

ПРОЧНОСТЬ И ТЕПЛОВЫЕ РЕЖИМЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.7.015.4

ИССЛЕДОВАНИЕ СОВМЕСТНОГО ВЛИЯНИЯ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ СИЛ И КОНСТРУКЦИОННОГО ДЕМПФИРОВАНИЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ФЛАТТЕРА КРЫЛА АЭРОУПРУГОЙ МОДЕЛИ EuRAM

Зиченков М.Ч., Ишмуратов Ф.З., Кузнецов А.Г.

*Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского,
ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, ул. Жуковского, 1,
Жуковский, Московская область, 140180, Россия
e-mail: stataer@tsagi.ru*

Рассмотрены особенности расчетной схемы и динамических характеристик консольного крыла исследовательской аэроупругой модели EuRAM. Показано, что влияние гироскопических сил на скорость флаттера может быть разного знака в зависимости от уровня конструкционного демпфирования. Достоверность результатов подтверждена расчетами с применением различных математических моделей.

Ключевые слова: самолет, математическая модель, гироскопические силы, аэроупругость, флаттер.

Введение

В литературе при оценке влияния гироскопических сил на характеристики аэроупругости главным образом рассматривается так называемый гироскопический флаттер воздушных и несущих винтов (в английской литературе — «whirl flutter») [1—5]. В работе [6] представлены результаты исследований по улучшению аэроупругих характеристик летательных аппаратов (ЛА) с крыльями большого удлинения как при помощи гироскопического эффекта, так и при помощи рассеивания энергии упругих колебаний крыльев благодаря использованию демпфера внутри ЛА. При этом отмечается стабилизирующая роль гироскопических сил: скорость симметричного изгибно-крутильного флатте-

ра крыла увеличивается при использовании гироскопического эффекта электродвигателя с демпфером для гашения прецессирующих боковых колебаний при совершении тангажных колебаний электродвигателя.

В [7] рассмотрено влияние на изгибно-крутильный флаттер крыла гироскопических сил ротора двигателя на пилоне под крылом без учета упругости пилона. Отмечается их стабилизирующая роль при анализе флаттера. В [8] анализируется взаимодействие продольного и бокового движений самолета при его пилотировании на больших углах атаки. Гироскопический момент двигателя рассматривается как одна из причин появления бокового

возмущенного движения самолета при полете с ненулевыми угловыми скоростями.

В [9] исследована динамическая аэроупругая устойчивость самолетов «ALLEGRA-S», оснащенных двигателями с роторами большого диаметра, с учетом гироскопического эффекта. Учтено взаимодействие между летательным аппаратом, большими вращающимися массами двигателей и вектором тяги. Использован метод модальной коррекции для учета гироскопического эффекта в уравнениях движения. Результаты свидетельствуют о возможном незначительном дестабилизирующем влиянии двигателей и некорректности расчета только симметричной модели вследствие возникновения антисимметричных форм как проявления гироскопического эффекта.

В [10] рассмотрены колебания самолета в полете при потере лопатки двигателя и отмечена важность учета гироскопических сил, вызванных возникшим дисбалансом двигателя. Из результатов расчета модели следует, что при существенных угловых колебаниях двигателя нельзя пренебрегать гироскопическими компонентами сил.

Новый универсальный алгоритм расчета динамических характеристик аэроупругости летательных аппаратов с учетом гироскопических сил в полиномиальном методе Ритца для комплекса программ КС-М [11] предложен и описан в [12]. Алгоритм основан на формировании уравнений движения в модальных координатах с добавлением к матрице демпфирования кососимметрической матрицы гироскопических сил. Полученная математическая модель пригодна для расчета характеристик динамической аэроупругости (частот и форм колебаний, флаттера, динамической реакции в частотной и временной области) в зависимости от кинетического момента вращающихся роторов. В работе также показано, что учет гироскопических сил может оказать заметное влияние на скорость флаттера, связанного с тангажными колебаниями двигателей на пилонках в корневой части крыла.

В случае самолетов с четырьмя двигателями под крылом часто наблюдается тенденция к другой форме флаттера, связанной с боковыми колебаниями внешних двигателей. В настоящей работе исследовано влияние гироскопических сил именно на такую форму флаттера на примере крыла известной исследовательской аэроупругой модели дальнемагистрального самолета EuRAM (European Research Aeroelastic Model).

Модель EuRAM была создана в рамках европейского проекта 3AS (Active Aeroelastic Aircraft Structure) [13] в ЦАГИ для расчётно-эксперимен-

тальных поисковых исследований возможностей улучшения характеристик самолёта за счет явлений аэроупругости. Концепция «использования упругости» или «активной аэроупругости» здесь рассматривается применительно к широкофюзеляжному пассажирскому самолету с крылом большого удлинения и четырьмя двигателями на пилонках. Большое внимание уделено использованию упругости крыла для повышения управляемости по крену, а также управлению нагрузками с помощью различных крыльевых органов управления и законцовок крыла. Результаты расчётно-экспериментальных исследований приведены, например, в [14–18]. Концепция «использования упругости» с помощью поворотных законцовок на других математических моделях рассмотрена также в [19, 20]. Для возможности расчетной и экспериментальной демонстрации применения концепции активной аэроупругости на модели EuRAM был проведен большой объем исследований характеристик лимитирующей формы флаттера, связанной с боковыми колебаниями внешних двигателей. В результате было установлено, что определяющим параметром в возникновении флаттера является вынос двигателя в вертикальном (вниз) и горизонтальном (вперед) направлении, а также найдена оптимальная величина выноса, при которой не возникает данная форма флаттера в исследуемом диапазоне скоростей.

В данной работе рассмотрены особенности расчетной схемы и динамических характеристик консольного крыла исследовательской аэроупругой модели EuRAM с исходным положением двигателей. Показано, что влияние гироскопических сил на скорость рассматриваемой формы флаттера может быть разного знака в зависимости от уровня конструкционного демпфирования. Достоверность результатов подтверждена расчетами с применением различных математических моделей.

