

## Влияние гироскопических систем демпфирования на аэроупругие колебания крупногабаритного самолета

*Проведена оценка влияния гироскопических систем демпфирования на аэроупругие и прочностные характеристики крупногабаритного самолета с помощью математической модели аэроупругости самолета с учетом подвижности топлива в крыльевых топливных баках. Показано, что гироскопическая система демпфирования, выполненная по схеме скоростного гироскопа, обеспечивает гашение колебаний двигателей, установленных на упругих пилонах под крылом, и позволяет устранить локальную аэроупругую неустойчивость, обусловленную взаимодействием крутильных колебаний крыла и двигательных упругих тонов. Установлено, что благодаря гироскопической системе демпфирования, выполненной по схеме пружинного маятника, уменьшается уровень нагрузок на крыло в области первого изгибного тона, существенно влияющий на усталостную повреждаемость верхней панели крыла при движении по земле. Представлены результаты расчета для самолетов Ил-76, Ту-204.*

**М.А. КИСЕЛЕВ,**

*д-р техн. наук  
(МГТУ ГА, Москва),*

**В.В. ОВЧИННИКОВ,**

*д-р техн. наук  
(МГТУ им. Н.Э. Баумана,  
Москва),*

**Ю.В. ПЕТРОВ,**

*д-р техн. наук  
(МГТУ ГА, Москва)  
m.kiselev@mstuca.ru*

**Аэроупругость, силовой гироскоп, динамическая устойчивость, демпфирование колебаний, передаточная функция**

В процессе взаимодействия упругого летательного аппарата с окружающей средой (полет в условиях атмосферной турбулентности, движение по неровному аэродрому) возникают упругие колебания элементов конструкции планера, являющиеся причиной возникновения различных проблем статической и динамической неустойчивости, а также накопления усталостных повреждений. В настоящее время проблема управления аэроупругими колебаниями элементов конструкции летательного аппарата исследуется во многих работах. Для решения данной задачи предлагается использовать широкий комплекс устройств, начиная со сложнейших активных систем управления колебаниями и заканчивая простейшими инерционными гасителями. Наряду с известными методами управления аэроупругими колебаниями элементов конструкции летательного аппарата практический интерес представляет возможность реализации метода непосредственной гироскопической стабилизации. Для решения данной задачи предлагается использовать гироскопические устройства, основным элементом которых является силовой гироскоп.

Теоретической основой подхода являются работы [1–4]. Основным результатом проведенных исследований является установление того факта, что устойчивость динамической системы можно повысить введением в нее дополнительных гироскопических, диссипативных и потенциальных сил. Данными о технической реализации этого метода [5–16] подтверждена его достаточно высокая эффективность. Разработанные устройства являются эффективным средством гашения аэроупругих колебаний элементов конструкции летательного аппарата в том случае, если удастся выделить один или несколько упругих тонов, определяющих аэроупругую динамическую устойчивость либо динамическую реакцию на внешние возмущения. Именно на эти тона следует настраивать гироскопические системы демпфирования.

Преимуществами гироскопических систем демпфирования по сравнению с другими системами гашения колебаний являются сравнительная простота и надежность. Гироскопические устройства эффективнее инерционных динамических гасителей при тех же массогабаритных параметрах, они размещаются во внутренних объемах летательного аппарата. В отличие от активных систем управления колебаниями с аэродинамическими исполнительными органами, гироскопические устройства могут быть использованы для гашения колебаний при наземных режимах эксплуатации самолета. Они позволяют совместить место фиксации входного сигнала с местом приложения управляющего воздействия, так как одновременно являются чувствительным элементом и исполнительным устройством. В процессе

функционирования гироскопических устройств не требуется сложных автоматических устройств для адаптации.

Вместе с тем для применения гироскопических систем демпфирования требуется внесение в конструкцию некоторой дополнительной массы. Под этим подразумевается не противопоставление гироскопических систем демпфирования активным системам управления колебаниями с очевидными преимуществами, а существование актуальных практических задач, которые могут быть успешно решены посредством гироскопических систем демпфирования (увеличение критической скорости флаттера несущих и рулевых поверхностей, демпфирование колебаний двигателей на упругих пилонах, снижение уровня и повторяемости динамических нагрузок, действующих на летательный аппарат при движении по аэродрому и др.).

