

## УПРАВЛЕНИЕ УПРУГИМИ КОЛЕБАНИЯМИ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ ПОМОЩИ СИЛОВЫХ ГИРОСКОПОВ

ВИНОГРАДОВ Р. И., ГАЙНУТДИНОВ О. И., ПЕТРОВ Ю. В.,  
ПЕТРОВ Ю. Ю.

Конструкциям современных самолетов, отличающихся большим удлинением крыла и фюзеляжа, пилонным расположением двигателей, разнообразными отклоняющимися поверхностями и др., присущи многие явления, нежелательные с точки зрения безопасности полета и ресурса, в частности различные виды флаттера, вынужденные колебания частей конструкции планера как в воздухе, так и на земле.

Существует ряд работ, в которых описываются меры воздействия на колебания, начиная с использования балансиров и ужесточения конструкции и заканчивая так называемыми активными системами управления, воздействующими на конструкцию аэродинамически посредством отклоняющихся рулей, гироскопические системы демпфирования, в основе действия которых лежит метод непосредственной гироскопической стабилизации и которые условно могут быть отнесены к полупассивным системам управления.

Указанный метод разработан в теоретическом и практическом плане применительно к ряду областей техники: для стабилизации морских судов, космических систем и т. д. [1-8]. При использовании непосредственной гиросtabilизации в авиационной конструкции с целью демпфирования упругих колебаний частей конструкции планера самолета возникают вопросы, необходимость рассмотрения которых обусловлена особенностями новой области возможного применения гироскопических систем демпфирования: разработка принципиальных схем, математических и физических моделей объектов с такими системами, методика выбора параметров систем и т. д.

Выбор принципиальной схемы гироскопической системы демпфирования определяется типом колебаний защищаемой конструкции. В общем случае эти колебания у самолета носят сложный характер, например консоли крыла при движении самолета по земле совершают преимущественно изгибные колебания, а на режимах, близких к изгибно-крутильному флаттеру, колебания сечений крыла происходят, в основном, по крутильной форме вокруг оси жесткости.

Авторами разработано несколько вариантов систем, в публикуемой статье рассмотрена работа и оценена эффективность гиросtabilизаторов, выполненных по схемам скоростного гироскопа [6] и пружинного гироскопа [8].

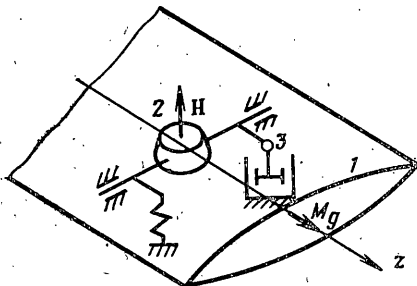
Принцип действия первой схемы заключается в следующем. При возникновении крутильных колебаний, например крыла 1 вокруг оси жесткости  $z$  (фиг. 1), гироскоп 2 с кинетическим моментом  $H$  совершает прецессионные колебания вокруг своей оси подвеса, обеспечивая тем самым «перекачку» части энергии колебаний крыла в энергию прецессионных колебаний гироскопа, которая, в свою очередь, рассеивается в механическом демпфере 3. Как результат прецессии гироскопа возникает стабилизирующий гироскопический момент  $M_g$ , приложенный к силовому набору крыла и препятствующий его закрутке.

Работа второй схемы (фиг. 2) принципиально ничем не отличается от работы обычного пружинного маятникового гасителя колебаний. Существенное отличие заключается в резком увеличении «эффективного» момента инерции маятника 4 в результате введения в него силового гироскопа. В данном случае система противодействует изгибным колебаниям крыла.

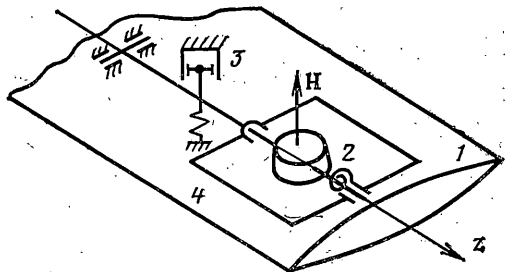
Математическое моделирование основывается на использовании известного метода заданных форм [9], в соответствии с которым уравнения упругих колебаний конструкции планера самолета представляются в виде

$$M_i q_i'' + M_i \omega_i^2 q_i = P_i$$

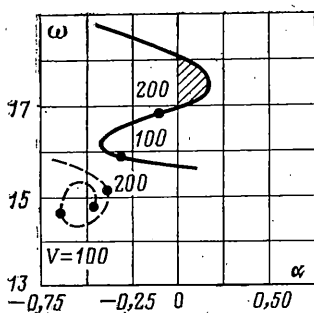
Здесь  $q_i$  —  $i$ -я обобщенная координата,  $M_i$  —  $i$ -я обобщенная масса,  $\omega_i$  — круговая частота  $i$ -го тона колебаний,  $P_i$  — обобщенная сила  $i$ -го тона колебаний. Под обобщенной силой понимаются любые внешние факторы: силовое воздействие от набегаю-



