

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО
ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР

КУЙБЫШЕВСКИЙ ОРДЕНА ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ им. С. П. КОРОЛЕВА

**ИССЛЕДОВАНИЕ
ДИНАМИЧЕСКИХ СВОЙСТВ САМОЛЕТА
В МАЛОМ ПРОДОЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ**

КУЙБЫШЕВ 1981

Министерство высшего и среднего специального
образования РСФСР

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени С.П.Королева

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ СВОЙСТВ САМОЛЕТА
В МАЛОМ ПРОДОЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ

Лабораторная работа по курсу
"Динамика полета самолета"

Куйбышев 1981

Настоящее издание предназначено для студентов старших курсов самолетостроительной специальности и посвящено экспериментальному исследованию динамических свойств самолета в продольном короткопериодическом движении с помощью АВМ. Оно содержит пять вариантов лабораторного задания, предусматривающих изучение собственных свойств самолетов, переходных процессов и способов улучшения динамических характеристик.

Выполнение этих заданий способствует не только закреплению теоретического материала, но и развитию у студентов навыков самостоятельных исследований на аналоговых вычислительных машинах.

Составители: А.Ф.Б о ч к а р е в, Б.А.Т и т о в

Утверждена на редакционно-издательском
совете института 12.12.1980 г.

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ СВОЙСТВ САМОЛЕТА В МАЛОМ ПРОДОЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ

Ц е л ь данной лабораторной работы - экспериментальное исследование динамических свойств самолета в продольном короткопериодическом движении с помощью АВМ.

С о д е р ж а н и е работы составляют пять задач:

изучение собственных свойств самолета;

изучение переходного процесса при ступенчатом отклонении руля высоты летчиком;

изучение переходного процесса при экспоненциальном отклонении руля высоты летчиком;

улучшение динамических характеристик с помощью демпфера тангажа;

изучение переходного процесса при ступенчатом отклонении руля высоты летчиком и включенном демпфере тангажа.

Все задачи выполняются при двух положениях центра масс самолета.

1. Т е о р е т и ч е с к и е о с н о в ы л а б о р а т о р н о й р а б о т ы

В общем случае движение самолета описывается сложной системой нелинейных дифференциальных уравнений высокого порядка, непосредственное исследование которых является сложной задачей. Поэтому при инженерном исследовании управляемого или возмущенного движения самолета принимают допущения, позволяющие существенно упростить анализ.

Если принять, что в реальном возмущенном движении самолета от-

клонения (вариации) кинематических параметров от их значений в невозмущенном (опорном) движении малы (метод малых возмущений), то нелинейные уравнения можно линеаризовать. Полученные в результате линеаризации линейные дифференциальные уравнения в вариациях описывают в первом приближении пространственное возмущенное движение самолета.

Вид линейных уравнений и их коэффициентов зависит от опорного движения. Наиболее простым, но достаточно характерным является случай, когда в качестве опорного движения рассматривается прямолинейный установившийся полет без крена и скольжения.

Дальнейшее упрощение уравнений возмущенного движения связано с разделением пространственного движения самолета на продольное и боковое. Такое разделение возможно только при слабо выраженной взаимосвязи между продольными и боковыми силами и моментами, действующими на самолет. Если иметь в виду симметрию самолета относительно плоскости OXY и принять за опорное движение прямолинейный установившийся полет без крена и скольжения, то можно считать, что возмущения в боковом движении не вызывают отклонений параметров в продольном движении, а возмущения в продольном — в боковом движении. Это позволяет полную систему линейных дифференциальных уравнений разделить на две независимые друг от друга системы, описывающие продольное и боковое возмущенные движения.

В свою очередь продольное и боковое движения при определенных условиях можно условно разделить на быстрое и медленное движения.

Рассмотрим разделение продольного возмущенного движения на быстрое (короткопериодическое) и медленное (длиннопериодическое).

При воздействии на самолет возмущений нарушается равновесие сил и моментов тангажа, которое имело место в опорном (невозмущенном) движении. Это вызовет малые отклонения кинематических параметров от их опорных значений: ΔV , $\Delta \alpha$, $\Delta \theta$, $\Delta \beta$, ΔH , ... , которые в процессе возмущенного движения будут изменяться. Если с течением времени эти отклонения будут стремиться к нулю, то опорное движение будет асимптотически устойчивым.

Параметры движения изменятся одновременно, тем не менее в начале возмущенного движения (первый этап) будет преобладать изменение угла атаки, в то время как изменение скорости в силу инерции самолета будет пренебрежимо мало.

Первый этап возмущенного движения является вращательным, протекает сравнительно быстро (в течение нескольких секунд) и характеризуется большой частотой (малым периодом) колебаний вариаций параметров, поэтому на этом этапе движение называется быстрым, короткопериодическим.

В короткопериодическом движении происходит изменение углов атаки, тангажа и наклона траектории, в то время как скорость и высота полета практически не изменяются. Причем изменение угла атаки у устойчивого по перегрузке самолета практически заканчивается. В этом движении устанавливается нарушенное равновесие моментов тангажа, тогда как равновесия сил еще не достигается.

Дальнейшее движение (второй этап) связано с установлением равновесия сил. На этом этапе начинает заметно изменяться скорость полета и продолжает изменяться углы наклона траектории и тангажа. Второй этап характеризуется малой частотой (большим периодом) колебаний вариаций параметров и при наличии устойчивости их медленным затуханием. Поэтому возмущенное движение на этом этапе называется медленным, длиннопериодическим.

