

УДК 629.7.015.4

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-94-102

## Экспериментальные исследования влияния упругодиссипативных параметров узлов крепления двигателя на динамические характеристики системы «модель крыла – упругий пилон – двигатель»

Ю.В. Петров<sup>1</sup>, М.В. Семакова<sup>1</sup>, В.Г. Угренинов<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Московский государственный технический университет гражданской авиации,  
г. Москва, Россия

**Аннотация:** Особенностью современных тяжелых транспортных самолетов является компоновка с двигателями на упругих пилонах под крылом, при этом основная масса топлива размещена в консолях крыла. В этом случае в число основных упругих тонов собственных колебаний летательного аппарата (ЛА), которые определяют его динамический отклик на внешние возмущающие воздействия, входят так называемые двигательные тона (вертикальные и горизонтальные (боковые) колебания двигателей на упругих пилонах). Появился новый вид флаттера – пилонный, который для некоторых летательных аппаратов определяет критическую скорость флаттера ЛА в целом. Основная причина этого явления заключается в низком демпфировании колебаний двигателя на пилоне под крылом. Поэтому представляются актуальными исследования, направленные на модернизацию узлов крепления двигателей на пилоне с целью снижения уровня упругих колебаний при эксплуатации ЛА. Одним из возможных путей решения данной задачи является использование концепции освобожденного двигателя, когда проводится модернизация узлов крепления двигателя к пилону, обеспечивающая более эффективное демпфирование колебаний двигателей. С целью подтверждения возможности практической реализации данных решений проведены соответствующие экспериментальные исследования на разработанной авторами экспериментальной установке. Разработана конструкция узлов крепления двигателя, допускающая заданные смещения двигателя относительно пилона при вынужденных упругих колебаниях системы, которая включает шарнирный подвес, установку дополнительных упругих элементов и гидравлических демпферов. В статье приводятся результаты исследований влияния упругодиссипативных параметров (парциальной частоты собственных колебаний и парциального декремента колебаний) подвески двигателя на упругом пилоне на динамические характеристики динамической системы «модель крыла – упругий пилон – двигатель». Показано, что путем введения специальным образом сконструированных узлов подвески двигателей на пилонах представляется возможным существенно изменить динамические характеристики (частоты и амплитуды собственных колебаний) упругой системы в целом. Так, амплитуды колебаний центра масс двигателя в области двигательных тонов уменьшаются в 3...7 раз при вынужденных гармонических колебаниях.

**Ключевые слова:** упругодиссипативные параметры подвески, динамические характеристики, частота и амплитуда собственных колебаний, амплитудно-частотные характеристики.

**Для цитирования:** Петров Ю.В., Семакова М.В., Угренинов В.Г. Экспериментальные исследования влияния упругодиссипативных параметров узлов крепления двигателя на динамические характеристики системы «модель крыла – упругий пилон – двигатель» // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 2. С. 94–102. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-94-102

## Experimental studies of the influence of elastic-dissipative parameters of engine mounting units on the dynamic characteristics of the “wing model – elastic pylon – engine” system

Y.V. Petrov<sup>1</sup>, M.V. Semakova<sup>1</sup>, V.G. Ugreninov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>The Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

**Abstract:** A feature of modern heavy transport aircraft is their layout with engines on elastic pylons under the wing, with the fuel tanks located in the wing consoles. In this case, the main elastic tones of the aircraft's own oscillations, which determine its dynamic response to external disturbing influences, include the so-called motor tones (vertical and horizontal (lateral) oscillations of engines on elastic pylons). A new type of flutter has appeared – pylon, which for some aircraft determines the critical flutter