Расчетная модель крыла EuRAM

Для проведения исследований использовалась расчетная модель крыла EuRAM в комплексе программ КС-М [10] (рис. 1), которая имеет балочное представление и состоит из набора соответствующих упругих поверхностей: консоль крыла, винглет, внутренний и внешний двигатели на упругих пилонках, стенка (для соблюдения граничных условий обтекания), внутренний и внешний элероны. Массово-инерционные характеристики задаются точечным распределением масс.

При разработке модели для расчетного комплекса КС-М была проведена ее верификация и выполнены расчеты как парциальных частот кры-

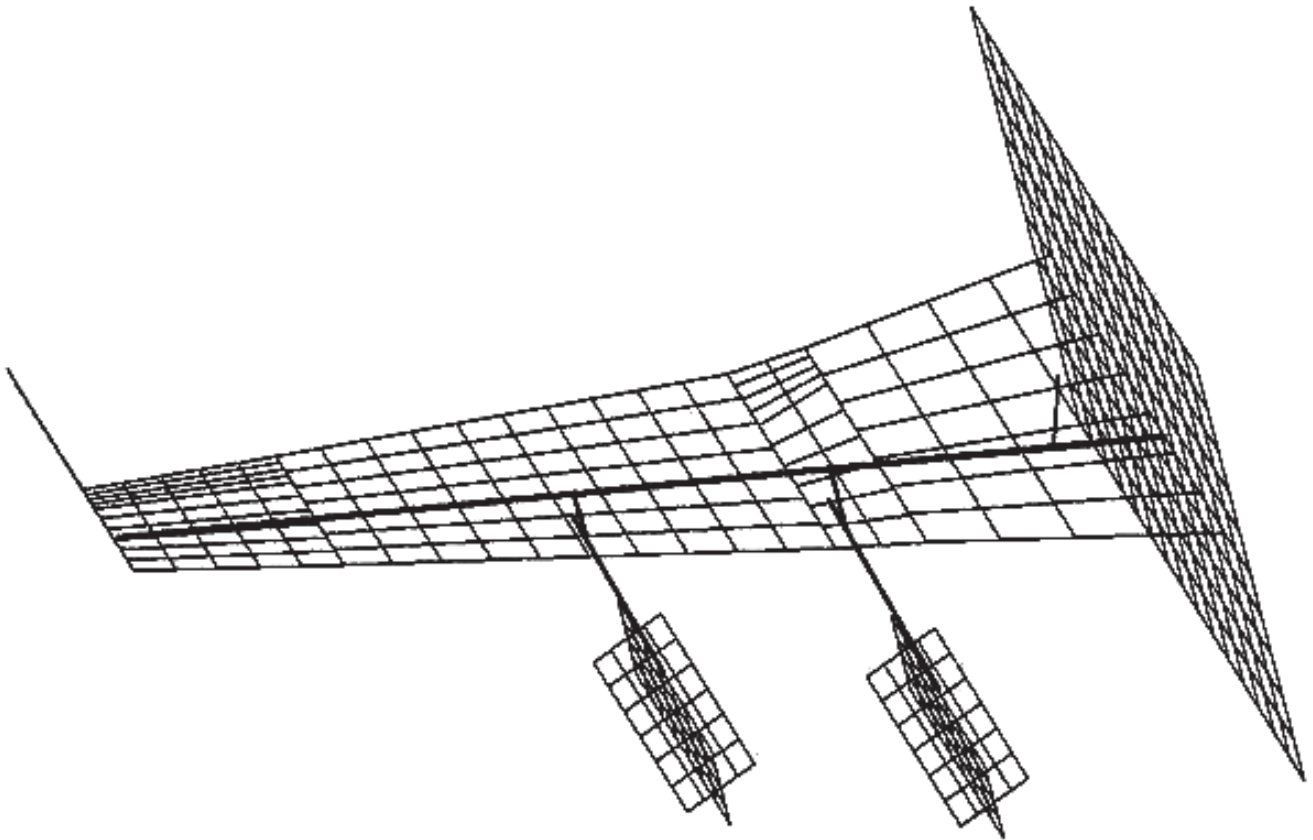


Рис. 1. Расчетная модель крыла EuRAM в расчетном комплексе КС-М

ла и двигателей на пилонах, так и модели в сборе также в системе NASTRAN. Расчеты, проведенные в разных расчетных комплексах, показали согласование собственных форм и частот в пределах 5%.

Особенности модальных характеристик и флаттера

Проведен анализ влияния гироскопических сил на частоты и формы первых пяти упругих тонов колебаний аэроупругой модели в системе КС-М для угловых скоростей роторов от нуля до максимальных.

Моменты инерции и угловые скорости роторов выбирались по аналогичным характеристикам типичного тяжелого транспортного самолета:

$$I_B = 11.6 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, I_H = 105.8 \text{ кг} \cdot \text{м}^2,$$

$$\omega_B = 1284.9 \frac{\text{рад}}{\text{с}}, \omega_H = 471.2 \frac{\text{рад}}{\text{с}},$$

где I_B, I_H — моменты инерции роторов высокого и низкого давления соответственно;

ω_B, ω_H — угловые скорости.

Максимальные приведенные угловые скорости вычислялись следующим образом:

$$\omega_{\max} = (I_B \omega_B + I_H \omega_H) / (I_B + I_H) \approx 555 \frac{\text{рад}}{\text{с}}.$$

Для выполнения расчетов в масштабе модели EuRAM вычисленное значение приведенного момента инерции роторов двигателей умножалось на соответствующие масштабы подобия:

$$I_x = (I_B + I_H) \frac{K_m K_L^2}{K_T} \approx (I_B + I_H) \frac{K_L^5}{K_T} =$$

$$= 117.4 \cdot 10^{-5} \text{ кг} \cdot \text{м}^2 / \text{с};$$

$$K_L = 0.1, K_T \approx 1, K_m \approx K_L^3,$$

где K_m, K_T, K_L — масштабы подобия модели по массе, времени и длине соответственно.