Из сказанного следует, что короткопериодическое и длиннопериодическое возмущенные движения как бы разнесены во времени. Это позволяет рассматривать их независимо друг от друга, тем самым понизить порядок линейных дифференциальных уравнений и упростить анализ.

1.1. Линейная математическая модель продольного короткопериодического движения. Моменты тангажа, действующие на самолет в короткопериодическом движении

При исследовании короткопериодического движения будем считать, что скорость самолета постоянна $V = V_0 = \text{const}$, ($\Delta V = 0$) и изменением высоты можно пренебречь ($\Delta H = 0$). Кроме того, за опорное движение примем прямолинейный установившийся горизонтальный полет ($\theta_0 = 0$). При этих допущениях линейная математическая модель продольного короткопериодического движения самолета будет представлять собой следующую систему дифференциальных уравнений [1]:

$$\begin{aligned} \Delta \ddot{\alpha} &= a_{22} \Delta \alpha + \Delta \omega_z - a_{25} \Delta \theta_z^0; \\ \Delta \dot{\omega}_z &= -a_{32} \Delta \alpha - a_{32}^1 \Delta \dot{\alpha} - a_{34} \Delta \omega_z + a_{35} \Delta \theta_z^0; \\ \Delta \dot{\theta} &= \Delta \omega_z; \end{aligned} \quad (\text{I.1})$$

$$\Delta \delta' = \Delta \delta'_{\delta, \lambda} + K \Delta \omega_z,$$

$$\text{где } a_{22} = -\frac{P_0 + Y_{a0}^\alpha}{m V_0}; \quad a_{23} = \frac{Y_a^{\delta'} \delta'}{m V_0}; \quad a_{32} = -\frac{M_z^\alpha}{J_z};$$

$$a_{32}^1 = -\frac{M_z^\alpha}{J_z}; \quad a_{34} = -\frac{M_z^{\omega_z}}{J_z}; \quad a_{35} = -\frac{M_z^{\delta'} \delta'}{J_z};$$

$\Delta \delta'_{\delta, \lambda}$ - угол отклонения руля высоты летчиком;

K - передаточный коэффициент демпфера тангажа.

Рассмотрим моменты тангажа, действующие на самолет в короткопериодическом движении.

При изменении угла атаки под воздействием возмущений возникает прирост подъемной силы, приложенный в аэродинамическом фокусе по углу атаки. У статически устойчивого по перегрузке самолета центр масс (ц.м.) расположен впереди фокуса. Поэтому при изменении угла атаки на величину $\Delta \alpha$ возникнет момент устойчивости $M_z^\alpha \Delta \alpha$ (или $M_z^{\omega_z} \Delta C_{y\alpha}$), направленный в сторону, противоположную отклонению угла атаки ($\Delta \alpha$).

Момент $M_z^\alpha \Delta \alpha$ вызовет вращение самолета вокруг поперечной оси OZ с угловым ускорением $\dot{\omega}_z$ и угловой скоростью ω_z .

Наличие вращения приведет к тому, что в каждой точке поверхности самолета возникнут дополнительные составляющие скорости воздушного потока $\delta V_i = \omega_z z_i$, направленные перпендикулярно радиусам-векторам z_i в сторону, противоположную линейным скоростям точек поверхности самолета (рис. I).



Р и с. I. К возникновению демпфирующего момента тангажа

Дополнительные воздушные скорости вызовут изменения местных углов атаки у профилей крыла, горизонтального оперения и фюзеляжа на величину $\delta \alpha_i = \alpha z \text{ctg} \delta V_i / V$. В результате появятся дополнительные аэродинамические силы $\Delta Y_\alpha = C_{y\alpha} \delta \alpha S_\alpha$, моменты которых относительно ц.м. самолета будут направлены

против начавшегося вращения, т.е. они будут демпфирующими. Например, при положительном вращении ($\omega_z > 0$) местные углы атаки

на части самолета, расположенной впереди ц.м., будут уменьшаться ($\delta\alpha < 0$), и, следовательно, $\Delta Y_a < 0$, а за центром масс — увеличиваться ($\delta\alpha > 0$) и $\Delta Y_a > 0$. Суммарный момент этих сил $M_{z\omega_z} = M_z^{\omega_z} \omega_z$ будет отрицательным. При изменении направления вращения ($\omega_z < 0$) возникает положительный момент $M_z^{\omega_z} \omega_z > 0$.

Таким образом, демпфирующий момент всегда направлен в сторону, противоположную вращению, и будет гасить начавшееся вращение. Демпфирующий момент тангажа создается всеми частями самолета, однако наибольшую долю этого момента создает горизонтальное оперение.

Величина демпфирующего момента самолета данной компоновки зависит от угловой скорости вращения, скорости и высоты полета. С увеличением высоты полета (уменьшением плотности воздуха), величина демпфирующего момента падает.

При неустановившемся движении к рассматриваемому моменту следует добавить момент от запаздывания скоса потока, обусловленный нестационарностью обтекания самолета.