speed of the aircraft as a whole. The main reason for this phenomenon is the low oscillation damping of the engine on the pylon under the wing. Therefore, research aimed at modernizing the engine mounting points on the pylon in order to reduce the level of elastic oscillations during aircraft operation seems relevant. One of the possible ways to solve this problem is to use the concept of a freed engine, when the engine attachment points to the pylon are modernized, providing more effective damping of engine oscillations. In order to confirm the possibility of practical implementation of these solutions, corresponding experimental studies were carried out on an experimental setup developed by the authors. A design of engine mounting units has been developed that allows specified displacements of the engine relative to the pylon during forced elastic oscillations of the system, which includes a hinged suspension, installation of additional elastic elements and hydraulic dampers. The article presents the results of studies of the influence of elastic-dissipative parameters (partial frequency of natural oscillations and partial decrement of oscillations) of an engine mount on an elastic pylon on the dynamic characteristics of the dynamic system "wing model – elastic pylon – engine". It is shown that by introducing specially designed engine suspension units on pylons, it is possible to significantly change the dynamic characteristics (frequencies and amplitudes of natural oscillations) of the elastic system as a whole. Thus, the amplitudes of oscillations of the engine's center of mass in the region of motor tones decrease by 3...7 times during forced harmonic oscillations.

**Key words:** elastic-dissipative parameters of the suspension, dynamic characteristics, frequency and amplitude of natural oscillations, amplitude-frequency characteristics.

**For citation:** Petrov, Y.V., Semakova, M.V., Ugreninov, V.G. (2024). Experimental studies of the influence of elastic-dissipative parameters of engine mounting units on the dynamic characteristics of the "wing model – elastic pylon – engine" system. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 2, pp. 94–102. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-94-102

## Введение

На современных крупногабаритных транспортных самолетах нашла широкое применение компоновка с двигателями на пилонах под крылом. Такая компоновка обладает важными аэродинамическими, прочностными и эксплуатационными преимуществами, однако имеют место и существенные недостатки [1–8]. Так, появляются новые формы пилонного флаттера [1, 2, 4], существенное влияние на параметры динамической системы оказывают гироскопические эффекты от работающих двигателей [2–4, 6], в частности, возникает гироскопическая связанность симметричных и антисимметричных тонов колебаний. Основная причина указанных явлений заключается в низком демпфировании колебаний двигателя на пилоне под крылом, так как фактически рассеивание энергии колебаний происходит за счет конструкционного и внутреннего демпфирования в системе. Поэтому представляются актуальными исследования, направленные на модернизацию узлов крепления двигателей на пилоне с целью снижения уровня упругих колебаний при эксплуатации летательного аппарата (ЛА) [9]. Проведенные исследования показали, что существенно повысить динамические свойства такой системы можно, используя концепцию условно освобожденного двигате-

ля [3]. Узлы крепления двигателя к пилону модернизируются таким образом, чтобы обеспечить возможность заданных перемещений двигателя относительно пилона. В систему крепления вводятся также специальные упругие и демпфирующие устройства. В этом случае двигатель совмещает функции гироскопического и динамического гасителя упругих колебаний системы «крыло – пylon – двигатель» [10–15]. В данной статье представлены результаты экспериментальных исследований принципиальной возможности реализации и эффективности предлагаемого метода гашения колебаний.

## Методы исследования

Исследования проводились на специально спроектированной экспериментальной установке. Принципиальная схема установки изображена на рис. 1, где 1 – жесткое основание; 2 – модель крыла (лопасть несущего винта вертолета Ми-8); 3 – узел крепления пилона 4 к модели крыла; 5 – узел крепления двигателя к пилону; 6 – двигатель; А – блок возбуждения; 7 – электродинамический вибратор; 8 – генератор синусоидальных сигналов; Б – блок регистрации; 9 – датчики перемещений; 10 – усилитель; 11 – регистрирующее устройство.

На установке воспроизведен характерный для крыла современного тяжелого транс-

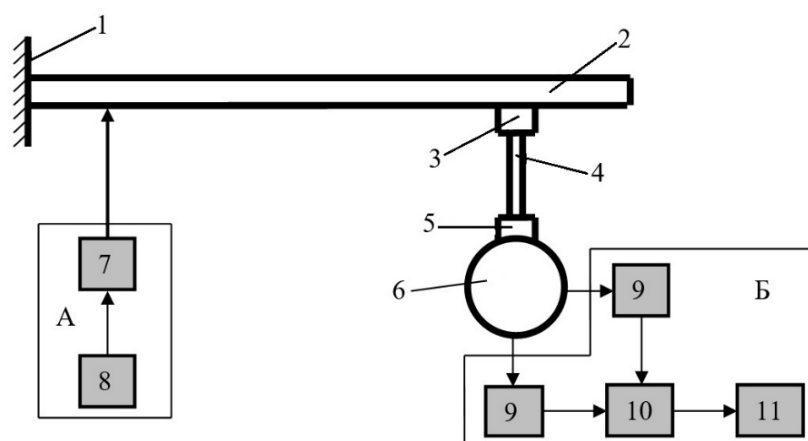


Рис. 1. Принципиальная схема экспериментальной установки  
Fig. 1. Schematic diagram of the experimental setup

