

УДК 621.452.3.03-226.017:519.872.8

doi: 10.32620/akt.2021.4sup1.10

С. В. ФИЛИПКОВСКИЙ, В. С. ЧИГРИН, А. А. СОБОЛЕВ, Л. А. ФИЛИПКОВСКАЯ

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА КРЫЛО САМОЛЁТА ПРИ ОТРЫВЕ ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА

Одним из требований к проектируемому самолёту является способность продолжить полёт и совершить посадку при поломке одного из двигателей. Одним из расчётных случаев поломки двигателя является отрыв лопатки вентилятора. Это явление вызывает большие вибрации как самого двигателя, так и конструкции самолёта. Разработаны расчётные модели и методы исследования колебаний двигателя с повреждением в виде отрыва лопатки; проведены численные исследования нестационарных колебаний двигателя, подвешенного на пилоне. При этом рассмотрены следующие варианты нагрузок: работа двигателя с дисбалансом вентилятора до отключения, которое выполняет лётчик; резкое торможение и заклинивание ротора вентилятора в результате поломки передней упругой опоры ротора, которое может произойти при отрыве лопатки; торможение ротора после отключения двигателя. Передние опоры роторов – шариковые подшипники, установленные в упругих элементах «беличье колесо». Шариковый подшипник моделируется жёстким шарниром. Снаружи упругого элемента расположены две тонкостенные обечайки, являющиеся промежуточными силовыми элементами. При увеличении дисбаланса ротора вентилятора выбирается зазор в масляном демпфере, корпус демпфера садится на обечайки, включая в работу их жесткость. Таким образом, характеристика жесткости опоры является билинейной. Коэффициенты жесткости упругого элемента «беличье колесо» и обечайек передней опоры определены методом численного моделирования. Ротор вентилятора моделируется твёрдым телом на подшипниковых опорах. Статор двигателя моделируется твёрдым телом на упругой подвеске. Пилон и элементы упругой подвески двигателя моделируются балками переменного сечения, работающим одновременно на растяжение, кручение и изгиб. Выполнен численный анализ переходных процессов колебаний двигателя Д-436-148ФМ на пилоне самолёта Ан-178. В том числе рассмотрен наиболее опасный случай повреждения – поломка подшипниковой опоры после отрыва лопатки вентилятора. Результаты расчётов представлены в виде графиков зависимостей от времени сил в подшипниковых опорах и в шарнирах крепления двигателя.

Ключевые слова: двигатель; ротор; повреждение; дисбаланс; вибрация; численное моделирование

Введение

Одним из условий сертификации самолёта согласно разделу Европейских правил SC 25.362 (АМС 25.362) является способность продолжить полёт и совершить посадку при поломке одного из двигателей. Одним из расчётных случаев поломки двигателя является отрыв лопатки вентилятора [1]. Это явление вызывает большие вибрации как самого двигателя, так и конструкции самолёта.

Исследуемый двигатель Д-436-148ФМ содержит три соосных ротора – вентилятора, компрессора низкого давления (РНД) и компрессора высокого давления (РВД). Роторы приводятся во вращение своими турбинами и имеют различные оптимальные для них частоты вращения и связаны между собой только газодинамической связью [2].

Масса лопатки вентилятора равна 3,625 кг, а радиус центра масс от оси вращения – 0,365 м. Лопатки роторов РНД и РВД малы по сравнению с ло-

патками вентилятора (массы лопаток компрессоров – от 5 до 65 граммов, массы лопаток турбины – до 80 граммов). Потому влияние дисбаланса этих роторов на подвеску двигателя не учитываем.

Целью работы является разработка метода численного моделирования колебаний ротора относительно статора двигателя, а также двигателя в целом на узлах подвески.