Получается следующее максимальное значение кинетического момента роторов двигателей:

$$L_{\max} = I_x \cdot \omega_{\max} = 0,6 \text{ кг} \cdot \text{м}^2 / \text{с}.$$

На рис. 2 приведены формы и частоты первых пяти упругих тонов колебаний модели без учета гироскопических сил.

Проведенный расчет собственных частот колебаний данного крыла в зависимости от угловой

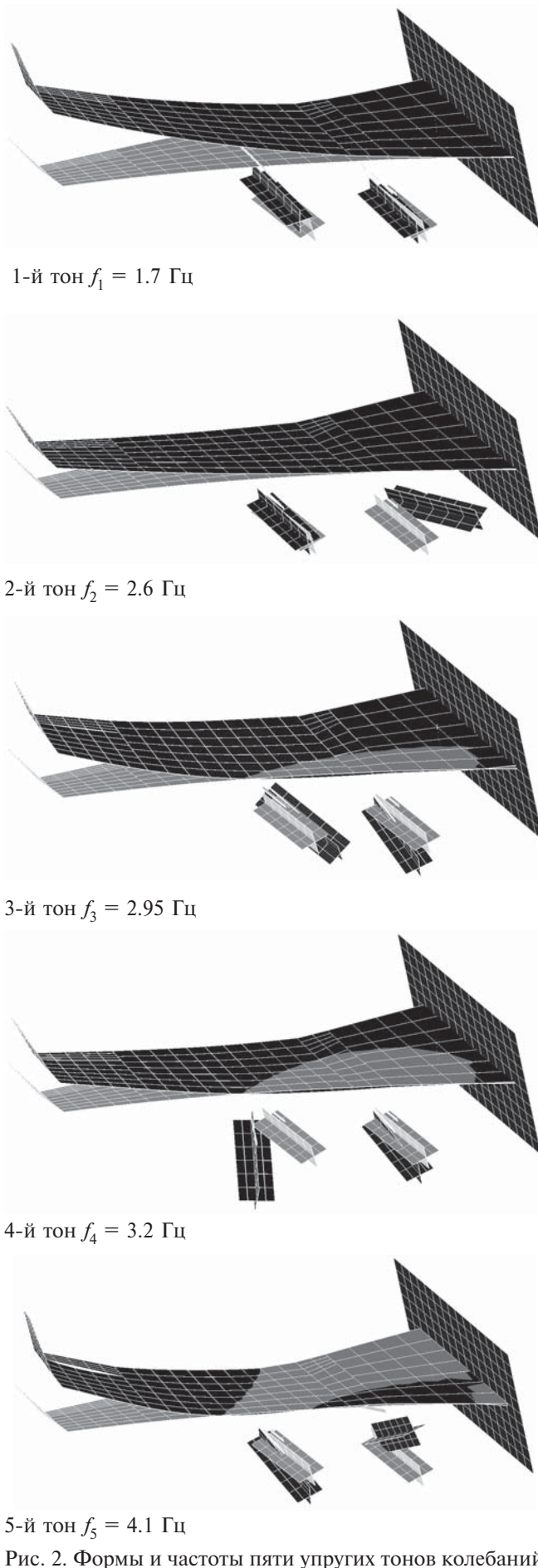


Рис. 2. Формы и частоты пяти упругих тонов колебаний

скорости вплоть до максимальной показал незначительное изменение собственных частот (максимум на 0.003 Гц).

У данной модели крыла две особенности, которые важны при исследовании влияния гироскопических сил на флаттер:

- определяющая форма флаттера связана с колебаниями двигателей на пилонах под крылом;
- колебания по рысканию внешнего двигателя сопровождаются заметным вертикальным тоном изгиба крыла с кручением и тангажным тоном колебаний внутреннего двигателя.

Расчеты на флаттер выполнены для несжимаемого потока. Нестационарные аэродинамические силы определяются для набора чисел Струхала: 0.01; 0.5; 1.2; 2. Исследовался диапазон скоростей потока $V = 0 \div 60$ м/с.

Обнаружено, что флаттер без гироскопических сил со значением конструкционного демпфирования $\delta = 0.02$ возникает при взаимодействии 3-го и 4-го тонов собственных колебаний (изгибно-крутильные тона колебаний крыла и противофазные колебания по рысканию внешнего двигателя) на частоте $f = 3.3$ Гц и при $V_{кр} = 23.2$ м/с (рис. 3). Ха-

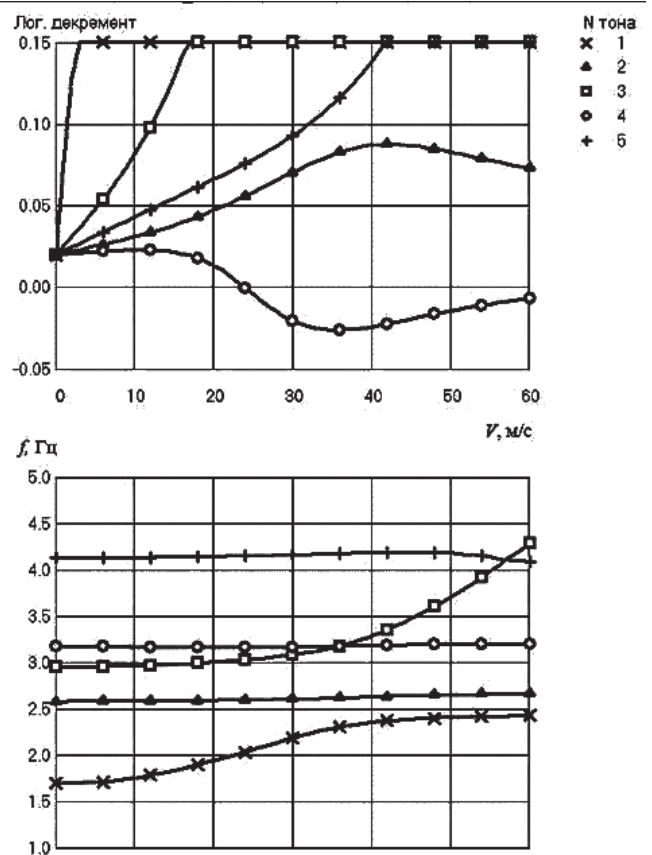


Рис. 3. Зависимость логарифмического декремента и частоты тонов колебаний от скорости потока без гироскопических сил

рактически не зависит от скорости потока, а флаттер при максимальных угловых скоростях двигателей возникает на частоте $f = 3.2$ Гц и при $V_{кр} = 26$ м/с, что соответствует повышению скорости на 11.5% (рис. 4).