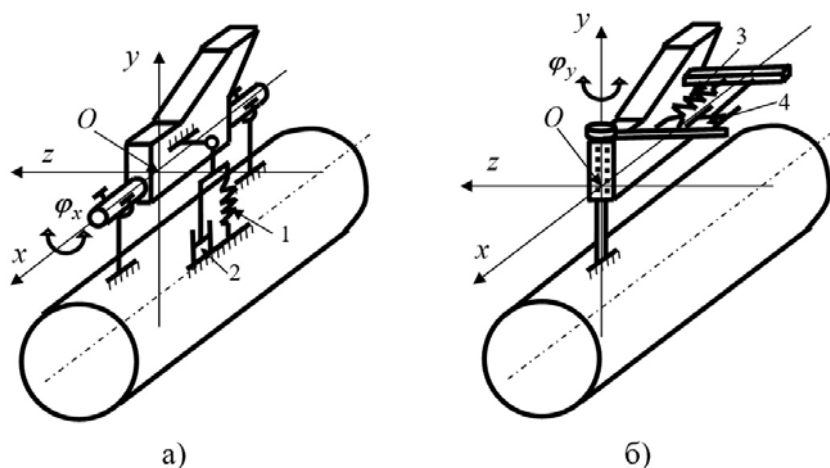


Рис. 2. Конструктивная схема узлов подвески двигателя на пилоне:

*a* – двигатель условно освобожден относительно оси  $Ox$ ; *б* – двигатель условно освобожден относительно оси  $Oy$ ;  
1, 3 – упругий элемент; 2, 4 – гидравлический демпфер

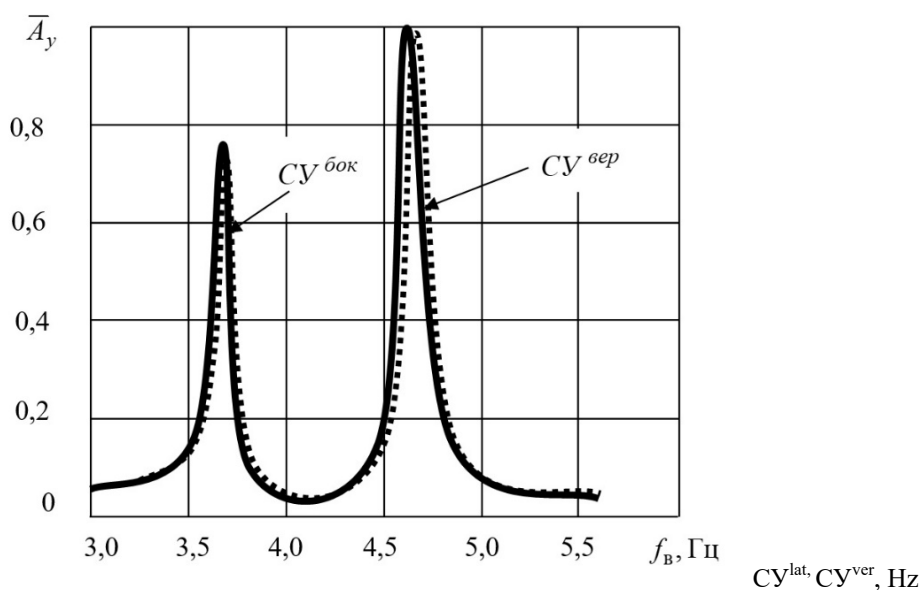
Fig. 2. Constructive diagram of the engine mounting units on the pylon:

*a* – the engine is conditionally freed relative to the  $Ox$  axis; *б* – the engine is conditionally released relative to the  $Oy$  axis;  
1, 3 – elastic element; 2, 4 – hydraulic damper