Скос потока в области хвостового горизонтального оперения создается скоростью, индуцируемой сбегающими с крыла вихрями. Величина индуцируемой скорости определяется интенсивностью вихря, зависящей от циркуляции скорости Γ вокруг крыла. Чем больше Γ , тем больше будет величина индуцируемой скорости и тем больше скос потока. При неустановившемся движении угол атаки крыла меняется во времени $\dot{\alpha} = d\alpha/dt \neq 0$. С изменением угла атаки будет меняться интенсивность сбегающего с крыла вихря. Однако изменение интенсивности вихря сказывается в зоне хвостового горизонтального оперения с некоторым запаздыванием, определяемым временем $\Delta t = L_{r0} / V_{r0}$, необходимым для достижения зоны оперения сбежавшим с крыла вихрем. Поэтому в каждый момент времени t величина угла скоса потока в области горизонтального оперения определяется углом атаки крыла в некоторый предшествующий момент времени $t' = t - \Delta t$. За время Δt угол атаки крыла изменится на величину $\Delta\alpha = -\dot{\alpha} \Delta t$, и, следовательно, изменится угол скоса потока у оперения $\Delta\varepsilon = \varepsilon^\alpha \Delta\alpha$.

Это повлечет за собой изменение угла атаки горизонтального оперения $\Delta\alpha_{r0} = -\Delta\varepsilon$, что явится причиной возникновения дополнительной подъемной силы горизонтального оперения ΔY_{aro} и дополнительного момента тангажа $\Delta M_{zr0} = M_z^\alpha \dot{\alpha}$.

Момент от запаздывания скоса потока $M_z^{\alpha} \dot{\alpha}$ препятствует вращению и увеличивает продольное демпфирование.

При отклонении органов управления тангажом (руля высоты или цельноповоротного оперения -цпо) возникает управляющий момент $M_z^{\delta} \delta$ или $M_z^{\psi} \psi$.

Моменты устойчивости, демпфирования, от запаздывания скоса потока и управляющий момент в системе уравнений (I.I), характеризуются, соответственно, величинами $a_{32} \Delta \alpha$, $a_{34} \Delta \omega_z$, $a'_{32} \Delta \dot{\alpha}$ и $a_{35} \Delta \delta$.

Кроме перечисленных моментов, на самолет действует инерционный момент тангажа: $M_{zUH} = J_z \Delta \omega_z$.

I.2. Собственные свойства самолета в продольном короткопериодическом движении

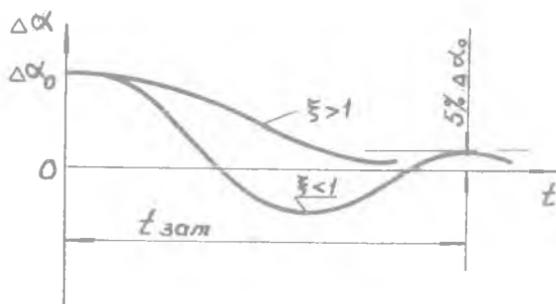
Собственные свойства самолета выявляются при анализе движения самолета с фиксированным положением органов управления. В процессе анализа выясняется характер возмущенного движения, оценивается устойчивость опорного движения и определяется качество переходного процесса.

Если самолет обладает статической устойчивостью по перегрузке и определенным демпфированием ($\xi < 1$)*, то характер свободного (собственного) движения самолета на короткопериодическом этапе будет колебательным с затухающей амплитудой колебаний вариаций параметров движения. При тех же условиях, но сильном демпфировании ($\xi > 1$) характер свободного короткопериодического движения будет апериодическим (рис. 2). В обоих случаях опорное движение будет устойчивым.

Качество колебательного переходного процесса в свободном движении оценивается периодом колебаний T_n , временем t_{3ar} и числом колебаний n_{3ar} до практически полного затухания. Чем меньше t_{3ar} и n_{3ar} , тем выше качество.

Период колебаний в продольном короткопериодическом движении невелик, он измеряется несколькими секундами. Величина T_n обратно пропорциональна степени продольной статической устойчивости по перегрузке σ_n .

* Величина ξ представляет собой относительный коэффициент демпфирования [1].



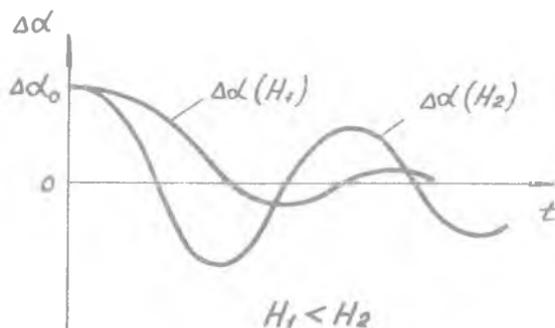
Р и с. 2. Характер собственного продольного короткопериодического движения при различных значениях относительного коэффициента демпфирования

Величина t_{3am} зависит от демпфирующих свойств самолета и определяется отрезком времени, в течение которого амплитуда колебаний уменьшается до 5% начального значения (рис. 2). С увеличением демпфирования (до определенного предела) время затухания уменьшается.

Число колебаний до практически полного затухания

$$n_{3am} = \frac{t_{3am}}{T_n}$$

Так как с увеличением высоты полета величина демпфирующих моментов уменьшается, то затухание колебаний вариаций параметров движения снижается (рис. 3).



Р и с. 3. Влияние высоты полета на характер собственного продольного короткопериодического движения

При отсутствии демпфирования, колебания будут гармоническими с постоянной амплитудой.