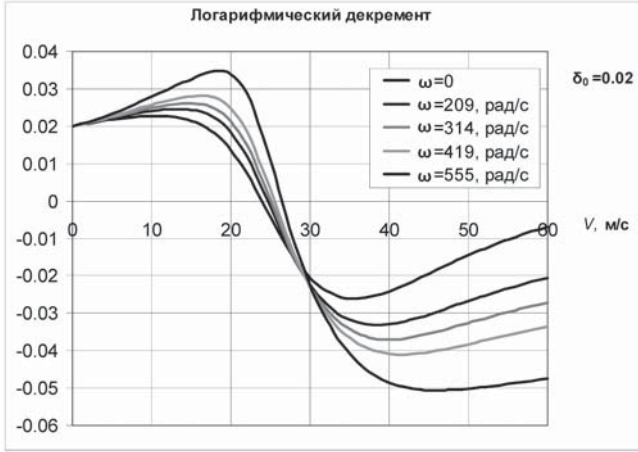


Рис. 4. Зависимость логарифмического декремента колебаний флаттерного тона при разных угловых скоростях двигателей от скорости потока

Влияние гироскопических сил на характеристики флаттера при разном уровне конструкционного демпфирования

При увеличении значения конструкционного демпфирования вначале влияние гироскопических сил на скорость флаттера уменьшается, при $\delta = 0.04$ влияния практически нет, а при дальнейшем увеличении декремента влияние меняет знак и скорость флаттера снижается при учете гироскопических сил. Отметим, что при $\delta > 0.046$ флаттер отсутствует в области малых угловых скоростей ротора, но с увеличением угловых скоростей может возникать флаттер, причем его скорость падает (примерно на 10%) с увеличением угловых скоростей (рис. 5). Это свидетельствует о важности учета динамики роторных систем при анализе аэроупругих явлений летательных аппаратов.

Следует также отметить, что при экспериментальной валидации влияния гироскопических сил на скорость флаттера на модели в аэродинамической трубе можно получить различный результат в зависимости от реализованного уровня конструкционного демпфирования: учет вращения роторов не влияет на скорость флаттера, повышает или снижает ее. Поэтому необходим подробный расчетно-экспериментальный анализ динамических характеристик модели при подготовке и проведении таких испытаний.

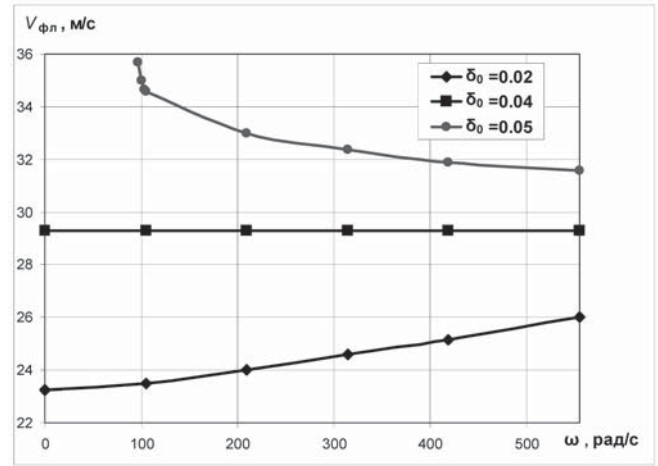


Рис. 5. Зависимость скорости флаттера от угловой скорости при разных декрементах

Расчетная модель демонстратора в системе NASTRAN

Для верификации результатов учета гироскопических сил, получающихся полиномиальным методом Ритца, использовалась конечно-элементная модель крыла EuRAM в системе NASTRAN (рис. 6). Расчетная схема состоит из балочных конечных элементов, при этом использовался тот же метод дискретных диполей для вычисления аэродинамических сил с идентичной сеткой, что и в расчетном комплексе КС-М.

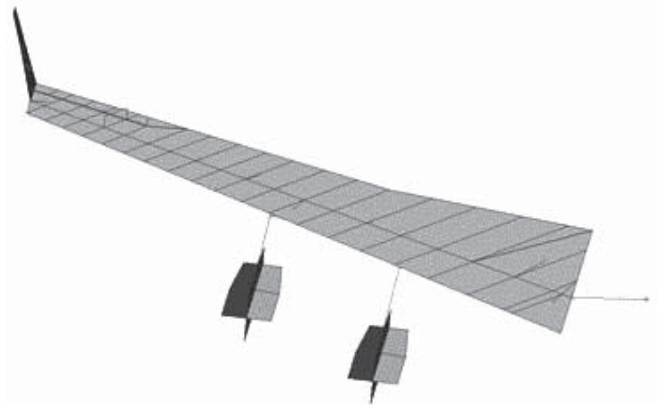


Рис. 6. Расчетная модель крыла EuRAM в системе NASTRAN

Сравнительный анализ результатов

Проведен анализ влияния гироскопических сил на собственные формы и частоты первых пяти упругих тонов колебаний аэроупругой модели методом конечных элементов в системе NASTRAN с использованием модуля Rotordynamics (учет динамики роторных систем) и решателя для комплексных собственных чисел (Solver 107) для значений угловой скорости от нуля до максимальных.

На рис. 7—11 приведены формы и частоты упругих колебаний закрепленной конструкции с учетом действия гироскопических сил от вращающихся роторов двигателей для максимальной угловой скорости.

Полученные результаты свидетельствуют о незначительном увеличении собственных частот с ростом значений угловой скорости до максимальных, что хорошо согласуется с результатами, полученными в системе КС-М.

Расчет на флаттер с учетом гироскопических сил производится следующим образом: используется процедура RESTART, которая позволяет запустить данный расчет (решатель Solver 145), используя модифицированную матрицу демпфирования вне потока, полученную по результатам модального анализа.