портного самолета спектр низших собственных частот колебаний (соотношение частот, последовательность расположения в спектре). Двигатель выполнен на базе серийного турбостартера ТС-21 путем замены узла свободной турбины фиксированным сужающимся соплом. Изменение частоты вращения ротора и тяги достигалось применением сопловых насадок различной площади выходного сечения и изменением подачи топлива соответственно. Основные данные двигателя: масса 22,4 кг; осевой момент инерции ротора 0,0078 кг·м<sup>2</sup>; частота вращения ротора на

номинальном режиме 515 Гц; диапазон изменения частоты вращения ротора 405...515 Гц; тяга двигателя номинальная 235 Н; диапазон изменения тяги 162...235 Н; максимальная температура газов за турбиной 1120 К.

Двигатель крепится к пилону посредством специального сменного узла, позволяющего изменять упругодиссипативные параметры подвески двигателя к пилону. Использовались два варианта узлов крепления, схематично изображенные на рис. 2, *а*, *б*. Система координат  $Oxuz$  связана с узлом навески, причем ось  $Oy$  проходит через центр масс



**Рис. 3.** Нормированная АЧХ вертикальных колебаний двигателя в центре масс в области двигательных тонов (сплошная линия – расчет, штриховая линия – эксперимент)

**Fig. 3.** Normalized frequency response of vertical oscillations of the engine at the center of mass in the region of motor tones (solid line – calculation, dashed line – experiment)

двигателя. На рис. 2, а изображена схема подвески двигателя, освобожденного (имеющего возможность свободно вращаться) относительно оси  $Ox$  (угол поворота  $\varphi_x$ ).

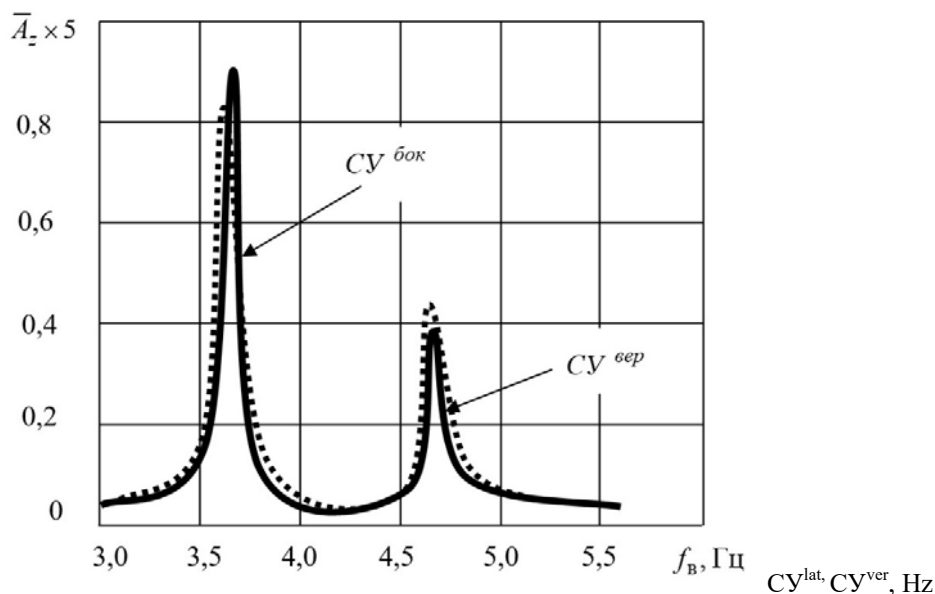
Изменяя жесткость упругого элемента 1 и коэффициент демпфирования гидравлического демпфера 2, удастся варьировать парциальными параметрами подвески двигателя к пилоне: собственной частотой колебаний относительно оси  $Ox$  –  $f_x$  и логарифмическим декрементом затухания колебаний  $\delta_x$ . На рис. 2, б показана подвеска двигателя, освобожденного относительно оси  $Oy$  (угол поворота  $\varphi_y$ ). Собственная частота колебаний двигателя относительно оси  $Oy$  –  $f_y$  и логарифмический декремент  $\delta_y$  зависят от жесткости упругого элемента 3 и коэффициента демпфирования гидравлического демпфера 4. Зависимость парциальных параметров подвески от значений жесткости упругих элементов и коэффициентов демпфирования демпферов исследовалась на специальном стенде.