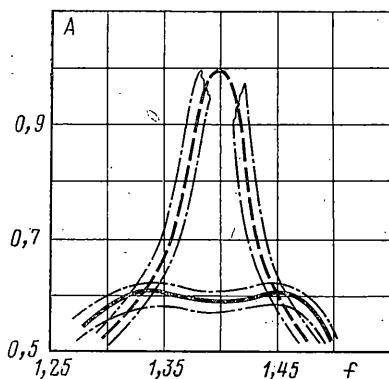
Фиг. 1



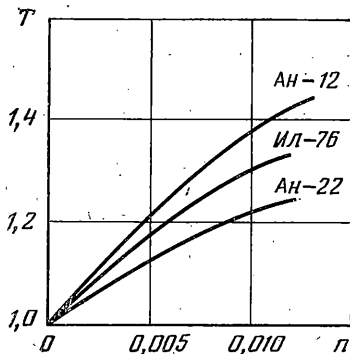
Фиг. 2



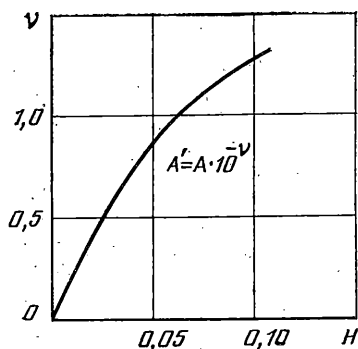
Фиг. 3



Фиг. 4



Фиг. 5



Фиг. 6

щего потока воздуха, порывы ветра, возмущения от неровностей взлетной или посадочной полос аэродрома при движении по земле, а также сосредоточенные воздействия со стороны гироскопической системы демпфирования, размещенной в конструкции планера.

Уравнения колебаний конструкции планера дополняются уравнениями колебаний системы. Например, для первой схемы это уравнение имеет вид

$$I_{\gamma} \beta'' + c_{\gamma} (\beta' - \kappa') + k_{\gamma} (\beta - \kappa) = H \varphi'$$

Здесь  $I_{\gamma}$ ,  $H$ ,  $c_{\gamma}$  и  $k_{\gamma}$  — экваториальный момент инерции и кинетический момент ротора гироскопа, коэффициент демпфирования и коэффициент жесткости демпфера и пружины соответственно,  $\beta$  — угол прецессии гироскопа,  $\varphi$  — угол закрутки крыла в месте расположения гироскопа; при этом  $\varphi(z, t) = \sum \varphi_i(z) q_i(t)$  ( $i=1, \dots, N$ ), где  $\varphi_i(z)$  — крутильные формы крыла.

В этом случае составляющая обобщенной силы, обусловленной действием системы, записывается в виде

$$P_i = 2 \{ H \beta' \varphi_i(z) + [c_{\gamma} (\beta' - \kappa') + k_{\gamma} (\beta - \kappa)] f_i'(z) \}$$

Здесь  $\kappa$  — угол поворота крыла в месте расположения гироскопа, обусловленный изгибом крыла,  $f_i'(z)$  — производная по  $z$  от изгибной формы колебаний в месте размещения гироскопа.

При помощи разработанных математических моделей были произведены оценки эффективности приведенных двух систем для улучшения характеристик демпфирования некоторых типов транспортных самолетов. В частности, рассматривалась задача улучшения флаттерных характеристик (предотвращение режима неустойчивых колебаний конструкции планера) самолета ИЛ-86. Эта задача решалась путем построения и анализа графических зависимостей коэффициентов демпфирования и частоты колебаний от скорости полета самолета. На фиг. 3 представлены эти зависимости для скорости  $V=100$  м/с — они обозначены точками и  $V=200$  м/с — крестиками ( $\alpha$  — коэффициент демпфирования,  $\omega$  — круговая частота колебаний в рад/с). Сплошная линия соответствует выключенной системе демпфирования по схеме скоростного гироскопа (локальная область динамической неустойчивости заштрихована), штриховая линия — включенной системе. Как видно, устойчивость всей системы в целом повышается — корневой годограф смещен в устойчивую область.