1.3. Переходные процессы в продольном короткопериодическом движении самолета при отклонении руля высоты

Сначала рассмотрим реакцию самолета на ступенчатое отклонение руля высоты. Допустим, что самолет совершает прямолинейный установившийся полет с некоторым исходным углом атаки $\alpha_{уст}$. Для перехода к новому установившемуся режиму полета отклоним скачкообразно руля высоты на некоторую постоянную величину $\Delta\delta_B = const$. При этом возникает управляющий момент тангажа $M_Z^{\delta_B} \Delta\delta_B = const$. Самолет начнет вращаться относительно оси OZ , проходящей через ц.м. с угловым ускорением $\Delta\dot{\omega}_Z$ и угловой скоростью $\Delta\omega_Z$ и изменять угол атаки — начнется переходный процесс.

Вращение самолета приведет к появлению демпфирующего момента $M_Z^{\omega_Z} \omega_Z$, а изменение угла атаки — к возникновению момента устойчивости $M_Z^{\alpha} \Delta\alpha$ и момента от запаздывания скоса потока $M_Z^{\alpha} \Delta\alpha$.

Наличие демпфирования и статической устойчивости по перегрузке через некоторое время приведет к затуханию свободного движения.

Переходный процесс закончится.

По окончании переходного процесса вращение прекратится: $\Delta\omega_Z = 0$, $\Delta\dot{\alpha} = 0$, и при некотором новом установившемся угле атаки $\alpha_{уст}$ наступит равновесие моментов $M_Z^{\delta_B} \Delta\delta_B = M_Z^{\alpha} \Delta\alpha$.

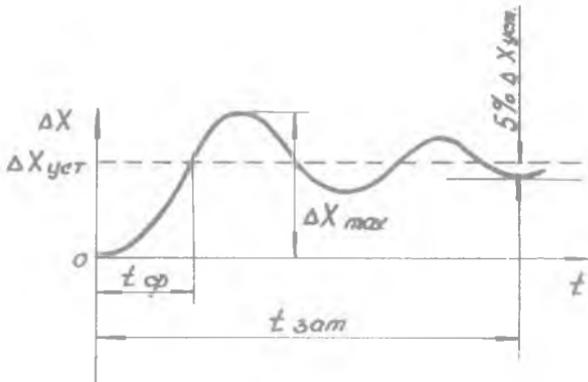
Качество колебательного переходного процесса оценивается периодом колебаний T_n , временем $t_{зам}$ и числом колебаний $N_{зам}$ до практически полного затухания (рассмотрены ранее), а также временем срабатывания $t_{ср}$ и величиной относительного заброса $\bar{\sigma}$ вариаций (отклонений) параметров движения.

Под временем срабатывания понимается минимальный промежуток времени, по истечении которого отклонение параметра ΔX * достигает впервые своего установившегося значения (рис. 4).

Величина относительного заброса определяется из выражения

$$\bar{\sigma} = \frac{\Delta X_{\max} - \Delta X_{уст}}{\Delta X_{уст}}$$

* Здесь под ΔX понимается отклонение угла атаки $\Delta\alpha$ или нормальной перегрузки Δn_y .



Р и с. 4. Характер вынужденного продольного короткопериодического движения

Чем выше быстродействие (меньше $t_{сп}$ и $t_{зам}$) и меньше относительный заброс, тем выше качество переходного процесса.

Если руль высоты отклонять не мгновенно, а, например, по экспоненциальному закону, то характер переходного процесса изменится: уменьшится его "колебательность". При медленном отклонении руля высоты характер изменения вариаций параметров движения приближается к характеру отклонения руля высоты.

Улучшить качество переходного процесса в продольном короткопериодическом движении можно путем введения в систему управления автомата демпфирования - демпфера тангажа, работающего параллельно с летчиком.

Демпфер тангажа независимо от летчика отклоняет руль высоты (цпо) на величину, пропорциональную угловой скорости вращения:

$$\sigma_{sg} = K \Delta \omega_z.$$

Передачный коэффициент K , определяющий эффективность демпфера, у самолетов нормальной схемы положительный.

При положительном вращении ($\Delta \omega_z > 0$) у самолета нормальной схемы демпфер тангажа отклонит руль высоты вниз. При этом на горизонтальном оперении появится прирост подъемной силы $\Delta Y_{аро} > 0$. Возникнет момент тангажа, направленный в сторону, противоположную начавшемуся вращению. т.е. он будет демпфирующим.

Таким образом, демпфер тангажа усиливает "естественное" демпфирование, искусственно создает дополнительный демпфирующий момент и тем самым улучшает качество переходного процесса.

1.4. Моделирование продольного короткопериодического движения самолета на АВМ

Для исследования короткопериодического движения на АВМ надо привести систему уравнений (1.1) к машинному виду путем введения масштабных коэффициентов μ :

$$\mu_{\alpha} = \frac{\bar{\alpha}}{\Delta\alpha}; \quad \mu_{\omega_z} = \frac{\bar{\omega}_z}{\Delta\omega_z}; \quad \mu_{\psi} = \frac{\bar{\psi}}{\Delta\psi}; \quad \mu_{\delta_f} = \frac{\bar{\delta}_f}{\Delta\delta_f},$$

где $\bar{\alpha}, \bar{\omega}_z, \dots$ - величины отклонений $\Delta\alpha, \Delta\omega_z, \dots$, выраженные в вольтах - машинные переменные.