Задачами исследования являются: разработка расчётной модели и метода исследования колебаний двигателя с повреждением в виде отрыва лопатки; проведение численных исследований нестационарных колебаний двигателя, подвешенного на пилоне. При этом рассмотрены следующие варианты нагрузок: работа двигателя с дисбалансом вентилятора до отключения, которое выполняет лётчик; резкое торможение и заклинивание ротора вентилятора в результате поломки передней упругой опоры, которое может произойти при отрыве лопатки; торможение ротора после отключения двигателя.

2. Разработка моделей подшипников и подшипниковых опор

Все три ротора установлены на идентичных упругих опорах, которые закреплены в статоре двигателя. Назначение упруго-демпферных опор – снижение общего уровня вибраций роторов и всего двигателя в целом и устранение опасных резонансных колебаний из рабочего диапазона или смещение их на безопасные режимы.

Передние опоры всех трех роторов двигателя Д-436-148ФМ – шариковые подшипники, установленные в упругих элементах «беличье колесо». Шариковый подшипник моделируется жестким шарниром. Такая модель обоснована тем, что, во-первых, деформацией самого шарикоподшипника по сравнению с деформацией упругой опоры можно пренебречь, во-вторых, частота свободных колебаний ротора на шарикоподшипниках без упругих опор отличается от частоты колебаний ротора имеющейся конструкции в несколько раз [3].

Задние опоры всех трех роторов – роликовые подшипники с гидродинамической масляной пленкой без упругих элементов. Основное достоинство гидродинамической опоры – простота конструкции. Масляный слой является полностью несущим и демпфирующим [3].

Коэффициент жесткости упругого элемента «беличье колесо» передней опоры определен методом численного моделирования [4], проверен экспериментально и равен $0,1 \cdot 10^8$ Н/м. При нормальном уровне дисбаланса ротора упругий элемент обеспечивает уменьшение жесткости системы ротор-статор и позволяет пройти критические обороты ротора на пониженном режиме (до режима малого газа).

Снаружи упругого элемента расположены две тонкостенные обечайки, являющиеся промежуточными силовыми элементами. При увеличении дисбаланса ротора вентилятора выбирается зазор $0,2 \dots 0,24$ мм в масляном демпфере, корпус демпфера садится на обечайки, включая в работу их жесткость.

На рис. 1 показано сечение корпуса передней опоры с обечайками, находящимися в контакте между собой.

Для определения коэффициента жесткости обечаяк корпуса опоры с помощью конечноэлементного пакета Solid Works построена и исследована модель сборки обечаяк. Суммарный коэффициент жесткости обеих обечаяк составляет $2,89 \cdot 10^8$ Н/м.

Таким образом, характеристика жесткости опоры является билинейной.

Устройства гашения колебаний в обеих опорах моделируем вязкими демпферами [3, 5]. Коэффициент вязкого демпфирования демпфера передней опоры равен $9,36 \cdot 10^5$ Н·с/м², а задней опоры – $4,65 \cdot 10^5$ Н·с/м².

3. Разработка моделей роторов двигателя

Ротор вентилятора моделируем твердым телом на подшипниковых опорах, так как деформации деталей ротора малы по сравнению с деформациями подшипниковых опор и низшая собственная частота колебаний ротора как упругого тела на порядок выше частоты колебаний ротора на подшипниковых опорах [6, 7].

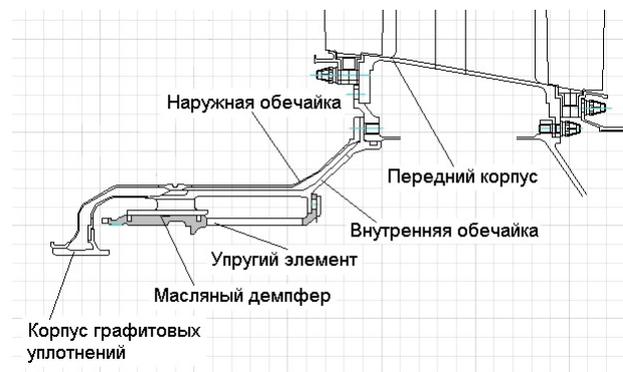


Рис. 1. Сечение корпуса передней опоры

Модели лопастей принимаем без бандажных полок и замков. Масса замков и полок добавлена к массе диска. Лопатки подпорной ступени вентилятора не моделировались, вместо них к диску присоединён обод массой 3,5 кг (40 лопаток по 87 грамм). Лопатки турбины (по 112 штук на каждом диске) не моделируем, их массы присоединены к массам дисков в виде ободов.