Методика экспериментальных исследований заключалась в следующем. Посредством блока А возбуждались вынужденные гармонические колебания модели крыла с двигателем на пилоне в частотном диапазоне  $f_B = 1,5 \dots 6,5$  Гц. Блок регистрации Б использовался для определения амплитуд колебаний центра масс двига-

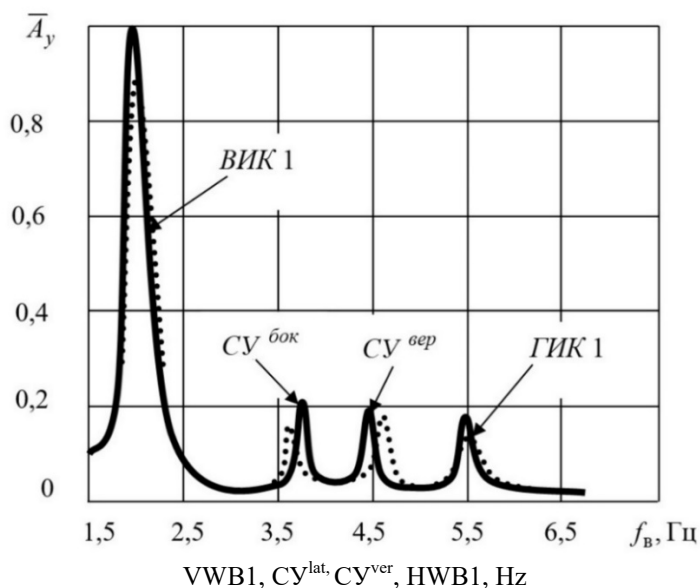
теля в горизонтальной  $A_z$  и вертикальной  $A_y$  плоскостях. По полученным результатам строились амплитудно-частотные характеристики (АЧХ) для двигателя в обеих плоскостях. Изменялись следующие параметры: кинетический момент ротора  $H_p$ ; тяга двигателя  $R$ ; упругодиссипативные параметры подвески  $f_x, \delta_x, f_y, \delta_y$ . Обработка результатов измерений проводилась в соответствии с ГОСТ Р 8.736-2011.

## Результаты исследований

Основные результаты эксперимента приведены на рис. 3...8. Так, на рис. 3 и 4 показаны нормированные амплитудно-частотные характеристики для центра масс жестко закрепленного на пилоне работающего двигателя (тяга двигателя номинальная, частота вращения ротора максимальная) в вертикальной  $\bar{A}_y$  и горизонтальной  $\bar{A}_z$  плоскостях, полученные расчетным путем (сплошная линия) и в ходе эксперимента (штриховая линия). Нормировка АЧХ проведена по максимальной амплитуде вертикальных колебаний центра масс двигателя по тону его вертикальных колебаний  $SU^{вер}$ . Имеет место удовлетворительная сходимость расчетных и экспериментальных данных.



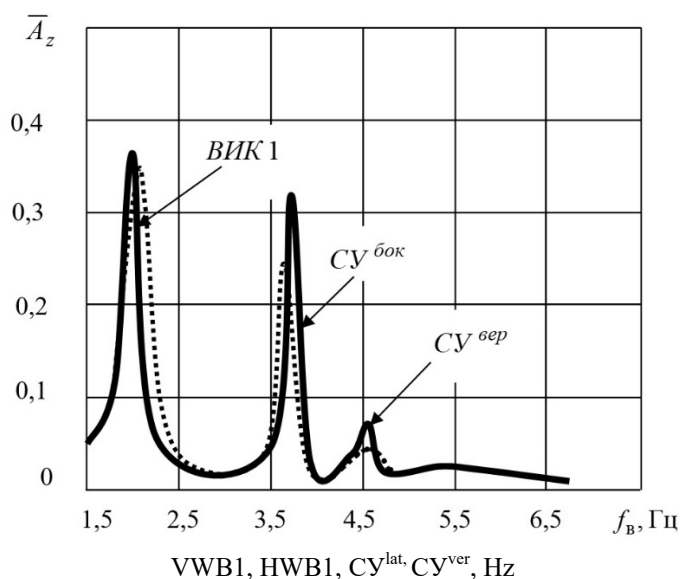
**Рис. 4.** Нормированная АЧХ горизонтальных (боковых) колебаний двигателя в центре масс в области двигательных тонов (сплошная линия – расчет, штриховая линия – эксперимент)  
**Fig. 4.** Normalized frequency response of horizontal (lateral) engine oscillations in the center of mass in the area of motor tones (solid line – calculation, dashed line – experiment)