После введения масштабных коэффициентов машинные уравнения принимают вид:

$$\begin{aligned} \frac{d\bar{\alpha}}{dt} &= \bar{a}_{22}\bar{\alpha} + \bar{a}_{24}\bar{\omega}_z - \bar{a}_{25}\bar{\delta}_f; \\ \frac{d\bar{\omega}_z}{dt} &= -\bar{a}_{32}\bar{\alpha} - \bar{a}'_{32}\frac{d\bar{\alpha}}{dt} - \bar{a}_{34}\bar{\omega}_z + \bar{a}_{35}\bar{\delta}_f; \\ \frac{d\bar{\psi}}{dt} &= \bar{a}_{44}\bar{\omega}_z; \\ \bar{\delta}_f &= \bar{\delta}_{fл} + \bar{a}_{54}k\bar{\omega}_z. \end{aligned} \quad (1.2)$$

В этих уравнениях машинные коэффициенты определяются следующим образом:

$$\begin{aligned} \bar{a}_{22} &= a_{22} \frac{\mu_{\alpha}}{\mu_{\alpha}} = a_{22}; \quad \bar{a}_{24} = \frac{\mu_{\alpha}}{\mu_{\omega_z}}; \quad \bar{a}_{25} = a_{25} \frac{\mu_{\alpha}}{\mu_{\delta_f}}; \\ \bar{a}_{32} &= a_{32} \frac{\mu_{\omega_z}}{\mu_{\alpha}}; \quad \bar{a}'_{32} = a'_{32} \frac{\mu_{\omega_z}}{\mu_{\alpha}}; \quad \bar{a}_{34} = a_{34}; \\ \bar{a}_{35} &= a_{35} \frac{\mu_{\omega_z}}{\mu_{\delta_f}}; \quad \bar{a}_{44} = \frac{\mu_{\psi}}{\mu_{\omega_z}}; \quad \bar{a}_{54} = \frac{\mu_{\delta_f}}{\mu_{\omega_z}}. \end{aligned}$$

Для расчета масштабных коэффициентов μ необходимо назначить максимальные значения моделируемых переменных. Ориентировочно можно положить

$$\Delta\alpha_{\max} = 0,15 \text{ рад}; \quad \Delta\psi_{\max} = 0,5 \text{ рад}; \quad \Delta\omega_z_{\max} = 0,5 \text{ рад/с}; \quad \Delta\delta_{f\max} = 0,3 \text{ рад}$$

Тогда величины масштабных коэффициентов будут равны

$$\mu_{\alpha} = \frac{100\text{В}}{\Delta\alpha_{\max}} \cong 700 \frac{\text{В}}{\text{рад}}; \quad \mu_{\psi} = \frac{100\text{В}}{\Delta\psi_{\max}} \cong 200 \frac{\text{В}}{\text{рад}};$$

$$\mu_{\omega_z} = \frac{100B}{\Delta\omega_{z, \max}} \approx 200 \frac{B}{\text{рад}}; \quad \mu_{\delta_y} = \frac{100B}{\Delta\delta_{y, \max}} \approx 300 \frac{B}{\text{рад}}.$$

Здесь число, стоящее в числителе - 100 В, является максимальным значением рабочего диапазона выходного напряжения АВМ.

По численным значениям масштабных коэффициентов μ можно осуществлять переход от исходных уравнений (I.1) к машинным (I.2) и, наоборот, переводить машинные переменные, полученные в процессе выполнения лабораторной работы, в действительные физические параметры, характеризующие возмущенное движение самолета.

2. Выполнение лабораторной работы

В предлагаемой лабораторной работе рассматриваются два типа самолетов: маневренный сверхзвуковой истребитель и пассажирский среднемагистровый самолет.

Массовые и геометрические характеристики, а также режимы полета исследуемых самолетов приводятся в табл. I.

Т а б л и ц а I

Параметр	Размерность	Тип самолета	
		сверхзвуковой истребитель	среднемагистровый пассажирский
m	кг	14000	42000
J_z	кг·м ²	100000	1512000
S	м ²	34.0	127.3
V_0	м/с	590.0	247.0
H_0	м	20000	10000
q_0	Н/м ²	15600	12700

В табл. 2 приведены значения силы тяги двигателей и производных аэродинамических сил и моментов тангажа, подсчитанные для тех же самолетов и режимов полета.

Таблица 2

Параметр	Размерность	Тип самолета	
		сверхзвуковой истребитель	среднерейсовый пассажирский
D_0	Н	70630	25200
$Y_{a_0}^\alpha$	Н	1100000	177000
$Y_a^{\partial\theta}$	Н/рад	216000	585000
M_z^α	$\frac{\text{Н.м}}{\text{рад}}$	1140000 ($\bar{X}_T = 0.32$)	15150000 ($\bar{X}_T = 0.25$)
M_z^α	$\frac{\text{Н.м.с.}}{\text{рад}}$	452000 ($\bar{X}_T = 0.44$)	13880000 ($\bar{X}_T = 0.35$)
$M_z^{\omega_z}$	$\frac{\text{Н.м.с.}}{\text{рад}}$	0	556000 ($\bar{X}_T = 0.25$)
$M_z^{\omega_z}$	$\frac{\text{Н.м.с.}}{\text{рад}}$	40000	450000 ($\bar{X}_T = 0.35$)
$M_z^{\partial\theta}$	$\frac{\text{Н.м.с.}}{\text{рад}}$	2000000 ($\bar{X}_T = 0.25$)	1700000 ($\bar{X}_T = 0.35$)
$M_z^{\partial\theta}$	$\frac{\text{Н.м.с.}}{\text{рад}}$	-913000	-9950000