Было исследовано применение второй схемы для снижения амплитуд вынужденных колебаний и увеличения относительного ресурса крыла для некоторых типов

самолетов. Задача решалась методом построения амплитудно-частотных характеристик с последующим пересчетом изменения ресурса крыла, вызванного снижением его нагруженности. При этом часть исследований проведена экспериментально, часть — расчетным путем при помощи математической модели. В качестве физической модели была использована динамически подобная модель крыла самолета ТУ-154. Результаты представлены на фиг. 4, 5. В частности, на фиг. 4 изображены экспериментальные и расчетные относительные амплитудно-частотные характеристики в частотной области первого изгибного тона колебаний крыла: штриховой и сплошной линией показаны характеристики при выключенной и включенной системе демпфирования (расчет), а штрихпунктирными линиями ограничены экспериментально полученные значения амплитуд изгибных колебаний крыла. Графики показывают хорошую сходимость результатов расчета и эксперимента, а также существенное снижение амплитуд  $A$  колебаний при включенной системе. На фиг. 5 представлены результаты расчетов относительного увеличения ресурса ( $T$ ) верхней панели крыла с системой демпфирования по сравнению с исходным крылом без системы для самолетов типа Ан-12 (кривая 1), ИЛ-76 (2), Ан-22 (3) в зависимости от отношения массы системы демпфирования ( $n$ ) к массе конструкции крыла.

Один из проведенных экспериментов заключался в предотвращении крутильного флаттера аэродинамической поверхности, имеющего место при больших углах атаки в результате аэродинамических срывных явлений. Модель аэродинамической поверхности с размещенной внутри нее системой демпфирования по схеме скоростного гироскопа устанавливалась в аэродинамической трубе в потоке воздуха под некоторым критическим углом, при котором возникали автоколебания значительной амплитуды. Амплитуды колебаний регистрировались при выключенной и включенной системе демпфирования и сравнивались для различных по мощности систем. Эти результаты представлены на фиг. 6 в виде зависимости степени снижения амплитуды колебаний поверхности  $\gamma$  от кинетического момента ротора гироскопа ( $A$  и  $A'$  — амплитуды колебаний при выключенной и включенной системе соответственно,  $H$  — кинетический момент ротора гироскопа в  $\text{кг}\cdot\text{м}^2/\text{с}$ ). Видно, что есть возможность значительного снижения уровня возникающих колебаний.

Отметим, что во всех приведенных задачах для достижения требуемого результата (по увеличению декремента колебаний или снижению амплитуд колебаний) относительная масса системы демпфирования, как правило, не превышала 1% от массы защищаемого объекта.

Полученные результаты позволяют сделать вывод о том, что применение силовых гироскопов в задачах управления упругими колебаниями частей конструкции планера самолета возможно и в ряде случаев полезно. В особенности это касается тех режимов эксплуатации самолетов, где использование других систем неэффективно (на земле и пр.). Кроме того, следует подчеркнуть относительную простоту и небольшую массу таких устройств — факторы, которые могут оказаться решающими при выборе той или иной системы управления.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Thomson W., Tait P. Treatise of Natural Philosophy. Pt I. Oxford: Univ. Press, 1967. 727 p.
2. Метелицын И. И. К вопросу о гироскопической стабилизации. — Докл. АН СССР, 1952, т. 86, № 1, с. 31—34.
3. Четаев Н. Г. Устойчивость движения. Работы по аналитической механике. М.: Изд-во АН СССР, 1962. 535 с.
4. Меркин Д. Р. Гироскопические системы. М.: Наука, 1974. 344 с.
5. Булгаков Б. В. Прикладная теория гироскопов. М.: Изд-во МГУ, 1976. 404 с.
6. Холодильни А. Н., Шмырев А. Н. Мореходность и стабилизация судов на волнении. Л.: Судостроение, 1976. 328 с.
7. Арнольд Р. Н., Мондер Л. Гиродинамика и ее техническое применение. М.: Машиностроение, 1964. 468 с.
8. Каргу Л. И. Системы угловой стабилизации космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1980. 172 с.
9. Бисплингхофф Р. Л., Эшли Х., Холфман Р. Л. Аэроупругость. М.: Изд-во иностр. лит., 1958. 799 с.

Рига

Поступила в редакцию  
3.III.1985

УДК 534.1

### ВИБРАЦИОННАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ НЕЛИНЕЙНОЙ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

БЕРЕСНЕВИЧ В. И., ЦЫФАНСКИЙ С. Л.

В механике известны случаи, когда неустойчивую систему можно превратить в устойчивую с помощью дополнительных вибрационных воздействий. Примером может служить устойчивость перевернутого положения маятника при колебаниях точки подвеса [1, 2]. В более общей постановке вопросы параметрической стабилизации неустойчивых форм равновесия механических систем рассмотрены в [3—6].