Известные гироскопические системы демпфирования могут быть приведены к двум принципиальным схемам: гироскопическая система демпфирования, выполненная по схеме скоростного гироскопа (гироскопическая система демпфирования – скоростной гироскоп) и гироскопическая система демпфирования, выполненная по схеме пружинного гиромаятника (гироскопическая система демпфирования – гиромаятник) [16].

Гироскопическая система демпфирования, выполненная по схеме скоростного гироскопа (рис. 1), предназначена для гашения преимущественно крутильных упругих колебаний элементов конструкции летательного аппарата.

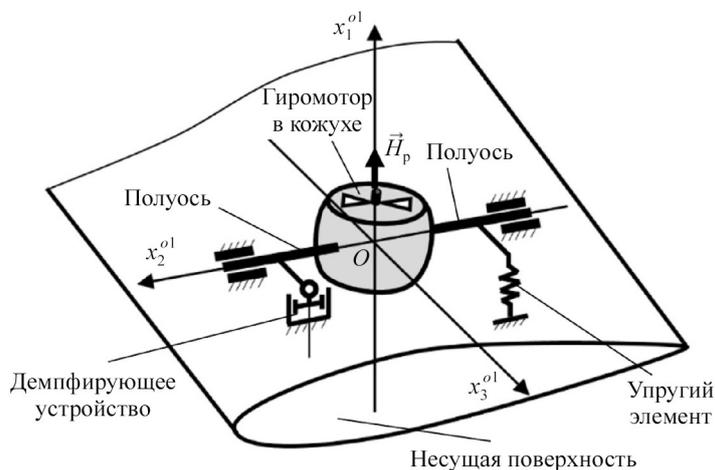


Рис. 1

Гироскопическая система демпфирования, выполненная по схеме скоростного гироскопа, включает следующие основные конструктивные элементы: гиромотор в кожухе; две полуоси, жестко закрепленные на кожухе и сопряженные посредством шарниров с силовыми элементами конструкции несущей поверхности летательного аппарата; упругий элемент; демпфирующее устройство. Система координат  $Ox_1^{o1}x_2^{o1}x_3^{o1}$  связана с кожухом. Принцип действия гироскопической системы демпфирования, выполненной по схеме скоростного гироскопа, сводится к тому, что при крутильных колебаниях несущей поверхности силовой гироскоп совершает колебания относительно оси  $Ox_2^{o1}$ , создавая компенсирующий гироскопический момент и рассеивая часть энергии колебаний системы в демпфирующем устройстве.

На рис. 2 приведена принципиальная схема «гироскопическая система демпфирования – гиромаятник».

Принцип действия гироскопической системы демпфирования, выполненной по схеме пружинного гиромаятника, фактически не отличается от работы инерционного гасителя колебаний форм [17, 18]. Однако за счет введения силового гироскопа существенно возрастают инерционные свойства маятника, а значит, и эффективность его функционирования при тех же массогабаритных параметрах гасителя. Гироскопическая система демпфирования, выполненная по схеме пружинного гиромаятника, в основном используется для гашения изгибных колебаний защищаемой конструкции.