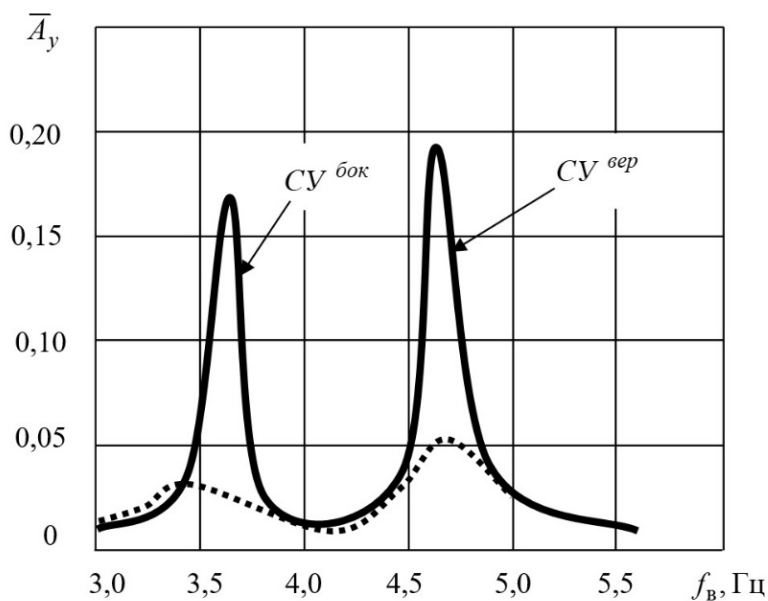
**Рис. 5.** Нормированная экспериментальная АЧХ вертикальных колебаний двигателя в центре масс (сплошная линия – двигатель не работает, штриховая линия – двигатель работает)  
**Fig. 5.** Normalized experimental frequency response of vertical oscillations of the engine at the center of mass (solid line – the engine is not running, dashed line – the engine is running)

На рис. 5 и 6 приведены экспериментальные АЧХ для четырех низших упругих тонов при неработающем двигателе (сплошная линия) и при работающем и жестко закрепленном двигателе (штриховая линия), где

ВИК1 – вертикальный изгиб крыла первого тона; СУ боюк – горизонтальные (боковые) колебания двигателя; СУ вер – вертикальные колебания двигателя и кручение крыла по первому тону; ГИК1 – горизонтальный изгиб



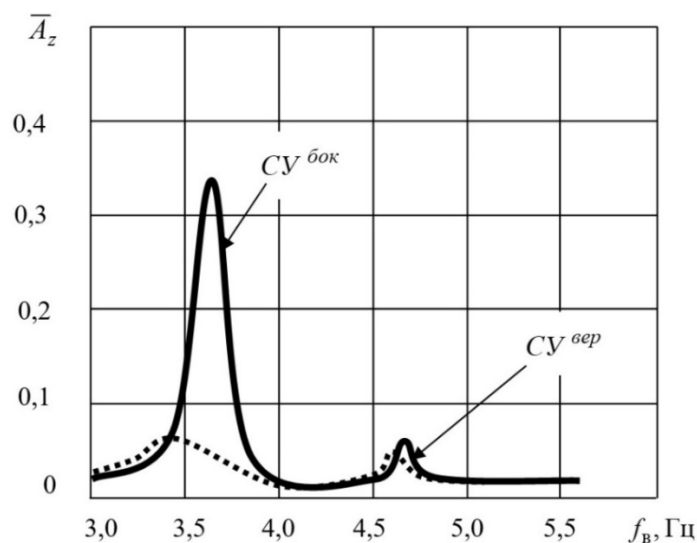
**Рис. 6.** Нормированная экспериментальная АЧХ горизонтальных (боковых) колебаний двигателя в центре масс (сплошная линия – двигатель не работает, штриховая линия – двигатель работает)  
**Fig. 6.** Normalized experimental frequency response of horizontal (lateral) oscillations of the engine at the center of mass (solid line – the engine is not running, dashed line – the engine is running)