Собранный ротор показан на рис. 2. Его инерционные характеристики таковы: масса $m = 345,15$ кг; координата центра масс от задней плоскости крепления двигателя $X = -1,31$ м; центральные моменты инерции $I_{xx} = 22,80$, $I_{yy} = I_{zz} = 265,51$ кг·м².

РНД и РВД моделируем твердыми симметричными телами на упругих опорах с подшипниками качения. Лопатки этих роторов малы по сравнению, поэтому влияние дисбаланса этих роторов на подвеску двигателя не учитываем.

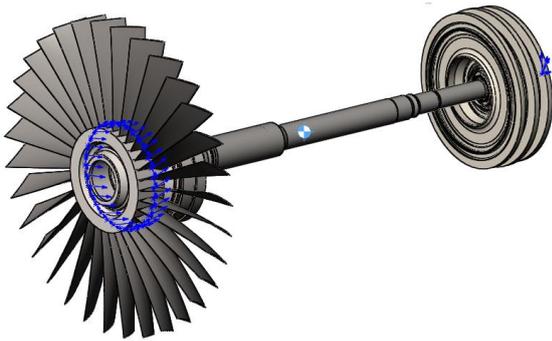


Рис. 2. Модель ротора вентилятора

4. Разработка модели статора двигателя

Статором двигателя будем называть сборку его корпусов (или просто корпус) со всем, закреплённым на нём оборудованием и мотогондолой. Статор двигателя моделируем твёрдым телом на упругой подвеске (рис. 3).

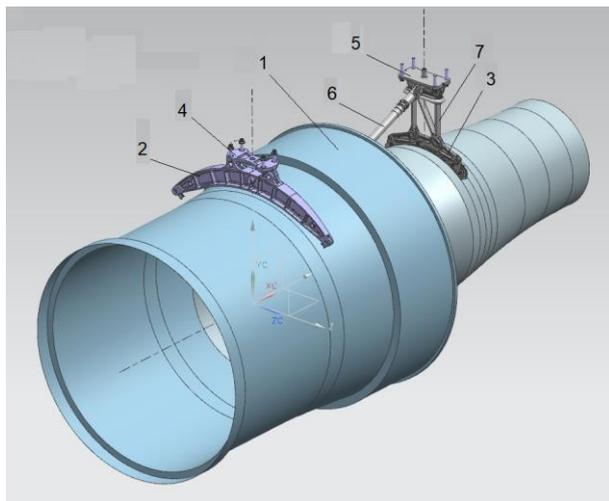


Рис. 3. Модель корпуса двигателя на подвеске

На рис. 3 обозначено: 1 – статор двигателя, 2 – передняя траверса, 3 – задняя траверса, 4 – кронштейн передней подвески, 5 – кронштейн задней подвески, 6 – штанга съёма тяги, 7 – ферма заднего пояса крепления.

Такая модель позволяет перейти к конечно-элементному представлению статора в виде абсолютно твёрдого невесомого каркаса, массово-инерционные характеристики которого задаются одним конечным элементом «Structural Mass».

Каркас крепится к упругим элементам подвески – передней и задней траверсам и штанге съёма тяги (2, 3 и 6). Внутри с каркасом посредством нелинейно упругих конечных элементов, моделирующих опоры подшипников, связан ротор.

Траверсы моделируем упругими балками переменного сечения, работающими на изгиб. Штангу съёма тяги моделируем упругим стержнем, работающим на растяжение.