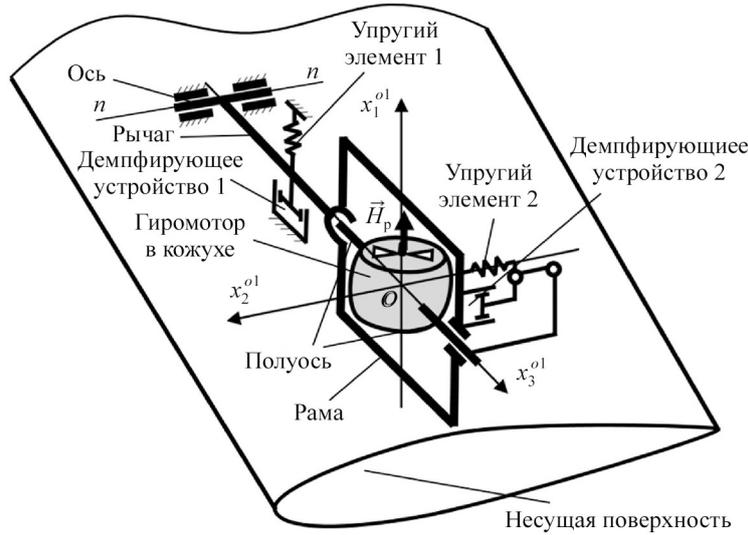


Рис. 2

Для построения математической модели упругого летательного аппарата при возмущенном движении используется метод базовых форм [19]. Математическая модель летательного аппарата с силовыми гироскопами по структуре подобна модели с подвижным топливом в баках [20]. Рассмотрим случай установки на борту летательного аппарата гироскопической системы демпфирования, выполненной по схеме скоростного гироскопа.

Гиromотор устройства (ротор) приводится во вращение с постоянной угловой скоростью  $\omega_p$ , кинетический момент  $\vec{H}_p = J_{1p}\omega_p$ , где  $J_{1p}$  – момент инерции ротора относительно оси собственного вращения. Пусть в исходном состоянии системы координат, связанные с конструкцией самолета  $Ox_1^k x_2^k x_3^k$ , кожухом  $Ox_1^{o1} x_2^{o1} x_3^{o1}$  и невращающимся ротором  $Ox_1^p x_2^p x_3^p$ , совпадают. Оси систем  $Ox_1^{o1} x_2^{o1} x_3^{o1}$  и  $Ox_1^p x_2^p x_3^p$  являются главными центральными осями инерции. Податливостью опор крепления ротора к кожуху пренебрегаем. Тогда уравнения возмущенного движения самолета со схемой «гироскопическая система демпфирования – скоростной гироскоп» запишем в виде

$$[M_{CG}]\{\ddot{q}_{CG}\} + [D_{CG}]\{\dot{q}_{CG}\} + [B_{CG}]\{q_{CG}\} = [Q_{\Sigma 1}^A].$$

Здесь:

$$[M_{CG}] = \begin{bmatrix} [M_6] + [M_{6r}] & [M_{61}] \\ [M_{61}]^T & [M_{11}] \end{bmatrix}; \{q_{CG}\} = \begin{bmatrix} \{q_6\} \\ q_1 \end{bmatrix}; [M_{6r}] = [F_k]^T ([M_p] + [M_k])[F_k];$$

$$[M_{61}] = [F_k]^T ([M_p] + [M_k])[F_{o1}]; [M_{11}] = [F_{o1}]^T ([M_p] + [M_k])[F_{o1}]; [F_{o1}] = [0, 0, 0, 0, 1, 0]^T;$$

$$[M_p] = \text{diag} m_p, m_p, m_p, 0, J_{2p}, J_{3p}; [M_k] = \text{diag} m_k, m_k, m_k, J_{1k}, J_{2k}, J_{3k};$$

$$[D_{CG}] = [D_{CG}^0] + [G_{CG}]; [D_{CG}^0] = \text{diag} \|[D_6][D_1]\|; [D_1] = d; [G_{CG}] = \begin{bmatrix} [G_{6r}] & [G_{61}] \\ [G_{16}] & [G_{11}] \end{bmatrix};$$

$$[G_{6r}] = [F_k]^T [G][F_k]; [G_{61}] = [F_k]^T [G][F_{o1}]; [G_{16}] = [F_{o1}]^T [G][F_k]; [G_{11}] = [F_{o1}]^T [G][F_{o1}]; [G] = \begin{bmatrix} [0] & [0] \\ [0] & [G_0] \end{bmatrix};$$

$$[G_0] = H_p \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -1 & 0 \end{bmatrix}; [B_{CG}] = \text{diag} [B_6][B_1]; [B_1] = b; [Q_{\Sigma 1}^A] = \begin{bmatrix} [Q_{\Sigma}^A] \\ 0 \end{bmatrix};$$

