

МАШИНОСТРОЕНИЕ

- 2.5.12 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;
2.5.13 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;
2.5.14 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;
2.5.15 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;
2.5.16 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

УДК 629.7.015.4

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-6-72-81

**Экспериментальные исследования влияния
гироскопической системы демпфирования на аэроупругие
характеристики модели крупногабаритного летательного аппарата
с двигателями на упругих пилонах под крылом**

**Ю.В. Петров¹, М.В. Семакова¹, Н.Н. Медведева¹,
В.Г. Угренинов¹**

¹*Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия*

Аннотация: При создании современных крупногабаритных транспортных самолетов широко используется компоновка с двигателями, размещенными на упругих пилонах под крылом. Такое расположение двигателей обладает известными преимуществами, однако имеют место и существенные динамические особенности, обусловленные тем, что парциальные частоты вертикальных и горизонтальных (боковых) колебаний двигателей на упругих пилонах близки к собственным частотам изгибных и крутильных колебаний консолей крыла низших тонов. Именно указанный частотный спектр и определяет динамический отклик летательного аппарата в целом на внешние возмущающие воздействия, а также существенно влияет на динамическую устойчивость ЛА. Для гашения колебаний двигателей на упругих пилонах предложен ряд технических решений, в том числе реализация принципа «освобожденного двигателя». В данной работе предлагается для повышения диссипативных параметров колебаний двигателей на пилонах использовать специальные устройства – силовые гироскопы, которые являются основным элементом гироскопической системы демпфирования. Многочисленные теоретические исследования возможности применения силовых гироскопов показали, что устойчивость динамической системы можно повысить путем введения в нее дополнительных гироскопических, диссипативных и потенциальных сил. Известно предложение использовать метод непосредственной гироскопической стабилизации для управления аэроупругими колебаниями элементов конструкции ЛА. В статье предлагается использовать силовые гироскопы для гашения слабодемпфированных колебаний двигателей на пилонах крупногабаритного самолета. С целью оценки возможности практического применения гироскопической системы демпфирования (ГСД) были проведены экспериментальные исследования на динамически подобной флаттерной модели (ДПФМ) крупногабаритного самолета с четырьмя двигателями на пилонах под крылом типа Ан-124. Исследования включали два этапа: частотные и флаттерные испытания. В качестве ГСД использовалось гироскопическое устройство, выполненное по схеме скоростного гироскопа, который был установлен внутри гондолы двигателя. В статье приводятся результаты экспериментов по оценке влияния ГСД на динамические характеристики ДПФМ. Анализ нормированных амплитудно-частотных характеристик вертикальных и горизонтальных колебаний в центре масс внешних двигателей показывает значительное (в 1,5...5,0 раза) снижение пиковых значений амплитуд колебаний во всем рассматриваемом частотном диапазоне. Результаты экспериментальных исследований влияния ГСД на флаттерные характеристики модели самолета показали значительное (7...15 %) увеличение критической скорости флаттера при всех уровнях заправки самолета топливом. При этом при включенной гироскопической системе демпфирования автоколебания носят вялый, сбивчивый характер, а формы флаттера за счет гироскопической связанности продольного и бокового движения переходят из одной в другую.

Ключевые слова: гироскопическая система демпфирования, частота и форма собственных колебаний, амплитудно-частотные характеристики, динамическая устойчивость, флаттер, критическая скорость флаттера.

Для цитирования: Петров Ю.В. Экспериментальные исследования влияния гироскопической системы демпфирования на аэроупругие характеристики модели крупногабаритного летательного аппарата с двигателями на упругих пилонах под крылом / Ю.В. Петров, М.В. Семакова, Н.Н. Медведева, В.Г. Угренинов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 6. С. 72–81. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-6-72-81

Experimental studies of the influence of a gyroscopic damping system on the aeroelastic characteristics of a large aircraft model with elastic pylon-mounted engines under the wing

