = -0,0003$ 1/град, $m_x^{\delta_{\text{н}}} = -0,000075$ 1/град, $m_x^{\delta_{\text{э}}} = -0,00045$ 1/град, $m_y^{\beta} = -0,0025$ 1/град, $m_y^{\delta_{\text{н}}} = -0,00045$ 1/град.

4.2. Самолет массой 50000кг, с площадью крыла 140 м² совершает установившийся прямолинейный полет с креном $\gamma=5^{\circ}$ и скольжением $\beta= 6,5^{\circ}$ на индикаторной скорости 315 км/ч и высоте 8300 м. Определить коэффициент $c_z^{\beta} = \frac{\partial c_z}{\partial \beta}$ угол отклонения РН для обеспечения боковой балансировки, если $m_y^{\beta} = -0,0025$ 1/град, $m_y^{\delta_{\text{н}}} = -0,0018$ 1/град, $c_z^{\delta_{\text{н}}} = -0,00361$ /град.

4.3. Самолет совершает прямолинейный установившийся полет. Определить, достаточен ли диапазон отклонения элеронов для поперечной балансировки при отказе одного из двигателей и при нейтральном положении РН, если предельное отклонение элеронов составляет 15° . Известно: $m_{yр} = 0,00525$, $m_x^\beta = -0,0004$ 1/град, $m_x^{\delta_\alpha} = -0,00093$ 1/град, $m_y^\beta = -0,0045$ 1/град.

4.4. Самолет совершает предпосадочное планирование на скорости 400 км/ч с правым боковым ветром 10 м/с, причем продольная ось ЛА направлена по оси ВПП, а снос устраняется скольжением на правое полукрыло. Определить балансировочные отклонения рулей и угол крена, если удельная нагрузка на крыло составляет 300 кг/м^2 и известны следующие аэродинамические характеристики: $m_x^\beta = -0,0008$ 1/град, $m_x^{\delta_n} = -0,000095$ 1/град, $m_x^{\delta_\alpha} = -0,00135$ 1/град, $m_y^\beta = -0,004$ 1/град, $c_z^\beta = -0,013$ 1/град, $c_z^{\delta_n} = -0,0018$ 1/град.

4.5. На летных испытаниях самолета на высоте 11 км и при числе Маха $M=1,4$ самописец зафиксировал максимальную боковую перегрузку $n_z = 0,15$. Определить, какому боковому порыву ветра соответствует эта перегрузка, если РН не был отклонен, удельная нагрузка на крыло составляет 300 кг/м^2 , а $c_z^\beta = -0,0162$ 1/град.

4.6. Определить допустимый боковой ветер, при котором еще возможна посадка самолета с прямолинейным выдерживанием, если предельные отклонения рулей составляют $\delta_{n \max} = \pm 25^\circ$, $\delta_{\alpha \max} = \pm 22^\circ$. Посадочная скорость составляет 280 км/ч. Запас отклонения рулей принят равным 20%. Аэродинамические характеристики: $m_x^\beta = -0,0008$ 1/град, $m_x^{\delta_n} = -0,000095$ 1/град, $m_x^{\delta_\alpha} = -0,00135$ 1/град, $m_y^\beta = -0,004$ 1/град, $m_y^{\delta_n} = -0,0015$ 1/град.

4.7. При отказе одного из двигателей в ГП на высоте 11 км и при числе $M=1,4$ возник момент $M_{yр} = 5000 \text{ кГм}$. Какое усилие необходимо приложить к штурвалу P_α , чтобы без гидроусилителей уравновесить момент крена при нейтральном положении РН и триммера элеронов ($\delta_n = 0$, $\delta_{тр \alpha} = 0$), если передаточное число от элеронов к штурвалу равно $\frac{d\delta_\alpha}{dx_\alpha} = 1,2$ 1/м, масса самолета 12 т, площадь крыла 30 м^2 , размах крыла 10 м, площадь элеронов $2,5 \text{ м}^2$, хорда элеронов 0,5 м. Аэродинамические характеристики: $m_x^\beta = -0,0004$ 1/град, $m_x^{\delta_\alpha} = -0,00093$ 1/град, $m_y^\beta = -0,0045$ 1/град, $m_{ш}^{\delta_\alpha} = -0,023$ 1/град, $m_{ш}^\beta = -0,001$ 1/град.

Литература

1. Динамика полета транспортных летательных аппаратов: учебник/ А.Я. Жуков, А.Л. Ермаков, В.Г. Ципенко и др. - М.: Транспорт, 1996. - 322 с.

15
Для заметок

Подписано в печать 14.05.2015 г.

Печать офсетная
0,93 усл.печ.л.

Формат 60x84/16
Заказ № 2014/

0,67 уч.-изд. л.
Тираж 100 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993 Москва, Кронштадтский бульвар, д.20
Редакционно-издательский отдел
125493 Москва, ул. Пулковская, д.6а