где  $[M_6]$ ,  $[D_6]$ ,  $[B_6]$  – матрицы обобщенных масс, демпфирования и жесткости базовой модели;  $[Q_{\Sigma 1}^A]$  – матрица обобщенных внешних сил;  $\{q_6\}$  – вектор-столбец обобщенных координат, описывающих возмущенное движение упругого самолета;  $[F_k]$  – матрица форм собственных колебаний базовой конструкции (упругий самолет без схемы «гироскопическая система демпфирования – скоростной гироскоп») в месте силового гироскопа;  $m_p$ ,  $J_{2p}$ ,  $J_{3p}$  – масса и осевые моменты инерции ротора гиromотора;  $m_k$ ,  $J_{1k}$ ,  $J_{2k}$ ,  $J_{3k}$  – масса и осевые моменты инерции кожуха гиromотора;  $q_1$  – обобщенная координата, описывающая угловые смещения кожуха с ротором относительно оси  $Ox_3^{o1}$ ;  $d$ ,  $b$  – приведенные коэффициенты демпфирования демпфирующего устройства и жесткости упругого элемента (см. рис. 1);  $H_p$  – кинетический момент ротора гироскопа;  $[0]$  – нулевая матрица.

Аналогично могут быть получены уравнения возмущенного движения упругого самолета со схемой «гироскопическая система демпфирования – гиromаятник» (см. рис. 2). В этом случае движение гироскопического устройства относительно базовой конструкции описывается двумя обобщенными координатами:  $q_1$  описывает угловые смещения ротора с кожухом относительно оси  $Ox_3^{o1}$ ,  $q_2$  – угловые смещения устройства относительно оси  $n-n$ .

Полученные уравнения возмущенного движения упругого самолета с гироскопическими системами демпфирования, выполненными по схемам скоростного гироскопа и пружинного гиromаятника, можно распространить на случаи установки нескольких гироскопических устройств.

Описанные уравнения использовались для оценки влияния гироскопической системы демпфирования на аэроупругие и прочностные характеристики крупногабаритных самолетов.

Приведем некоторые результаты расчетов.

Согласно исследованиям гироскопическая система демпфирования, выполненная по схеме скоростного гироскопа, является эффективным средством гашения колебаний двигателей, установленных на упругих пилонах под крылом. При этом гироскопическое устройство размещается во внутренних объемах пилона. На рис. 3 изображен график изменения квадрата модуля передаточной функции  $|\bar{W}_n|^2$  для самолета Ил-76 от частоты возбуждающего воздействия  $\omega_b$ , где входным сигналом является вертикальное усилие, прикладываемое в центре масс летательного аппарата, а выходным сигналом – значение изгибающего момента в заделке консоли крыла в фюзеляж. Сплошной линией показана зависимость при установленной и выключенной схеме «гироскопическая система демпфирования – скоростной гироскоп», штриховой – при включенной системе демпфирования. Исходные данные: скорость полета  $V_0 = 150$  м/с; самолет без топлива. Относительная масса гасителя  $m_r$  составила 0,6 % массы двигателя.

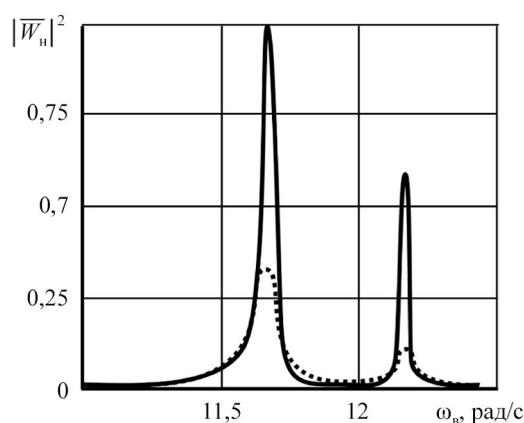


Рис. 3

Благодаря установке гироскопической системы демпфирования возможно также устранить локальную аэроупругую неустойчивость, обусловленную взаимодействием крутильных колебаний крыла и

двигательных упругих тонов. При вычислении аэроупругих характеристик летательного аппарата система уравнений решалась на собственные значения  $\{\lambda_i\} = \{\sigma_i \pm i\omega_i\}$ ,  $i = 1 \div N_\sigma$ , где  $\sigma_i, \omega_i$  – коэффициент затухания и частота собственных колебаний  $i$ -го тона;  $N_\sigma$  – число удерживаемых тонов базовой конструкции. Логарифмический декремент конструкционного демпфирования принимался равным 0,05.