Численные значения динамических коэффициентов a_{ij} системы (I.I) для указанных типов самолетов и режимов полета, а также соответствующие им значения "машинных" коэффициентов \bar{a}_{ij} рассчитанные для двух характерных центровок самолетов, приведены в табл.3

Таблица 3

Коэффициент	Размерность	Тип самолета	
		сверхзвуковой истребитель	среднерейсовый пассажирский
a_{22}	c^{-1}	-0,143	-0,020
\bar{a}_{22}	c^{-1}	-0,143	-0,020
a_{24}	σ/ρ	1	1
\bar{a}_{24}	c^{-1}	3,5	3,5
a_{25}	c^{-1}	0,0260	0,0565
\bar{a}_{25}	c^{-1}	0,61	0,13
a_{32}	c^{-2}	11,4 ($\bar{X}_T = 0,32$)	10,0 ($\bar{X}_T = 0,25$)
\bar{a}_{32}	c^{-1}	3,26 ($\bar{X}_T = 0,44$)	9,15 ($\bar{X}_T = 0,35$)
		4,52 ($\bar{X}_T = 0,32$)	2,86 ($\bar{X}_T = 0,25$)
		1,30 ($\bar{X}_T = 0,44$)	2,61 ($\bar{X}_T = 0,35$)

Коэффициент	Размерность	Тип самолета	
		сверхзвуковой истребитель	среднерейсовый пассажирский
a'_{32}	c^{-1}	0	0,298 ($\bar{X}_T = 0,25$) 0,368 ($\bar{X}_T = 0,35$)
\bar{a}'_{32}	σ/ρ	0	0,085 ($\bar{X}_T = 0,25$) 0,105 ($\bar{X}_T = 0,35$)
a_{34}	c^{-1}	0,40	1,12 ($\bar{X}_T = 0,25$) 1,32 ($\bar{X}_T = 0,35$)
\bar{a}_{34}	c^{-1}	0,40	1,12 ($\bar{X}_T = 0,25$) 1,32 ($\bar{X}_T = 0,35$)
a_{35}	c^{-2}	-9,13	-6,56
\bar{a}_{35}	c^{-1}	-6,10	-4,0
a_{44}	σ/ρ	1,0	1,0
\bar{a}_{44}	c^{-1}	1,0	1,0
a_{54}	σ/ρ	1,5	1,5
\bar{a}_{54}	c^{-1}	1,5	1,5

Структурная блок-схема набора задач на АВМ, соответствующая системе (1.2) "машинных" уравнений, приведена на рис. 5.

Для выполнения лабораторной работы необходимо подготовить АВМ МН-7 и индикатор И-6 к работе согласно инструкции по эксплуатации [2].

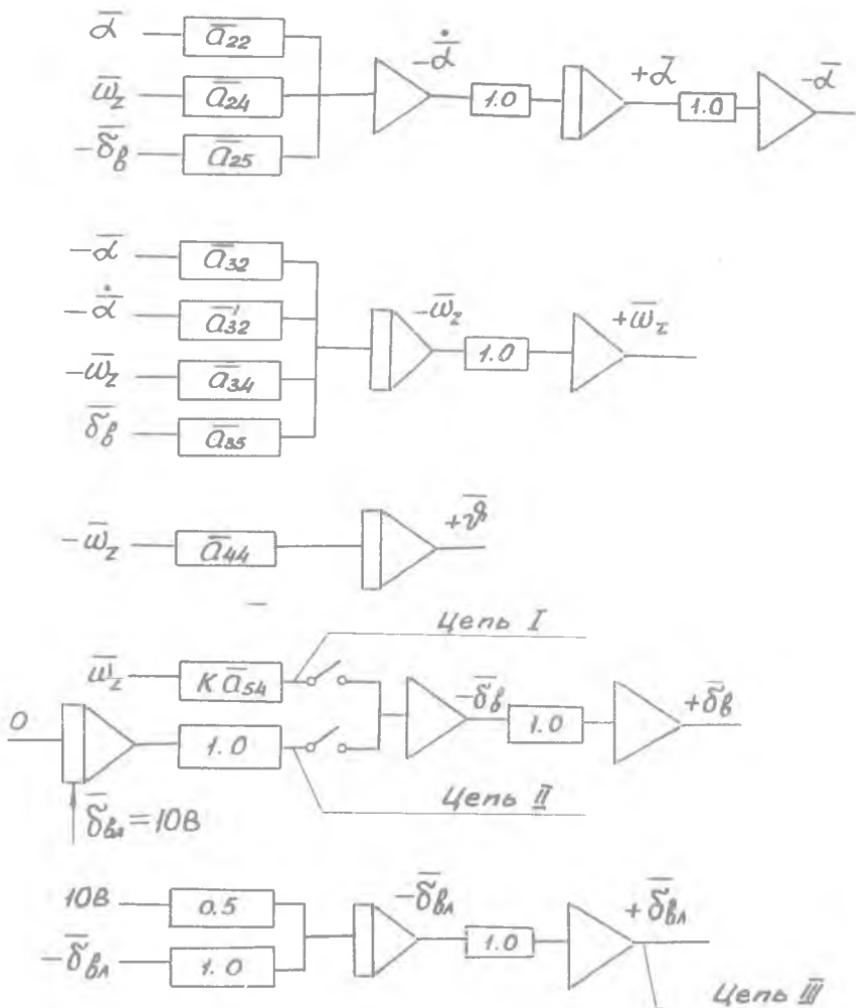
Ниже приводится порядок выполнения лабораторной работы при решении различных задач.