Y.V. Petrov¹, M.V. Semakova¹, N.N. Medvedeva¹, V.G. Ugreninov¹

¹*The Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

Abstract: During production of modern large transport aircraft, engine arrangement mounted on the elastic pylons under the wing is widely used. This arrangement of engines has certain advantages, however, there are also significant dynamic features due to the fact that the partial frequencies of vertical and horizontal (lateral) vibrations of elastic pylon-mounted engines are close to the wing bending and torsional natural frequencies of low modes. It is this frequency spectrum that determines the dynamic response of the aircraft as a whole to external disturbance input, and also significantly affects the dynamic stability of the aircraft. A number of technical solutions have been proposed to damp vibrations of the elastic pylon-mounted engines, including the implementation of the “freed engine” principle. To increase the dissipative parameters of the pylon-mounted engines vibrations, this paper proposes to use special devices – powered gyroscopes, which are the main part of the gyroscopic damping system. Numerous theoretical studies of the possibility of using powered gyroscopes have shown that the stability of a dynamic system can be increased by introducing additional gyroscopic, dissipative and potential forces into it. It is known that a method of direct gyroscopic stabilization is proposed to control aeroelastic oscillations of aircraft structural elements. The article proposes to use powered gyroscopes to damp lightly damped vibrations of pylon-mounted engines of a large aircraft. In order to assess the possibility of practical application of the gyroscopic damping system (GDS), experimental studies were conducted on a dynamically similar flutter model (DSFM) of a large aircraft type An-124 with four pylon-mounted engines under the wing. The studies included two stages: frequency and flutter tests. A gyroscopic device made according to the scheme of a rate gyroscope, which was installed inside the engine nacelle, was used as the GDS. The article presents the results of the experiments to assess the effect of the GDS on the dynamic characteristics of the DPFM. The analysis of the normalized amplitude-frequency characteristics of vertical and horizontal oscillations in the center of mass of the outboard engines shows a significant (by 1.5...5 times) decrease in the peak values of the oscillation amplitudes across the entire frequency range covered. The results of the experimental studies of the effect of the GDS on the flutter characteristics of the aircraft model showed a significant (7...15%) flutter speed enhancement at all levels of aircraft refueling. At the same time, with the gyroscopic damping system powered on, the self-oscillations are sluggish and incoherent, and the flutter modes change from one to another due to the gyroscopic coupling of the longitudinal and lateral motion.

Key words: gyroscopic damping system, frequency and mode of natural oscillations, amplitude-frequency characteristics, dynamic stability, flutter, flutter speed.

For citation: Petrov, Y.V., Semakova, M.V., Medvedeva, N.N., Ugreninov, V.G. (2024). Experimental studies of the influence of a gyroscopic damping system on the aeroelastic characteristics of a large aircraft model with elastic pylon-mounted engines under the wing. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 6, pp. 72–81. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-6-72-81

Введение

На современных крупногабаритных транспортных самолетах широко используется компоновка с двигателями, размещенными на упругих пилонах под крылом. Такое расположение двигателей обладает известными преимуществами [1–5], однако имеют место и существенные динамические особенности, обусловленные тем, что парциальные частоты вертикальных и горизонтальных (боко-

вых) колебаний двигателей на упругих пилонках близки к собственным частотам изгибных и крутильных колебаний консолей крыла низших тонов. Известно, что указанный частотный спектр определяет динамический отклик летательного аппарата на внешние возмущающие воздействия (турбулентность воздуха, движение по неровностям аэродрома, управляющие воздействия и др.), а также существенно влияет на динамическую устойчивость летательного аппарата (ЛА). Появ-

ляются новые формы флаттера, при которых в число флаттирующих тонов входят собственные колебания двигателей на упругих пилонах [1, 2, 4], существенное влияние на параметры динамической системы оказывают гироскопические эффекты от работающих двигателей, в частности возникает гироскопическая связанность симметричных и антисимметричных тонов колебаний.

Для гашения колебаний двигателей на упругих пилонах предложен ряд технических решений, в том числе реализация принципа «освобожденного двигателя» [3, 6]. В данной работе предлагается для повышения диссипативных параметров колебаний двигателей на пилонах использовать специальные устройства – силовые гироскопы, которые являются основным элементом гироскопической системы демпфирования. Многочисленные теоретические и экспериментальные исследования возможности применения силовых гироскопов показали, что устойчивость динамической системы можно повысить путем введения в нее дополнительных гироскопических, диссипативных и потенциальных сил [7–16]. Известно предложение использовать метод непосредственной гироскопической стабилизации для управления аэроупругими колебаниями элементов конструкции ЛА [17]. В статье предлагается использовать силовые гироскопы для гашения слабодемпфированных колебаний двигателей на пилонах крупногабаритного самолета. С целью оценки возможности практического применения гироскопической системы демпфирования (ГСД) были проведены экспериментальные исследования на динамически подобной флаттерной модели (ДПФМ) крупногабаритного самолета с четырьмя двигателями на пилонах под крылом типа Ан-124.

Методы исследования

Для экспериментальной оценки эффективности гироскопической системы демпфирования аэроупругих колебаний элементов конструкции крупногабаритных самолетов проводились исследования на динамически по-

добной флаттерной модели самолета Ан-124, которые включали два этапа: частотные и флаттерные испытания. В качестве ГСД использовалось гироскопическое устройство, выполненное по схеме скоростного гироскопа [6], который был установлен внутри гондолы двигателя. Принципиальная схема устройства и его установки к гондole двигателя показаны на рис. 1. Система координат Ox_{yz} совпадает с центром масс модели двигателя.