В частности, если в пилонах самолета Ту-204 установить гироскопическую систему демпфирования, выполненную по схеме скоростного гироскопа, относительной массой  $m_T = 0,006$  от массы двигателя, то согласно рис. 4 исчезает локальная неустойчивость, вызванная аэроупругим взаимодействием крутильных колебаний крыла и вертикальных колебаний двигателей (третий тон). На рис. 4 сплошной линией показаны корневые годографы при выключенной гироскопической системе демпфирования, выполненной по схеме скоростного гироскопа, а штриховой – при включенной системе. В данном случае критическая скорость флаттера определяется тоном, при котором взаимодействуют вертикальные колебания двигателей и кручение крыла. При неработающей гироскопической системе демпфирования, выполненной по схеме скоростного гироскопа, наблюдается динамическая неустойчивость при  $V_{кр} = 210$  м/с, которая устраняется включением гасителя колебаний.

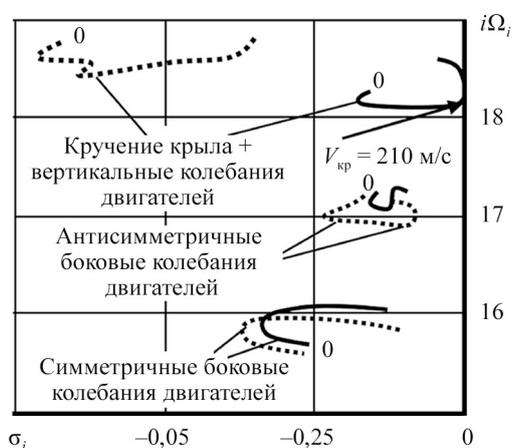


Рис. 4

Известно, что наземные режимы эксплуатации самолета определяют интенсивность накопления усталостных повреждений в элементах конструкции летательного аппарата – верхней панели крыла, шасси, фюзеляже и др. Однако существующие системы увеличения ресурса, использующие аэродинамические силы для управления колебаниями самолета, малоэффективны при его движении по аэродрому. В этом случае наряду с известными системами для снижения уровня и повторяемости эксплуатационных нагрузок предлагается использовать гироскопическую систему демпфирования, выполненную по схеме скоростного гироскопа, которая размещается во внутренних объемах консолей крыла и устанавливается на расстоянии 0,6–0,8 полуразмаха от заделки крыла в фюзеляж. Систему демпфирования, выполненную по схеме скоростного гироскопа, настраивают на первый тон вертикально-изгибных колебаний крыла, который существенно влияет на усталостную повреждаемость верхней панели. Приведем некоторые результаты расчетов.

На рис. 5 изображены графики изменения квадрата модуля передаточной функции  $|\bar{W}_n|^2$  – от симметричной вертикальной нагрузки в центре масс самолета Ил-76 при полной заправке топливом к вертикальному смещению концевой сечению крыла. Сплошной линией показана зависимость при выключенной системе демпфирования, выполненной по схеме скоростного гироскопа, штриховой – с включенной системой. Скорость движения самолета  $V_0 = 10$  м/с, относительная масса гасителя  $m_T$ , определяемая как отношение массы гироскопического устройства к массе конструкции консоли крыла, составляла 0,01.