Расчеты проводились с тем же набором аэродинамических и гироскопических параметров, что и

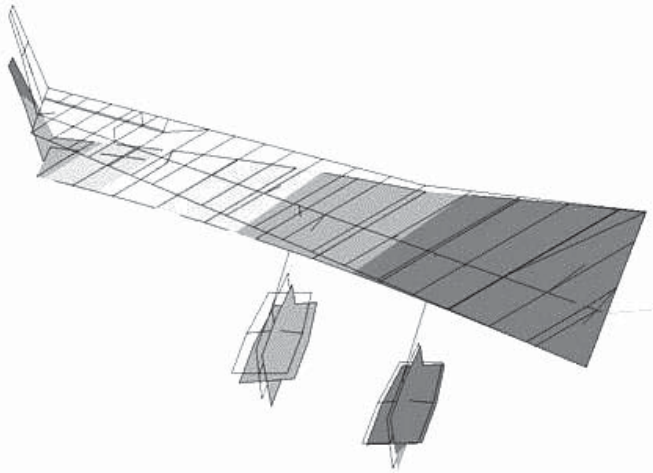


Рис. 7. 1-й вертикальный тон изгиба крыла ($f_1 = 1.7$ Гц)

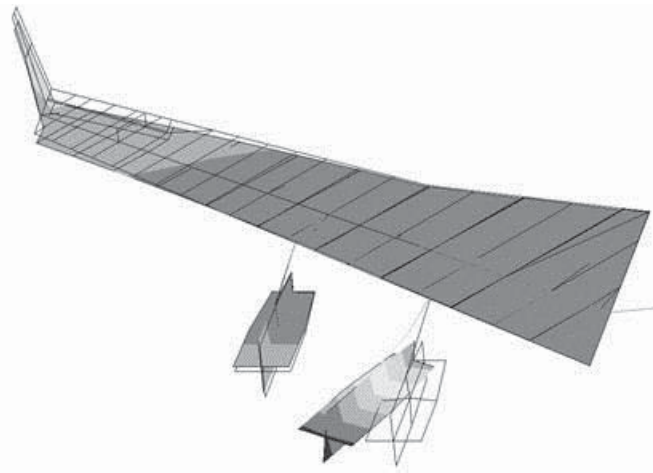


Рис. 8. Тон колебаний по рысканию внутреннего двигателя, сопровождающийся 2-м вертикальным тоном изгиба крыла и тангажным движением внешнего двигателя ($f_2 = 2.6$ Гц)

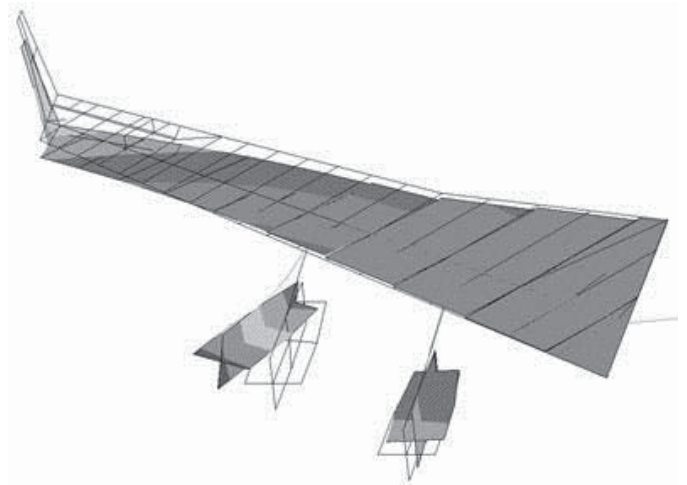


Рис. 9. Тон колебаний по рысканию внешнего двигателя с тангажным движением, сопровождающийся 3-м вертикальным тоном изгиба крыла с кручением и тангажным колебанием внутреннего двигателя ($f_3 = 2.96$ Гц)

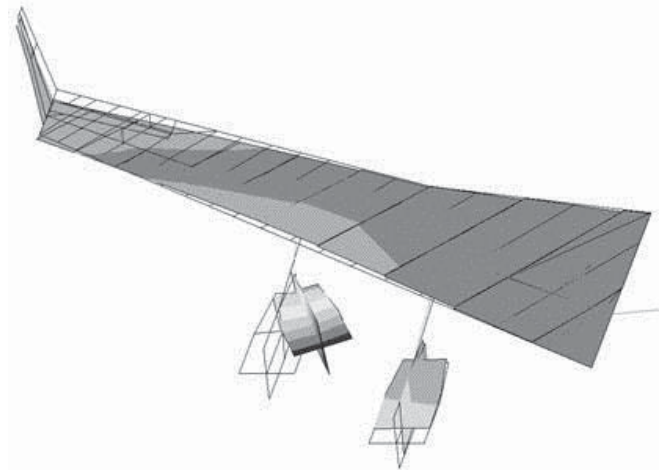


Рис. 10. Тон колебаний по рысканию внешнего двигателя с тангажным движением, сопровождающийся 4-м вертикальным тоном изгиба крыла с кручением и тангажным колебанием внутреннего двигателя ($f_4 = 3.3$ Гц)

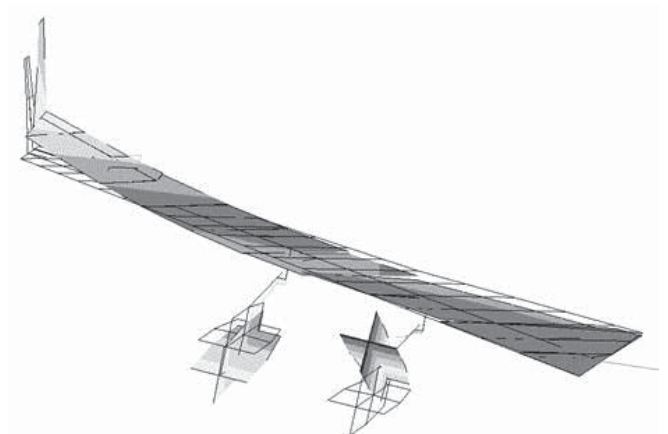


Рис. 11. Тангажный тон колебаний обоих двигателей в разных фазах, сопровождающийся 5-м вертикальным тоном изгиба крыла с кручением ($f_5 = 4$ Гц)

для системы КС-М. Характеристики флаттера определялись по траекториям корней флаттерного уравнения (по зависимости демпфирования флаттерного тона от скорости потока).