Устройство включает быстровращающийся ротор (гироскоп) в кожухе ($\vec{H}_p$ – вектор кинетического момента ротора), который жестко закреплен на полуосях. Полуоси установлены в подшипниках на силовых элементах гондолы двигателя. Кроме того, устройство включает упругий элемент и демпфирующее устройство. При вращении гироскопа в кожухе относительно оси Ox через рычаг усилие передается на упругий элемент и поршень демпфирующего устройства. Упругий элемент предназначен для настройки парциальной частоты колебаний гироскопа относительно оси Ox , а демпфирующее устройство для рассеивания энергии колебаний системы. В данном эксперименте в качестве демпфирующего устройства используется пневматический демпфер.

Принципиальная схема экспериментальной установки для проведения частотных испытаний изображена на рис. 2. ДПМ двигателя беспроточная, каплевидной формы, внутри нее устанавливалась ГСД, масса которой составляла 10 % от массы модели двигателя. В данном случае ГСД предназначена для гашения слабодемпфированных колебаний двигателей на упругих пилонах.

Методика проведения эксперимента заключалась в следующем. В гондолах внешних двигателей устанавливались ГСД. Посредством блока возбуждения (рис. 2) возбуждались установившиеся вынужденные колебания ДПФМ самолета заданной частоты. Интервал изменения частоты возбуждения составлял $f_b = 3 \dots 11$ Гц. В области резонансных пиков изменение частоты осуществлялось с шагом $\Delta f_b = 0,001 \dots 0,002$ Гц. Регистрировались вертикальные и горизонталь-

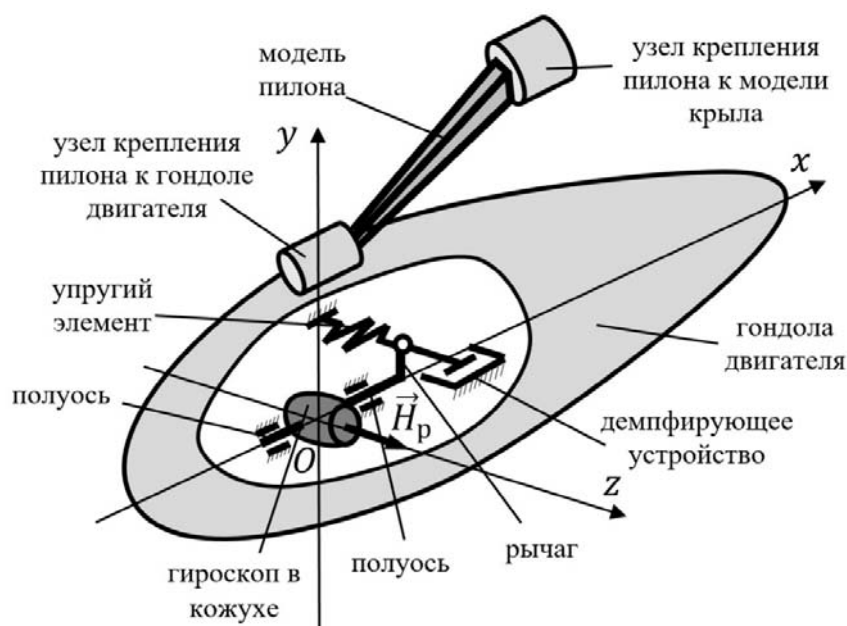


Рис. 1. Гироскопическая система демпфирования колебаний модели двигателя
Fig. 1. Gyroscopic system for damping vibrations of the engine model

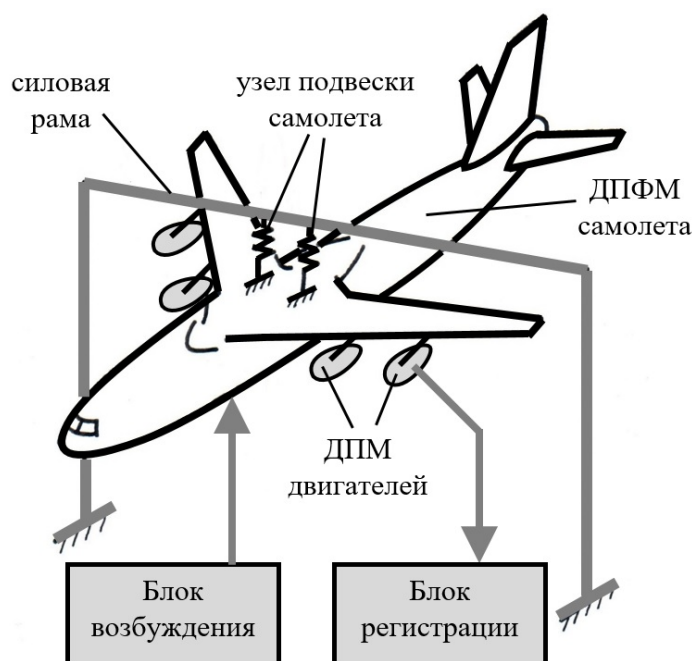


Рис. 2. Принципиальная схема установки частотных испытаний ДПФМ
Fig. 2. Schematic diagram of the frequency test stand of the DSFM