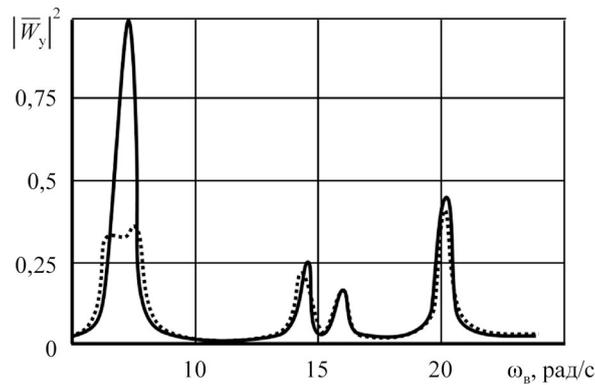


Рис. 5

Как видим (см. рис. 5), благодаря применению схемы «гироскопическая система демпфирования – гиросмаятник» достаточно эффективно уменьшается уровень нагрузок на крыло в области первого изгибного тона. Однако здесь важно иметь в виду, что и гироскопическая система демпфирования, выполненная по схеме пружинного гиросмаятника», как любой инерционный гаситель, является узкополосной и требует точной настройки на демпфируемый тон, который в случае с консолью крыла значительно изменяется по мере выработки топлива. Следовательно, при создании демпфирующего устройства необходимо предусмотреть возможность изменения его настроечной частоты.

На рис. 6 изображен график изменения нормированной спектральной плотности изгибающего момента в корневом сечении крыла  $\bar{S}_{M_{II}}$  самолета Ил-76 при движении по бетонной взлетно-посадочной полосе со скоростью  $V_0 = 10$  м/с и полной заправке. Данный параметр определяет интенсивность накопления усталостных повреждений в элементах конструкции летательного аппарата. Сплошной линией показана зависимость при выключенной системе демпфирования, выполненной по схеме скоростного гироскопа, штриховой – с включенной системой.

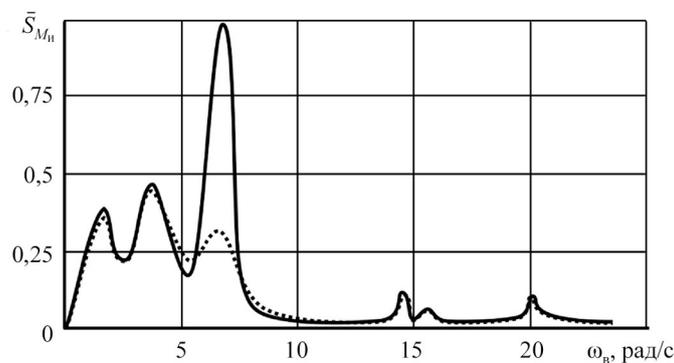


Рис. 6

В области первого изгибного тона наблюдается значительное снижения интенсивности внутренних усилий (см. рис. 6).

Таким образом, проведенные исследования позволяют сделать вывод о возможности применения гироскопических систем демпфирования для решения целого ряда частных задач аэроупругости и прочности крупногабаритных самолетов.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ишлинский А.Ю. Механика гироскопических систем. М.: АН СССР, 1963. 482 с.
2. Павлов В.А. Гироскопический эффект. Его проявления и использование. М.: Судпромгиз, 1961. 164 с.
3. Сорокин А.В., Яременко В.В. История создания силовых гироскопов для систем управления ориентацией космических аппаратов // Гироскопия и навигация. 2022. № 1(116). С. 84–92.
4. Мкртычан А.Р. и др. Современное состояние и перспективы развития силовых гироскопических комплексов // Гироскопия и навигация. 2015. № 1. С. 93–99.