На рис. 12 видно, что флаттер без гироскопических сил возникает при взаимодействии 3-го и 4-го тонов собственных колебаний (изгибно-крутильные колебания крыла и противофазные колебания по рысканию внешнего двигателя) на частоте $f = 3.3$ Гц и скорости $V_{кр} = 24$ м/с.

Из рис. 13 видно, что характер взаимодействия тонов с гироскопическим влиянием принципиально не изменился.

Расчеты показали, что с ростом значений угловой скорости двигателей до максимальных скорость определяющей формы флаттера увеличивается примерно на 12% при фиксированном декременте $\delta = 0.02$, что также согласуется с результатами, полученными в расчетном комплексе КС-М (рис. 12, 13).

Параметрические исследования влияния конструкционного демпфирования на характеристики флаттера с учетом гироскопических сил показали, что при дальнейшем увеличении конструкционного демпфирования наблюдается картина, аналогичная результатам в системе КС-М: вначале отсутствие влияния гироскопических сил, затем — дестабилизирующее влияние.

Таким образом, результаты исследования влияния гироскопических сил на характеристики флаттера в расчетном комплексе КС-М хорошо согласуются с результатами расчетов в системе NASTRAN. Небольшое количественное отличие обусловлено разными расчетными методами и погрешностью вычислений в связи с высокой чувствительностью изменений характеристик флаттера в зависимости от выноса двигателя.

Выводы

Результаты исследования показали:

- гироскопический момент вращающихся роторов двигателя на пилоне под крылом может оказывать заметное влияние на скорость флаттера, связанного с колебаниями двигателя;

- данное влияние может быть разного знака в зависимости от формы флаттера и конструкционного демпфирования: например, для рассмотренной формы флаттера влияние достигает $\pm 10\%$ по скорости флаттера; вывод подтвержден расчетами с применением различных математических моделей;

- при экспериментальной валидации влияния гироскопических сил на скорость флаттера на модели в аэродинамической трубе можно получить различный результат в зависимости от уровня кон-

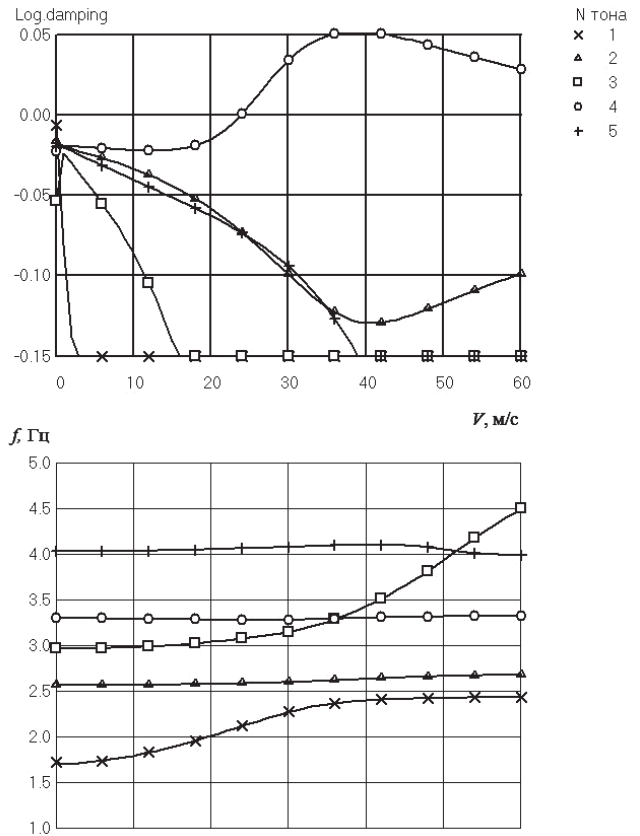


Рис. 12. Зависимость демпфирования и частоты колебаний от скорости потока без гироскопических сил

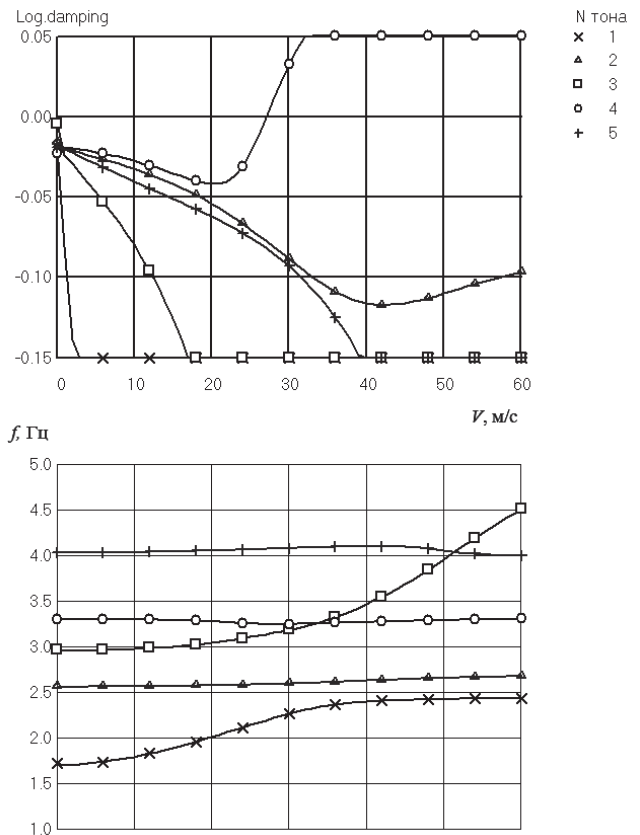


Рис. 13. Зависимость демпфирования и частоты колебаний от скорости потока при максимальной угловой скорости двигателей

струкционного демпфирования. Поэтому необходимо подробный расчетно-экспериментальный анализ динамических характеристик модели при подготовке и проведении таких испытаний.