ные ускорения в центре масс внешних двигателей. Затем на каждой частоте осуществлялась тарировка амплитуд вертикальных A_{yd} и горизонтальных A_{zd} колебаний двигателей по перегрузкам и их нормирование по максимальному значению. Полученные данные были использованы для построения экспери-

ментальных амплитудно-частотных характеристик (АЧХ). Сначала изображались АЧХ ДПФМ с выключенной системой демпфирования, а затем с включенной.

Принципиальная схема экспериментальной установки для проведения флаттерных испытаний изображена на рис. 3. ДПФМ са-

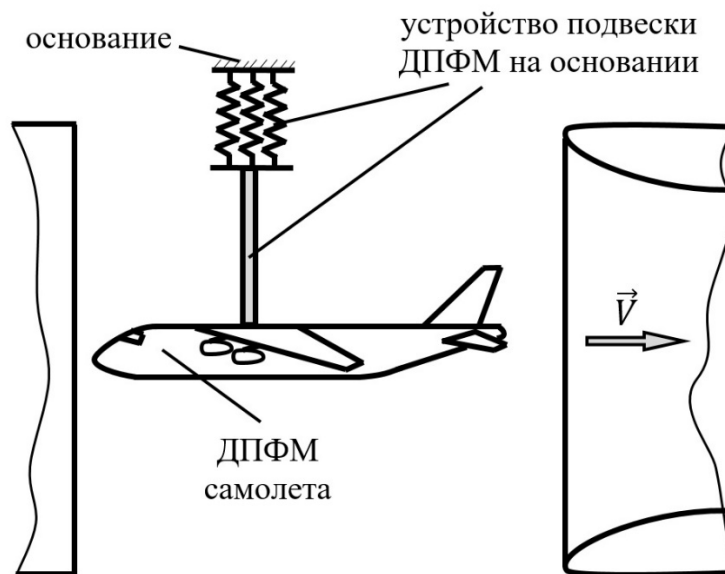


Рис. 3. Принципиальная схема установки флаттерных испытаний ДПФМ
Fig. 3. Schematic diagram of the flutter test stand of the DSFM

молета устанавливалась в рабочей части трубы посредством специального устройства подвески, закрепленного на жестком основании. ГСД установлены на ДПФМ обоих внешних двигателей.

Методика проведения эксперимента заключалась в следующем.

В процессе экспериментальных исследований на модели (при различных вариантах заправки топливом) регистрировались параметры: скорость потока, при которой возникает флаттер; частота и форма колебаний при флаттере. Амплитуды колебаний в характерных точках модели оценивались по показаниям тензодатчиков, прикрепленных к лонжерону крыла ДПФМ самолета. Скорость потока определялась по визуальному отсчету показаний манометра; полученные результаты пересчитывались на натуру. Форма колебаний при флаттере определялась визуально.

Для возбуждения флаттера модели сообщался начальный импульс посредством специального механического устройства. При возникновении интенсивных автоколебаний скорость потока уменьшалась до затухания колебаний. Скорость потока, при которой автоколебания еще присутствуют, принималась за критическую скорость флаттера $V_{кр}$. Затем

скорость набегающего потока вновь увеличивалась до возникновения автоколебаний, и в этот момент включалась ГСД, что приводило к исчезновению автоколебаний. По мере дальнейшего увеличения скорости снова развивались автоколебания, для которых по описанной выше методике определялась $V_{кр}$.

Результаты исследований

Результаты частотных испытаний ДПФМ приведены на рис. 4 и 5. Так, на рис. 4 приведены нормированные амплитудно-частотные характеристики вертикальных колебаний центра масс внешнего двигателя $\bar{A}_{уд}$ (где f_v – частота возбуждения). Сплошной линией показаны АЧХ при неработающих, но установленных ГСД, штриховой – при включенных гасителях. Имеет место значительное (в 1,5...5,0 раза) снижение пиковых значений амплитуд вертикальных колебаний двигателей во всем рассматриваемом частотном диапазоне. Аналогичные АЧХ для горизонтальных колебаний в центре масс внешних двигателей приведены на рис. 5.