5. *Распопов В.Я., Лихошерст В.В., Каликанов А.В.* Волновые твердотельные гироскопы российской разработки для бортовых систем летательных аппаратов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 4. С. 148–153.
6. *Лукин К.О., Кривошеев С.В.* Оптимальный синтез контура стабилизации силовых гироскопических стабилизаторов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 1. С. 116–124.
7. *Лукин К.О., Кривошеев С.В.* Статистический параметрический синтез регулятора контура стабилизации одноосного силового гироскопического стабилизатора с помощью стохастических методов глобальной оптимизации // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 1. С. 97–105.
8. *Чехонадских А.В.* Оптимальный гироскопический стабилизатор многомерной вибрационной системы // Системы анализа и обработки данных. Информационные технологии и телекоммуникации. 2022. № 2. С. 81–94.
9. *Полянин К.С., Гордиенко В.С.* Система ориентации космического аппарата на базе силового гироскопического комплекса // Наука без границ. 2019. № 1 (29). С. 16–25.
10. *Виноградов Р.И. и др.* Управление упругими колебаниями авиационных конструкций при помощи силовых гироскопов // Изв. АН СССР. Механика твердого тела. 1986. № 4. С. 41–43.
11. *Ünker F., Civalci O.* Gyroscopic Vibration Damper for Building: Theoretical and Experimental Research // Gazi Journal of Engineering Sciences. 2022. Vol. 8. № 3. P. 457–471.
12. *Soleymani M., Norourzi M.* Active Gyroscopic Stabilizer to Mitigate Vibration in a Multimegawatt Wind Turbine // Wind Energy. 2021. Vol. 24. Iss. 7. P. 720–736.
13. *Платонов В.Н., Сумароков А.В.* Управление космическим аппаратом с помощью двухступенных гироскопов при их раскрутке и торможении // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2020. № 2. С. 156–167.
14. *Ovchinnikov V.V., Petrov Yu.V.* Study of Running Engines Inertial and Gyroscopic Properties Influence on the Dynamic System Engine – Pylon – Wing Structural Capabilities // Научный вестник МГТУ ГА. 2020. № 3. С. 63–72.
15. *Овчинников В.В., Петров Ю.В.* Исследование влияния упругодиссипативных параметров подвески двигателя на пилоне под крылом на аэроупругие и прочностные характеристики самолета // Изв. РАН. Механика твердого тела. 2021. № 1. С. 119–128.
16. *Гайнутдинов О.И.* Математическое моделирование взаимодействия аэроупругих колебательных систем и гироскопических систем демпфирования // Труды естественнонаучного и гуманитарного факультета Тамбовского государственного технического университета: Сб. ст. Тамбов: Изд-во Першина Р.В., 2014. С. 39–51.
17. *Корякин А.Н.* Опыт применения в аэродинамической трубе динамических успокоителей колебаний моделей летательных аппаратов // Вестник Концерна ВКО «Алмаз-Антей». 2020. № 4 (35). P. 62–68.
18. *Ситников Д.В., Бурьян А.А.* Активный динамический гаситель колебаний при нестационарном режиме работы виброактивного агрегата // Омский научный вестник. 2021. № 4 (178). С. 13–17.
19. *Овчинников В.В., Петров Ю.В.* Численные методы исследования аэроупругости летательных аппаратов. М.: Изд. дом Академии им. Н.Е. Жуковского, 2017. 160 с.
20. *Бородкин С.Ф. и др.* Влияние подвижности топлива в баках на характеристики аэроупругости воздушного судна // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 4. С. 4–11.

Поступила в редакцию 30.09.24

После доработки 28.01.25

Принята к публикации 28.01.25

## Influence of Gyroscopic Damping Systems on Aeroelastic Oscillations of a Large Aircraft

M.A. KISELEV<sup>1</sup>, V.V. OVCHINNIKOV<sup>2</sup>, AND YU.V. PETROV<sup>1</sup>

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

<sup>2</sup> Bauman Moscow State Technical University (National Research University), Moscow

*The impact of gyroscopic damping systems on the aeroelastic and strength characteristics of a large aircraft was assessed via a mathematical model of the aircraft aeroelasticity that takes into account the fuel fluidity in the wing fuel tanks. It is shown that the gyroscopic damping system designed after the diagram of a high-speed gyroscope provides the attenuation of oscillations of the engines installed on elastic pylons beneath the wing and allows us to eliminate the local aeroelastic instability caused by the interaction of torsional oscillations of the wing and motor elastic tones. The gyroscopic damping system designed after the diagram of a spring pendulum provides a reduction in the level of loads on the wing in the area of the first bending tone, which makes the main contribution to the total fatigue damage to the upper wing panel when moving on the ground. The calculation results for the Il-76, Tu-204 aircraft are presented.*

**Aeroelasticity, power gyroscope, dynamic stability, oscillation damping, transfer function**