Задача I. Изучение собственных свойств самолета в продольном короткопериодическом движении. Анализ влияния положения центра масс самолета на собственные свойства

1. На пульте лабораторной установки:

а) переключатель "Вариант задачи" установить в положение "I", при этом в схеме будет выполнена следующая коммутация:

выставляется начальное условие по углу атаки $\Delta\alpha_0 = 2^\circ$,



Р и с. 5. Структурная схема моделирования на АВМ продольного короткопериодического движения самолета

$$(\bar{\alpha}_0 = 24,5B),$$

цепь I, III, (рис.5) отключается, имитируя отключение демпфера тангажа и установку руля высоты в нейтральное положение,

цепь II (рис. 5) отключается, имитируя невмешательство летчика в процесс управления по тангажу,

б) тумблер "Центровка" установить в положение "I"*;

в) переключатель "Выход" установить в положение " α ", тумблер "Вольтметр" - в положение "V1". Тогда на вольтметре V1 будет наблюдаться процесс $\bar{\alpha}(t)$, а на вольтметре V2 - реальное время.

2. Включить решение нажатием кнопки "Пуск" на АВМ и, наблюдая переходный процесс $\bar{\alpha}(t)$ на вольтметре V1 (или V2) и индикаторе И-6, зафиксировать его параметры: период колебаний T_n и время затухания $t_{зам}$. Повторить решение нужное число раз для фиксации процессов $\bar{\omega}_z(t)$ и $\bar{\varphi}(t)$.

3. Выполнить пункт 2 для центровки "2"

4. Полученные переходные процессы $\bar{\alpha}(t)$, $\bar{\omega}_z(t)$ и $\bar{\varphi}(t)$ для двух центровок перевести из машинных переменных в действительные.

З а д а ч а 2. Изучение переходного процесса при ступенчатом отклонении руля высоты летчиком

I. На пульте лабораторной установки

а) переключатель "Вариант задачи" установить в положение "2", при этом в схеме будет выполнена следующая коммутация:

выставляется начальное условие по углу атаки

$$\Delta \alpha_0 = 0^\circ; (\bar{\alpha}_0 = 0B),$$

цепь I и цепь III отключаются,

цепь II, имитирующая ступенчатое отклонение руля высоты летчиком, включается;

б) тумблер "Центровка" установить в положение "I".

в) переключатель "Выход" установить в положение " α ", тумблер "Вольтметр" - в положение "V1".

* Положение "I" центровки у истребителя соответствует $\bar{X}_T = 0.32$. Положение "2" - $\bar{X}_T = 0.44$. У среднерейсового пассажирского самолета положение "I" соответствует $\bar{X}_T = 0.25$, а положение "2" - $\bar{X}_T = 0.35$.

2. Включить решение нажатием кнопки "Пуск" на АВМ и, наблюдая переходный процесс $\bar{\alpha}(t)$ на вольтметре $V1$ (или $V2$) и индикаторе И-6, зафиксировать его параметры: время переходного процесса $t_{зам}$ и установившееся значение угла атаки $\bar{\alpha}_{уст}$. Повторить решение нужное число раз для фиксации процессов $\bar{\omega}_z(t)$, $\bar{\nu}(t)$.

3. Выполнить пункт 2 для центровки "2".

4. Полученные переходные процессы $\bar{\alpha}(t)$, $\bar{\omega}_z(t)$, $\bar{\nu}(t)$ для двух центровок перевести из машинных переменных в действительные.

З а д а ч а 3. Изучение переходного процесса при экспоненциальном отклонении руля высоты левчиком

I. На пульте лабораторной установки

а) переключатель "Вариант задачи" установить в положение "3", при этом в схеме будет выполнена следующая коммутация: выставляется начальное условие по углу атаки

$$\Delta \alpha_0 = 0^\circ; (\bar{\alpha}_0 = 0B),$$

цепь I и цепь II отключаются,

цепь III, имитирующая экспоненциальное отклонение руля высоты пилотом, включается;

б) тумблер "Центровка" установить в положение "I";

в) переключатель "Выход" установить в положении "α", тумблер "Вольтметр" - в положение "V1".

2. Включить решение нажатием кнопки "Пуск" на АВМ и, наблюдая переходный процесс $\bar{\alpha}(t)$ на вольтметре $V1$ (или $V2$) и индикаторе И-6, зафиксировать его параметры: время переходного процесса $t_{зам}$ и установившееся значение угла атаки $\bar{\alpha}_{уст}$. Повторить решение нужное число раз для фиксации процессов $\bar{\omega}_z(t)$, $\bar{\nu}(t)$, $\bar{\sigma}(t)$.

3. Выполнить пункт 2 для центровки "2".

4. Полученные переходные процессы $\bar{\alpha}(t)$, $\bar{\omega}_z(t)$, $\bar{\nu}(t)$, а также $\bar{\sigma}(t)$ перевести из машинных переменных в действительные.