Результаты трубного эксперимента приведены на рис. 6, где сплошной линией пока-

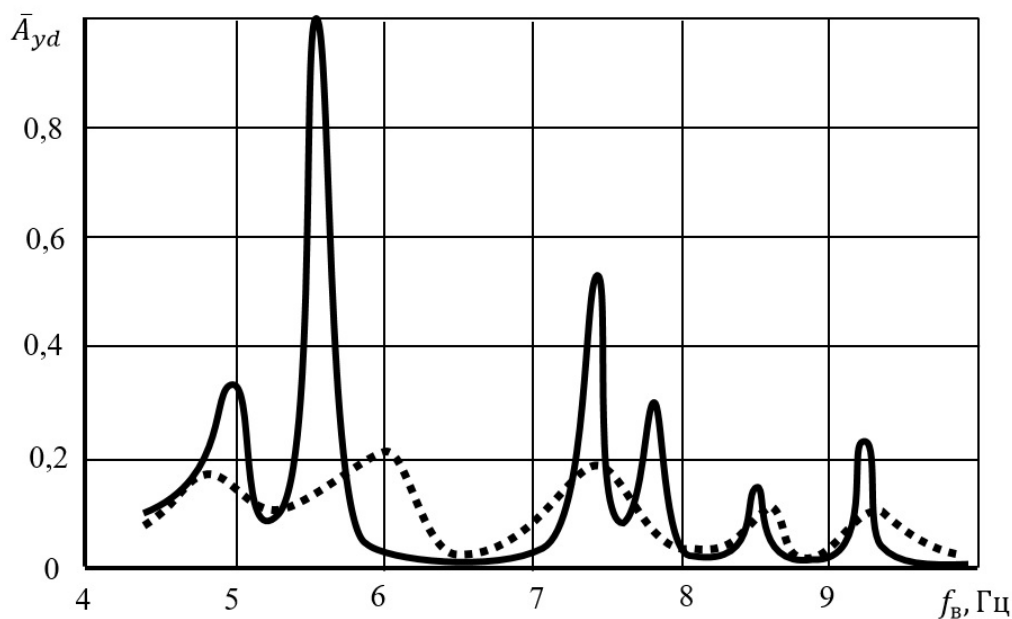


Рис. 4. Амплитудно-частотные характеристики вертикальных колебаний центра масс внешнего двигателя ДПФМ самолета
Fig. 4. Amplitude-frequency characteristics of vertical oscillations in the center of mass of the outboard engine of the aircraft DSFM

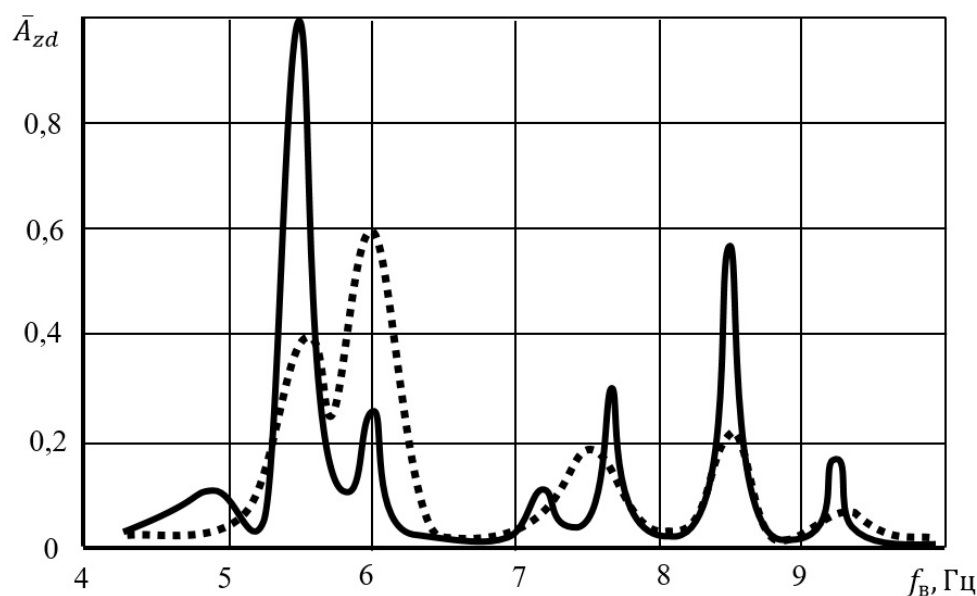


Рис. 5. Амплитудно-частотные характеристики горизонтальных колебаний центра масс внешнего двигателя ДПФМ самолета
Fig. 5. Amplitude-frequency characteristics of horizontal oscillations in the center of mass of the outboard engine of the aircraft DSFM

зана зависимость критической скорости флаттера в пересчете на натуру $V_{кр}^H$ от уровня заправки самолета топливом $\bar{G}_T = G_T/G_{T0}$ (здесь G_{T0} – вес топлива при полной заправке; G_T – текущий вес топлива в баках) при уста-

новленных и выключенных ГСД, штриховой – соответствующие кривые при включенной системе демпфирования.