5. Разработка расчётных моделей пилона и узлов крепления двигателя

Силовым элементом пилона является кессон. К кессону крепится двигатель с мотогондолой, носок пилона, обтекатели, носовая и хвостовая части пилона, зализ пилона.

Кессон моделируется брусом переменного сечения, работающим одновременно на растяжение, кручение и изгиб. Конечно-элементная модель кессона показана на рис. 4. Конечными элементами кессона являются участки между его нервюрами.

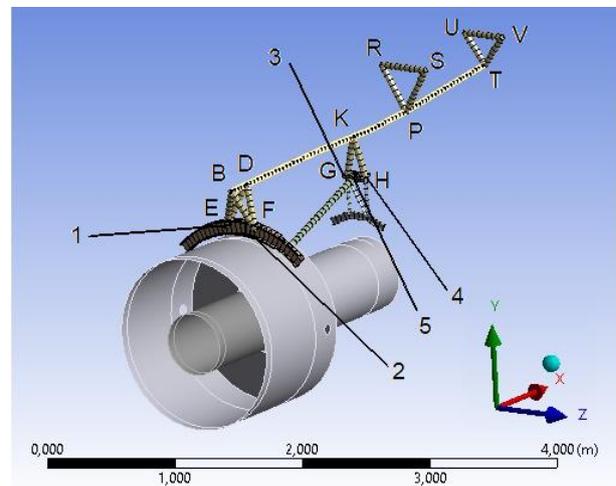


Рис. 4. Расчётная модель двигателя и пилона

Передняя траверса крепится к кронштейну передней подвески двумя болтами, которые моделируются шарнирами с осями, параллельными оси двигателя (узлы 1 и 2). Шарниры передают усилия в плоскости, перпендикулярной оси двигателя.

N-образная ферма заднего пояса крепления крепится к кронштейну задней подвески также двумя болтами, которые моделируются шарнирами с осями, параллельными оси двигателя (узлы 3 и 4). К этому же кронштейну крепится штанга съёма тяги шарниром с осью перпендикулярной вертикальной плоскости (узел 5).

На рис. 4 показана конечноэлементная модель крепления траверс к пилону и пилон к крылу самолета Ан-178. Пирамида DEFH и треугольник KGH – абсолютно твёрдые невесомые тела, моделирующие связи балочной модели кессона с узлами подвески двигателя. Треугольники PRS и TUV – абсолютно твёрдые невесомые тела, моделирующие связи ба-

лочной модели кессона с узлами крепления к крылу. Точки В и D находятся на 0-й и 1-й нервюрах пилона, точка К – на 7-й нервюре, точки Р и Т на 10-й и 15-й нервюрах.

6. Численный анализ вибрации ротора с оторванной лопаткой

После отрыва лопатки до отключения двигателя проходит несколько секунд и ротор может вращаться на рабочем режиме. Исследованы колебания двигателя на этом режиме. На графике рис. 5 показана зависимость от времени величины силы в передней опоре вентилятора.

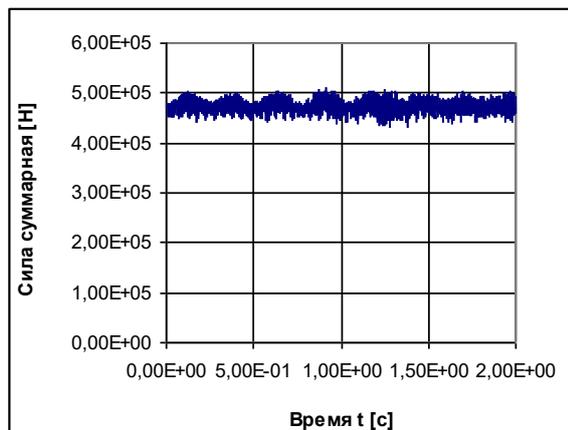


Рис. 5. Зависимость от времени силы в передней опоре вентилятора до выключения двигателя

Размахи колебаний сил в узлах крепления двигателя на рабочем режиме с большим дисбалансом имеют такой же порядок, как сила дисбаланса. При этом наблюдаются биения с частотами около 4 Гц и 10 Гц, которые близки к резонансным частотам.