З а д а ч а 4. Улучшение динамических характеристик самолета с помощью демпфера тангажа

I. На пульте лабораторной установки

а) переключатель "Вариант задачи" установить в положение "4", при этом в схеме будет выполнена следующая коммутация:

выставляется начальное условие по углу атаки

$$\Delta \alpha_0 = 2^\circ; (\bar{\alpha}_0 = 24,5 B),$$

цепь I включается, имитируя включение демпфера тангажа, цепь II и цепь III отключаются.

б) тумблер "Центровка" установить в положение "I";

в) переключатель "Выход" установить в положение " α ", тумблер "Вольтметр" - в положение "V1".

2. Включить решение нажатием кнопки "Пуск" на АВМ и, изменяя на пульте лабораторной установки передаточный коэффициент демпфера тангажа в пределах $K = 0,5-1,5$, добиться наилучшего качества переходного процесса по углу атаки $\bar{\alpha}(t)$: процесс $\bar{\alpha}(t)$ должен быть минимальным по времени и обладать забросом, не превышающим 5% от начального возмущения. Для полученного переходного процесса повторить решение нужное число раз, зафиксировав переменные $\bar{\omega}_z(t)$ и $\bar{v}(t)$.

3. Выполнить пункт 2 для центровки "2".

4. Полученные переходные процессы $\bar{\alpha}(t)$, $\bar{\omega}_z(t)$, $\bar{v}(t)$ перевести из машинных переменных в действительные.

З а д а ч а 5. Изучение переходного процесса при ступенчатом отклонении руля высоты летчиком и включенном демпфере тангажа

I. На пульте лабораторной установки

а) переключатель "Вариант задачи" установить в положении "5", при этом на схеме будет выполнена следующая коммутация:

выставляется начальное условие по углу атаки

$$\Delta \alpha_0 = 0^\circ; (\bar{\alpha}_0 = 0 B),$$

цепь I включается, имитируя включение демпфера тангажа,

цепь II включается, имитируя ступенчатое отклонение руля высоты летчиком,

цепь III отключается;

б) тумблер "Центровка" установить в положение "I";

в) переключатель "Выход" установить в положении " α ", тумблер "Вольтметр" - в положение "V1";

г) передаточный коэффициент демпфера тангажа K выставить равным оптимальному значению, полученному при решении задачи 4.

2. Включить решение и, наблюдая переходный процесс $\bar{\alpha}(t)$ на вольтметре $V1$ (или $V2$) и индикаторе И-6, зафиксировать его параметры: время переходного процесса $t_{зам}$ и установившееся значение угла атаки $\bar{\alpha}_{уст}$. Повторить решение нужное число раз для фиксации процессов $\bar{\omega}_z(t)$ и $\bar{\varphi}(t)$.

3. Выполнить пункт 2 для центровки "2".

4. Полученные переходные процессы $\bar{\alpha}(t)$, $\bar{\omega}_z(t)$ и $\bar{\varphi}(t)$ перевести из машинных переменных в действительные.

3. С о д е р ж а н и е о т ч е т а

1. Формулировка задачи.

2. Система моделируемых уравнений.

3. Графики переходных процессов для двух центровок самолета.

4. Основные выводы по результатам проделанной работы.

4. К о н т р о л ь н ы е в о п р о с ы к з а ч е т у

1. Каковы моменты, действующие на самолет в продольном короткопериодическом движении?

2. Каковы собственные свойства самолета в короткопериодическом продольном движении?

3. Как влияет положение центра масс на собственные свойства самолета?

4. Каков характер переходного процесса при ступенчатом и экспоненциальном законах отклонения руля высоты?

5. Показатели качества переходного процесса.

6. Как влияет положение центра масс самолета на качество переходного процесса?

7. Способы улучшения качества переходных процессов в короткопериодическом движении.

Л и т е р а т у р а

1. Аэромеханика самолета. Под ред. А.Ф.Бочкарева. - М.: Машиностроение, 1977, с. 415.

2. Инструкция по работе на АВМ МН-7. - Куйбышев: КуАИ, 1970.

СО Д Е Р Ж А Н И Е

I. Теоретические основы лабораторной работы	3
I.1. Линейная математическая модель продольного короткопериодического движения. Моменты тангажа, действующие на самолет в короткопериодическом движении	5
I.2. Собственные свойства самолета в продольном короткопериодическом движении	8
I.3. Переходные процессы в продольном короткопериодическом движении самолета при отклонении руля высоты	10
I.4. Моделирование продольного короткопериодического движения самолета на АВМ	12
2. Выполнение лабораторной работы	13
3. Содержание отчета	20
4. Контрольные вопросы к зачету	20

Составители: Александр Филиппович Бочкерев,
Борис Александрович Титов

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ СВОЙСТВ САМОЛЕТА
В МАЛОМ ПРОДОЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ

Лабораторная работа по курсу
"Динамика полета самолета"

Редактор Н.В. К а с а т к и н а
Техн.редактор Н.М. К а л е н ю к
Корректор С.С. Р у б а н

Подписано в печать 25.08.81г. Формат 60x84¹/₁₆.
Бумага оберточная белая. печать оперативная.
Усл.п.л. 1,39. Уч-гизд.л. 1,2. Тираж 600 экз.
Заказ № 5356 Бесплатно.

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени С.П.Королева.
г. Куйбышев, ул. Молодогвардейская, 151.
Областная типография имени В.П.Мяги,
г. Куйбышев, ул. Венцека, 60.