Анализ экспериментальных данных показывает, что во всем диапазоне заливок имеет

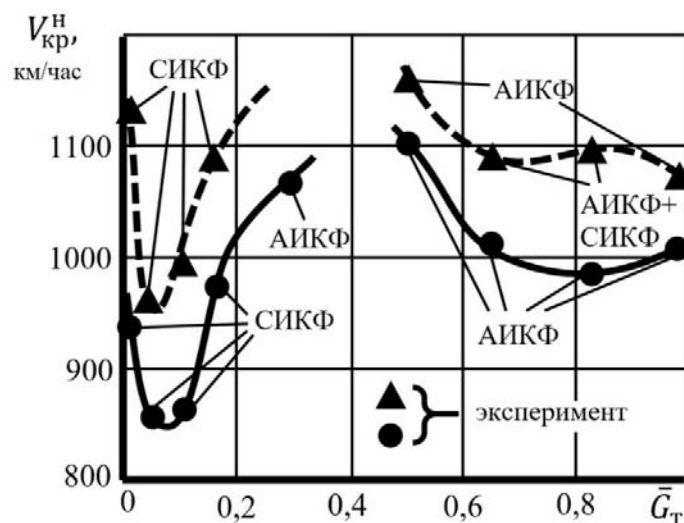


Рис. 6. Зависимость критической скорости флаттера от уровня заправки топливных баков
Fig. 6. Dependence of the flutter speed on the fuel tanks filling level

место значительное (7...15 %) увеличение критической скорости флаттера при всех уровнях заправки. Представляет интерес изменение формы флаттера в зависимости от уровня заправки. Если топлива в баках менее 20 %, то критической формой флаттера является симметричный изгибно-крутильный флаттер (СИКФ), и лишь при 30%-ной заправке и выключенной ГСД реализуется переход от СИКФ к антисимметричному изгибно-крутильному флаттеру (АИКФ). При уровне топлива в баках 30...50 % полной заправки в рассматриваемом диапазоне скоростей флаттер не наблюдается. При заправках выше 50 % преобладающей является форма флаттера АИКФ, однако при включенной ГСД существенно возрастает не только критическая скорость флаттера, но и форма АИКФ становится неустойчивой, периодически переходя в СИКФ.

Следует подчеркнуть, что практически при всех уровнях заправки и включенной гироскопической системе демпфирования автоколебания носят вялый, сбивчивый характер, а формы флаттера за счет гироскопической связанности продольного и бокового движения переходят из одной в другую и обратно.

Заключение

Результаты проведенных экспериментальных исследований показали, что одним из перспективных направлений, позволяющих оказывать существенное влияние на динамические нагрузки элементов конструкции планера самолета и его динамическую устойчивость, является использование специальных гироскопических систем демпфирования.

В частности, при использовании ГСД, масса которой составляла около 10 % от массы модели двигателя, наблюдается значительное (1,5...5,0 раза) снижение пиковых значений амплитуд колебаний двигателей на упругом пилоне, в первую очередь при крутильных и двигательных тонах колебаний. При флаттерных испытаниях применение ГСД позволяет увеличить критическую скорость флаттера до 15 %.

Список литературы

1. Jorgensen L., Saki H. Design of aero engine structure. Bachelor's thesis. University West. Uppsala, Sweden, 2023. 65 p.
2. Зиченков М.Ч., Ишмуратов Ф.З., Кузнецов А.Г. Исследование совместного влияния гироскопических сил и конструкцион-

ного демпфирования на характеристики флаттера крыла аэроупругой модели EuRAM // Вестник МАИ. 2018. Т. 25, № 4. С. 86–95.

3. **Овчинников В.В., Петров Ю.В.** Исследование влияния упругодиссипативных параметров подвески двигателя на пилоне под крылом на аэроупругие и прочностные характеристики самолета // Известия Российской академии наук. Механика твердого тела. 2021. № 1. С. 119–128. DOI: 10.31857/S0572329921010086

4. **Waitz S., Hennings H.** The aeroelastic impact of engine thrust and gyroscopics on aircraft flutter instabilities // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. IFASD-2015. Russia, Saint Petersburg, 2015. Pp. 1–15.