Библиографический список

1. *Houbolt J. C. and Reed W.H.* Propeller-Nacelle Whirl Flutter // Journal of the Aerospace Sciences. March 1962. Vol. 29. No. 3, pp. 333-346.
2. *Фершинг Г.* Основы аэроупругости. — М.: Машиностроение, 1984. — С. 503-515.
3. *Čečrdle J., Malinek P., Vich O.* Wind tunnel test of whirl flutter aeroelastic demonstrator // 58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference; 9-13 January 2017; Grapevine. DOI: 10.2514/6.2017-0635
4. *Donham R.E., Watts G.A.* Whirl flutter first case // Flomenhoft H., editor. The Revolution in Structural Dynamics. 1st ed. Palm Beach Gardens: Dynaflo Press; 1997, pp. 99-109.
5. *Čečrdle J.* Determination of aircraft structure whirl flutter stability boundaries by means of optimization based solution // National Conference with International Participation Engineering Mechanics. 2008. Svratka, Czech Republic, May 12-15, 2008, pp. 112-127.
6. *Мазутский А.Ю.* Улучшение аэроупругих характеристик летательного аппарата с крылом большого удлинения: Дисс. ... канд. техн. наук. — Новосибирск: СибНИА им. С.А. Чаплыгина, 2008. С. 73-77.
7. *Zhou Jian-bin, Zhang Jun-jie, Meng Guang.* Gyroscopic effects on the engine rotor on the characteristics of wing bending-torsional flutter // Acta aerodynamica sinica. 2012. Vol. 30. No. 5. P. 578-582.
8. *Дубов Ю.Б.* Анализ взаимодействия продольного и бокового движения при выходе маневренного самолета на большие углы атаки // Учёные записки ЦАГИ. 2013. Т. XLIV. № 2. С. 50-56.
9. *Waitz S.* The aeroelastic behaviour of a forward-swept wing configuration with focus on engine gyroscopics and T-tail flutter // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics IFASD, 2017, Como — Italia, pp. 111-120.
10. *Кузнецов О.А., Смыслов В.И.* Силовые воздействия на конструкцию самолета при отрыве лопатки двигателя и их воспроизведение на земле // Учёные записки ЦАГИ. 1999. Т. XXX. № 3-4. С. 139-150.
11. *Буньков В.Г., Ишмуратов Ф.З., Мосунов В.А.* Решение некоторых задач аэроупругости на основе современной версии полиномиального метода Ритца // Прочность, колебания и ресурс авиационных конструкций и сооружений: Труды ЦАГИ. Выпуск 2664. М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2004. С. 97-116.
12. *Ишмуратов Ф.З., Кузнецов А.Г., Мосунов В.А.* Применение полиномиального метода Ритца для расчета характеристик динамической аэроупругости с учетом гироскопических сил // Ученые записки ЦАГИ. 2017. Т. 48. № 6. С. 64-74.
13. *Schweiger J., Suleman A., Kuzmina S. and Chedrik V.* MDO concepts for an european research project on active aeroelastic aircraft // 9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization 4-6 September 2002, Atlanta, Georgia, pp. 121-131. DOI: 10.2514/6.2002-5403
14. *Kuzmina S., Ishmuratov F., Kudryashov A., Mosunov V., Naiko Yu.* Numerical Studies of Aeroelasticity/Strength/Aerodynamics on the European Research Aeroelastic Model (EuRAM) // European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS), Moscow, 2005, pp. 59-68.
15. *Amiryants G.A., Mullov Yu.M., Shalaev S.V., Zichenkov M.Ch.* Design, Manufacture and Wind Tunnel Testing of the Multi-Functional European Research Aeroelastic Model (EuRAM) // European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS), Moscow, 2005, pp.114-121.
16. *Malecek J., Čečrdle J., Chedrik V., Naiko Yu.* Analysis and Experimental Validation of an Aeroelastic Half Wing Model // European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS), Moscow, 2005, pp. 157-163.
17. *Ишмуратов Ф.З., Кудряшов А.Б., Кузьмина С.И., Чедрик В.В.* Конечно-элементные модели пассажирского самолета в исследованиях концепции активной аэроупругости // Прочность, колебания и ресурс авиационных конструкций и сооружений: Труды ЦАГИ. Выпуск 2669. М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2005. С. 101-110.
18. *Kuzmina S., Ishmuratov F., Zichenkov M., Chedrik V.* at all. Wind tunnel testing of adaptive wing structures // Morphing Wing Technologies. 1st Edition, Editor-in-Chief Antonio Concilio. Elsevier, 2018, pp. 713-755. DOI: 10.1016/B978-0-08-100964-2.00023-X
19. *Тютюнников Н.П., Шклярчук Ф.Н.* К вопросу об эффективности поворотных законцовок в качестве элементов механизации крыла // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 4. С. 21-31.
20. *Тютюнников Н.П., Шклярчук Ф.Н.* Определение аэродинамических характеристик упругого крыла с поворачивающимися в его плоскости законцовками // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 4. С. 7-16.

STUDYING THE GYROSCOPIC FORCES AND STRUCTURAL DAMPING JOINT IMPACT ON THE WING FLUTTER OF THE AEROELASTIC EuRAM MODEL

Zichenkov M.Ch., Ishmuratov F.Z., Kuznetsov A.G.

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia
e-mail: stataer@tsagi.ru

Abstract

The article deals with the structural damping role analysis while studying the gyroscopic forces impact on the flutter speed. The algorithm for accounting for gyroscopic forces in polynomial Ritz method while computing the aircraft aeroelasticity dynamic characteristics, developed earlier by the authors, was employed. The algorithm was realized in the KC-M software developed in TSAGI and validated while solving aeroelasticity problems in many practical applications.