**Рис. 7.** Нормированная экспериментальная АЧХ вертикальных колебаний двигателя в центре масс в области двигательных тонов (сплошная линия – жестко закрепленный двигатель, штриховая линия – при настроечных параметрах подвески)  
**Fig. 7.** Normalized experimental frequency response of vertical oscillations of the engine at the center of mass in the region of motor tones (solid line – rigidly mounted engine, dashed line – with suspension settings)

крыла первого тона. Нормировка проведена по  $A_y^{max}$  для тона ВИК1 при неработающем двигателе. Видно, что эффект работающего двигателя сводится к некоторому повыше-

нию диссипативных свойств для всех упругих тонов, а также к расхождению по частотной оси двигательных тонов.



**Рис. 8.** Нормированная экспериментальная АЧХ горизонтальных (боковых) колебаний двигателя в центре масс в области двигательных тонов (сплошная линия – жестко закрепленный двигатель, штриховая линия – при настроечных параметрах подвески)

**Fig. 8.** Normalized experimental frequency response of horizontal (lateral) oscillations of the engine at the center of mass in the region of motor tones (solid line – rigidly mounted engine, dashed line – with suspension settings)

АЧХ вертикальных колебаний центра масс двигателя в области двигательных тонов при жестком его креплении к пилону (сплошная линия) и при настроечных значениях парциальных параметров (индекс – «н») подвески ( $f_y^H = 1,95 \text{ Гц}$ ;  $\delta_y^H = 1,2$ ) изображены на рис. 7. Аналогичные зависимости для горизонтальных колебаний центра масс двигателя при ( $f_x^H = 2,5 \text{ Гц}$ ;  $\delta_x^H = 0,8$ ) приведены на рис. 8. Нормировка АЧХ для рис. 7 и рис. 8 соответствует нормировке для рис. 5 и рис. 6. Анализ экспериментальных данных позволяет утверждать, что при реализации метода освобожденного двигателя и настроечных параметрах его подвески на пилоне следует ожидать значительного (в 3...7 раз) снижения амплитуд колебаний двигателя на двигательных тонах. Аналогичные результаты были получены численными методами [1–3].

## Заключение

Результаты проведенных экспериментальных исследований показали, что одним из перспективных направлений, позволяющих существенно уменьшить динамические нагрузки на элементы конструкции планера

современного транспортного самолета, является конструктивная реализация концепции освобожденного двигателя. В этом случае удастся подобрать такие конструктивные параметры (жесткость упругого элемента и коэффициент демпфирования гидравлического демпфера) узлов крепления двигателя к пилону, при которых возможно снижение амплитуд вертикальных и боковых колебаний центра масс двигателя в области двигательных тонов в 3...7 раз.

## 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 конструкционного демпфирования на характеристики флаттера крыла аэроупругой модели EuRAM // Вестник МАИ. 2018. Т. 25, № 4. С. 86–95.
3. Овчинников В.В., Петров Ю.В. Численные методы исследования аэроупругости летательных аппаратов: монография. М.: ИД Академии имени Н.Е. Жуковского, 2017. 160 с.



4. **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

5. **Fujino M., Oyama H., Omotani H.** Flutter characteristics of an over-the-wing engine mount business-jet configuration // 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. AIAA 2003-1942, 2003. Pp. 1–12. DOI: 10.2514/6.2003-1942

6. **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.

7. **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

8. **Zettel S., Boswald M., Winter R.** Jet-engine vibration model for the estimation of pylon-wing interface loads // DAGA. 2023. Pp. 628–631.

9. **Вермель В.Д.** Результаты исследования 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

10. **Серов М.В., Аверьянов Г.М., Александрова С.Г.** Опыт применения теории колебаний к практическим вопросам применения инерционных динамических гасителей колебаний // Известия МГТУ «МАМИ». 2013. Т. 3, № 1 (15). С. 118–124.

11. **De Silva C.W.** Vibration damping, control, and design. 1st ed. CRC Press, 2007. 634 p.