5. **Wang L.** Aeroelastic modeling and analysis of the wing/engine system of a large aircraft / L. Wang, Z. Wan, Q. Wu, Ch. Yang // Procedia Engineering. 2012. Vol. 31. Pp. 879–885. DOI: 10.1016/j.proeng.2012.01.1116

6. **Овчинников В.В., Петров Ю.В.** Исследование влияния инерционных и гироскопических свойств работающих двигателей на прочностные характеристики динамической системы двигатель-пилон-крыло // Научный Вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23, № 3. С. 63–72. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-3-63-72

7. **Ишлинский А.Ю.** Механика гироскопических систем. М.: АН СССР, 1963. 482 с.

8. **Сорокин А.В., Яременко В.В.** История создания силовых гироскопов для систем управления ориентацией космических аппаратов // Гироскопия и навигация. 2022. Т. 30, № 1 (116). С. 84–92. DOI: 10.17285/0869-7035.0087

9. **Мкртычан А.Р.** Современное состояние и перспективы развития силовых гироскопических комплексов / А.Р. Мкртычан, Н.И. Башкеев, Д.О. Якимовский, Д.И. Акашев, О.Б. Яковец // Гироскопия и навигация. 2015. № 1 (88). С. 93–99. DOI: 10.17285/0869-7035.2015.23.1.093-099

10. **Полянин К.С., Гордиенко В.С.** Система ориентации космического аппарата на базе силового гироскопического комплекса // Наука без границ. 2019. № 1 (29). С. 16–25.

11. **Ünker F., Çuvalcı O.** Gyroscopic vibration damper for building: Theoretical and experimental research // Gazi Journal of Engineering Sciences. 2022. Vol. 8, no. 3. Pp. 457–471. DOI: 10.30855/gmbd.0705034

12. **Платонов В.Н., Сумароков А.В.** Управление космическим аппаратом с помощью двухступенных гироскопов при их раскрутке и торможении // Известия РАН. Теория и системы управления. 2020. № 2. С. 156–167. DOI: 10.31857/S0002338820020110

13. **Вермель В.Д.** Результаты исследований опытного образца механического демпфера вибраций с вращательными парами трения / В.Д. Вермель, М.Ч. Зиченков, А.Н. Корякин, С.Э. Парышев // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2020. № 4 (35). С. 77–86. DOI: 10.38013/2542-0542-2020-4-77-86

14. **He H., Xie X., Wang W.** Vibration control of tower structure with multiple cardan gyroscope [Электронный ресурс] // Shock and Vibration. 2017. Vol. 2017. ID: 3548360. 11 p. DOI: 10.1155/2017/3548360 (дата обращения: 03.07.2024).

15. **Горелова А.Ю., Кристаль М.Г.** Виброгаситель инструмента для обработки гидроцилиндров шахтной крепи // Горный информационно-аналитический бюллетень (научно-технический журнал). 2017. № 6. С. 50–59.

16. **Волкова А.Ю., Суетин В.П.** Экспериментальное исследование особенностей вращательного движения гироскопа // Математическое моделирование и информационные технологии при решении прикладных задач в транспортном вузе: сборник статей. Екатеринбург: УГУПС, 2021. Т. 1 (241). С. 61–69.

17. **Виноградов Р.И., Гайнутдинов О.И., Петров Ю.В.** Управление упругими колебаниями авиационных конструкций при помощи силовых гироскопов // Известия АН СССР. Механика твердого тела. 1986. № 4. С. 41–43.