The computations were performed on the example of the wing of the well-known aeroelastic research model of the four-engine long-distance aircraft EuRAM (European Research Aeroelastic Model), developed and studied in the framework of the European project 3AS (Active Aeroelastic Aircraft Structure). The model characteristic feature is the flutter form occurrence associated with the lateral vibrations of external engines. This form is affected by the gyroscopic forces due to the engines rotating rotors.

The flutter characteristics analysis at various levels of structural damping (characterized by logarithmic vibrations decrement δ) revealed that the vibrations tones interaction character with account for gyroscopic effect was not principally changed. It was found herewith, that the gyroscopic forces' impact on the speed of the considered flutter form might be of different sign depending on the level of the structural damping.

For example, at $\delta = 0.02$ the flutter speed increases by 11.5%, with the maximum value of the engine rotor kinematic momentum (scaled to the model). While increasing the structural damping value, in the beginning, the gyroscopic forces' impact on the flutter speed decreases, it does not practically exist at $\delta = 0.04$, and with further increase of the decrement the impact changes its sign, and the flutter speed decreases. The flutter absence was marked at $\delta > 0.046$ in the range of small rotor rate speed, but while the rate speed increase the flutter may occur. Its speed decreases at that (about 10%) with the rate speed increase. This indicates the importance of accounting for the dynamics of rotor systems while the aircraft aeroelastic phenomena analysis.

The obtained the results were confirmed also by the finite element computing method in NASTRAN system using Rotordynamics module (accounting for the rotor systems dynamics). The computing results on gyroscopic forces impact on aeroelasticity characteristics at various structural damping values performed with KC-M software accord well with computations performed with NASTRAN software.

It was noted that while experimental validation of the gyroscopic impact on the flutter speed of the model in the wind tunnel various results might be obtained depending on the structural damping level. Thus, the detailed computational and experimental analysis of the model dynamic characteristics is required while such tests preparing and running.

Keywords: aircraft, numerical modal, gyroscopic forces, aeroelasticity, flutter.

References

1. Houbolt J. C. and Reed W.H. Propeller-Nacelle Whirl Flutter. *Journal of the Aerospace Sciences*, 1962, vol. 29, no. 3, pp. 333-346.
2. Fershing G. *Osnovy aerouprugosti* (Fundamentals of aeroelasticity), Moscow, Mashinostroenie, 1984, pp. 503-515.
3. Čečrdle J., Malinek P., Vich O. Wind tunnel test of whirl flutter aeroelastic demonstrator. *58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 9-13 January 2017, Grapevine. DOI: 10.2514/6.2017-0635
4. Donham R.E., Watts G.A. Whirl flutter first case. In: Flomenhoft H., editor. *The Revolution in Structural Dynamics*. 1st ed. Palm Beach Gardens, Dynaflo Press, 1997, pp. 99-109.
5. Čečrdle J. Determination of aircraft structure whirl flutter stability boundaries by means of optimization based solution. *National Conference with International Participation Engineering Mechanics*. 2008, Svratka, Czech Republic, May 12–15, 2008, pp. 112-127.
6. Mazutskii A.Yu. *Uluchshenie aerouprugikh kharakteristik letatel'nogo apparata s krylom bol'shogo udlineniya* (of Aeroelastic characteristics improvement of the aircraft with a wing of large elongation). Abstract of doctor's thesis, Novosibirsk, SibNIA im. S.A. Chaplygina, 2008, pp. 73-77.

7. Zhou Jian-bin, Zhang Jun-jie, Meng Guang. Gyroscopic effects on the engine rotor on the characteristics of wing bending-torsional flutter. *Acta aerodynamica sinica*, 2012, vol. 30, no. 5, pp. 578-582.
8. Dubov Yu.B. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2013, vol. XLIV, no. 2, pp. 50–56.
9. Waitz S. The aeroelastic behaviour of a forward-swept wing configuration with focus on engine gyroscopics and T-tail flutter. *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics IFASD*. 2017, Como - Italia, pp. 111-120.
10. Kuznetsov O.A., Smyslov V.I. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1999, vol. XXX, no. 3-4, pp. 139–150.
11. Bun'kov V.G., Ishmuratov F.Z., Mosunov V.A. *Trudy TsAGI*, issue 2664, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2004, pp. 97–116.
12. Ishmuratov F.Z., Kuznetsov A.G., Mosunov V.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2017, vol. 48, no. 6, pp. 64-74.
13. Schweiger J., Suleman A., Kuzmina S. and Chedrik V. MDO concepts for an european research project on active aeroelastic aircraft. *9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, 4-6 September 2002, Atlanta, Georgia, pp. 121-131. DOI: 10.2514/6.2002-5403
14. Kuzmina S., Ishmuratov F., Kudryashov A., Mosunov V., Naiko Yu. Numerical Studies of Aeroelasticity/Strength/Aerodynamics on the European Research Aeroelastic Model (EuRAM). *European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS)*, Moscow, 2005, pp. 59-68.
15. Amiryants G.A., Mullov Yu.M., Shalaev S.V., Zichenkov M.Ch., Design, Manufacture and Wind Tunnel Testing of the Multi-Functional European Research Aeroelastic Model (EuRAM). *European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS)*, Moscow, 2005, pp.114-121.
16. Malecek J., Čečrdle J., Chedrik V., Naiko Yu. Analysis and Experimental Validation of an Aeroelastic Half Wing Model. *European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS)*, Moscow, 2005, pp. 157-163.
17. Ishmuratov F.Z., Kudryashov A.B., Kuz'mina S.I., Chedrik V.V. *Trudy TsAGI*, issue 2669, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2005, pp. 101-110.
18. Kuzmina S., Ishmuratov F., Zichenkov M., Chedrik V. Wind tunnel testing of adaptive wing structures. *Morphing Wing Technologies*. 1st Edition, Editor-in-Chief Antonio Concilio. Elsevier, 2018, pp. 713-755. DOI: 10.1016/B978-0-08-100964-2.00023-X
19. Tyutyunnikov N.P., Shklyarchuk F.N. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 22, no. 4, pp. 21-31.
20. Tyutyunnikov N.P., Shklyarchuk F.N. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 4, pp. 7-16.