12. **Ünker F., Çuvalci O.** Vibration control of a column using a gyroscope // Procedia-Social and Behavioral Sciences, 2015. Vol. 195. Pp. 2306–2315. DOI: 10.1016/j.sbspro.2015.06.182

13. **He H., Xie X., Wang W.** Vibration control of tower structure with multiple cardan gyroscope [Электронный ресурс] // Shock and

Vibration. 2017. Vol. 2017. Article ID 3548360. 11 pp. DOI: 10.1155/2017/3548360 (дата обращения: 03.09.2023).

14. **Soleymani M., Norouzi M.** Active gyroscopic stabilizer to mitigate vibration in a multimegawatt wind turbine [Электронный ресурс] // Wind Energy. 2021. Vol. 24, iss. 7. Pp. 720–736. DOI: 10.1002/we.2599 (дата обращения: 03.09.2023).

15. **Ситников Д.В., Бурьян А.А.** Система виброизоляции с активным динамическим гасителем колебаний при нестационарном режиме работы поршневой машины // Омский научный вестник. 2021. № 4 (178). С. 13–17. DOI: 10.25206/1813-8225-2021-178-13-17

## 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, Yu.V.** (2017). Numerical methods for the study of aircraft aeroelasticity: Monography. Moscow: Izdatelskiy dom Akademii imeni N.Ye. Zhukovskogo, 160 p. (in Russian)

4. **Ovchinnikov, V.V., Petrov Yu.V.** (2020). Study of running engines inertial and gyroscopic properties influence on the dynamic system engine-eylon-wing structural capabilities. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 23, no. 3, pp. 63–72. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-3-63-72

5. **Fujino, M., Oyama, H., Omotani, H.** (2003). Flutter characteristics of an over-the-wing engine mount business-jet configuration. In: *44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. AIAA 2003-1942*, pp. 1–12. DOI: 10.2514/6.2003-1942

6. **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.



7. 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
8. Zettel, S., Boswald, M., Winter, R. (2023). Jet-engine vibration model for the estimation of pylon-wing interface loads. *DAGA*, pp. 628–631.
9. 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)
10. Serov, M.V., Averyanov, G.M., Alexandrova, S.G. (2013). Experience of using vibration theory to practical issues of application of inertial dynamic vibration absorbers. *Izvestiya MGTU “MAMI”*, no. 1 (15), pp. 118–124. (in Russian)
11. De Silva, C.W. (2007). Vibration damping, control, and design. 1st ed., CRC Press, 634 p.
12. Ünker, F., Çuvalci, O. (2015). Vibration control of a column using a gyroscope. In: *Procedia-Social and Behavioral Sciences*, vol. 195, pp. 2306–2315. DOI: 10.1016/j.sbspro.2015.06.182
13. He, H., Xie, X., Wang, W. (2017). Vibration control of tower structure with multiple cardan gyroscopes. *Shock and Vibration*. 2017. Vol. 2017. Article ID 3548360. 11 pp. DOI: 10.1155/2017/3548360 (accessed: 03.09.2023).
14. Soleymani, M., Norouzi, M. (2021). Active gyroscopic stabilizer to mitigate vibration in a multimegawatt wind turbine. *Wind Energy*, vol. 24, issue 7, pp. 720–736. DOI: 10.1002/we.2599 (accessed: 03.09.2023).
15. Sitnikov, D.V., Buran, A.A. (2021). The active dynamic vibration damper in non-stationary operation of a vibroactive unit. *Omsk Scientific Bulletin*, no. 4 (178), pp. 13–17. DOI: 10.25206/1813- 8225-2021-178-13-17

### Сведения об авторах

**Петров Юрий Владимирович**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, doctor561@rambler.ru.

**Семакова Марина Владимировна**, старший преподаватель технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, m.semakova@mstuca.aero.

**Угренинов Владимир Германович**, кандидат технических наук, доцент кафедры технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, v.ugreninov@mstuca.aero.

### 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 of the Chair of Technical Mechanics and Engineering Graphics, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, m.semakova@mstuca.aero.

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

Поступила в редакцию	07.11.2023	Received	07.11.2023
Одобрена после рецензирования	21.11.2023	Approved after reviewing	21.11.2023
Принята в печать	21.03.2024	Accepted for publication	21.03.2024