References

1. Jorgensen, L., Saki, H. (2023). Design of aero engine structure. Bachelor's thesis. University West. Uppsala, Sweden, 65 p.
2. Zichenkov, M.C., Ishmuratov, F.Z., Kuznecov, A.G. (2018). Studying the gyroscopic forces and structural damping joint impact on the wing flutter of the aeroelastic EuRAM model. *Aerospace MAI Journal*, vol. 25, no. 4, pp. 86–95. (in Russian)
3. Ovchinnikov, V.V., Petrov, Y.V. (2021). Investigation of the influence of elastic dissipative parameters of the under wing pylon-mounted engine suspension on aeroelastic and strength characteristics of the aircraft. *Mechanics of Solids*, Vol. 56, no. 1, pp. 95–102. DOI: 10.3103/S0025654421010106
4. Waitz, S., Hennings, H. (2015). The aeroelastic impact of engine thrust and gyroscopics on aircraft flutter instabilities. In: *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*, IFASD-2015, pp. 1–15.
5. Wang, L., Wan, Z., Wu, Q., Yang, C. (2012). Aeroelastic modeling and analysis of the wing/engine system of a large aircraft. *Procedia Engineering*, vol. 31, pp. 879–885. DOI: 10.1016/j.proeng.2012.01.1116
6. Ovchinnikov, V.V., Petrov, Yu.V. (2020). Study of running engines inertial and gyroscopic properties influence on the dynamic system engine-pylon-wing structural capabilities. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 23, no. 3, pp. 63–72. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-3-63-72
7. Ishlinskiy, A.Yu. (1963). Mechanics of gyroscopic systems. Moscow: AN SSSR, 482 p. (in Russian)
8. Sorokin, A.V., Yaremenko, V.V. (2022). Control moment gyroscopes for spacecraft attitude control systems: history of development. *Gyroscopy and Navigation*, vol. 13, no. 1, pp. 53–58. DOI: 10.1134/S2075108722010060
9. Mkrtychan, A.R., Bashkeev, N.I., Yakimovskii, D.O., Akashev, D.I., Yakovets, O.B. (2015). Powered gyrosystems: state of the art and development prospects. *Giroskopiya i Navigatsiya*, no. 1 (88), pp. 93–99. DOI: 10.17285/0869-7035.2015.23.1.093-099 (in Russian)
10. Polyandin, K.S., Gordienko, V.S. (2019). The orientation system of the spacecraft on the basis of the power of the gyroscopic complex. *Nauka bez granits*, no. 1 (29), pp. 16–25. (in Russian)
11. Ünker, F., Çuvalci, O. (2022). Gyroscopic vibration damper for building: Theoretical and experimental research. *Gazi Journal of Engineering Sciences*, vol. 8, no. 3, pp. 457–471. DOI: 10.30855/gmbd.0705034
12. Platonov, V.N., Sumarokov, A.V. (2020). Controlling a satellite using single-gimbal control moment gyroscope during their spinning and braking. *Journal of Computer and Systems Sciences International*, vol. 59, no. 2, pp. 289–300. DOI: 10.1134/S1064230720020100
13. Vermel, V.D., Zichenkov, M.Ch., Koryakin, A.N., Paryshev, S.E. (2020). Study of an experimental prototype simulating a mechanical vibration damper with rotational friction pairs. *Journal of «Almaz – Antey» Air and Space Defence Corporation*, no. 4 (35), pp. 77–86. DOI: 10.38013/2542-0542-2020-4-77-86 (in Russian)
14. He, H., Xie, X., Wang, W. (2017). Vibration control of tower structure with multiple cardan gyroscopes. *Shock and Vibration*, vol. 2017, ID: 3548360, 11 p. DOI: 10.1155/2017/3548360 (accessed: 03.07.2024).
15. Gorelova, A.Yu., Kristal, M.G. (2017). Vibration damper for hydraulic prop barrel manufacturing instrument. *Mining Informational and Analytical Bulletin (Scientific and Technical Journal)*, no. 6, pp. 50–59. (in Russian)
16. Volkova, A.Yu., Suetin, V.P. (2021). Experimental study of the rotational motion features of a gyroscope *Matematicheskoye modelirovaniye i informatsionnyye tekhnologii pri reshenii prikladnykh zadach v transportnom vuze: sbornik statey*. Yekaterinburg: UGUPS, vol. 1 (241), pp. 61–69. (in Russian)
17. Vinogradov, R.I., Gaynutdinov, O.I., Petrov, Yu.V. (1986). Control of elastic vibrations of aircraft structures using power gyro-

scopes. *Izvestiya AN SSSR. Mekhanika tverdogo tela*, no. 4, pp.41–43. (in Russian)

Сведения об авторах

Петров Юрий Владимирович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой технической механики и инженерной графики Московского государственного технического университета гражданской авиации, doctor561@rambler.ru.

Семакова Марина Владимировна, старший преподаватель кафедры технической механики и инженерной графики Московского государственного технического университета гражданской авиации, m.semakova@mstuca.ru.

Медведева Наталья Николаевна, старший преподаватель кафедры технической механики и инженерной графики Московского государственного технического университета гражданской авиации, n.medvedeva@mstuca.ru.

Угренinov Владимир Германович, кандидат технических наук, доцент кафедры технической механики и инженерной графики Московского государственного технического университета гражданской авиации, v.ugreninov@mstuca.ru.

Information about the authors

Yuriy V. Petrov, Doctor of Technical Sciences, Professor, The Head of the Technical Mechanics and Engineering Graphics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, doctor561@rambler.ru.

Marina V. Semakova, Senior Lecturer, Technical Mechanics and Engineering Graphics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, m.semakova@mstuca.ru.

Natalia N. Medvedeva, Senior Lecturer, Technical Mechanics and Engineering Graphics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, n.medvedeva@mstuca.ru.

Vladimir G. Ugreninov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Technical Mechanics and Engineering Graphics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, v.ugreninov@mstuca.ru.

Поступила в редакцию	12.09.2024	Received	12.09.2024
Одобрена после рецензирования	25.10.2024	Approved after reviewing	25.10.2024
Принята в печать	28.11.2024	Accepted for publication	28.11.2024