После отрыва лопатки в результате действия большой силы дисбаланса (513540 Н) может произойти поломка упругой опоры переднего подшипника и резкое торможение с заклиниванием ротора. В этом случае тормозящий момент равен 3638 Н·м.

Исследована динамика ротора с оторванной лопаткой вентилятора на переходном режиме, ведущем к заклиниванию ротора. На графике рис. 6 показана зависимость от времени величины силы в передней опоре вентилятора при вибрации ротора с оторванной лопаткой на режиме ведущем к заклиниванию ротора.

После отключения двигателя с оторванной лопаткой происходит торможение ротора и снижение частоты вращения до частоты авторотации. Тормозящий момент при этом равен 25 Н·м. На графике рис. 7 показана зависимость от времени величины силы в передней опоре вентилятора на режиме ведущем к авторотации.

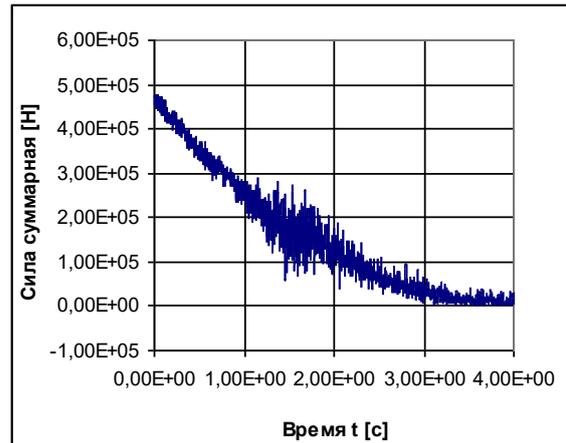


Рис. 6. Зависимость от времени силы в передней опоре вентилятора при поломке подшипниковой опоры

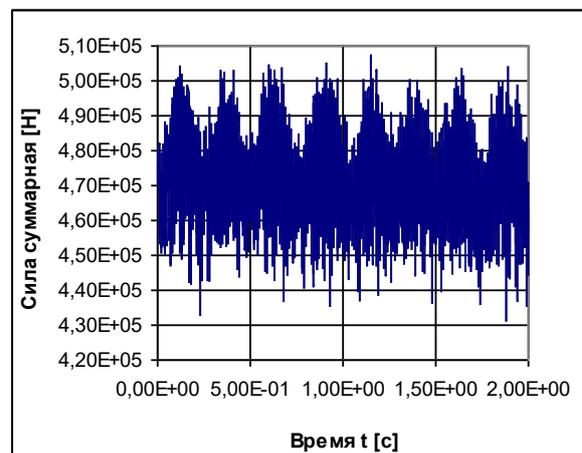


Рис. 7. Зависимость от времени силы в передней опоре вентилятора после выключения двигателя

Процесс торможения двигателя до остановки ротора в случае поломки опоры длится около 4-х секунд. При этом на второй секунде наблюдается увеличение размахов колебаний сил, что обусловлено прохождением через резонансные частоты около 41 Гц.

Размахи колебаний сил в узлах крепления двигателя на переходном режиме с большим дисбалансом имеют такой же порядок, как сила дисбаланса. При малом торможении наблюдается медленное снижение размахов и биения с разными частотами.

Заключение

Разработан метод и компьютерная программа для анализа колебаний турбовентиляторного двигателя, вызванных отрывом лопатки вентилятора.

Подшипниковые опоры моделируем упругими элементами с вязким демпфированием, при этом

передня опора має билинейну характеристику за счёт того, що при великих коливаннях спочатку деформується пружний елемент «білічне колесо», а потім разом з ним деформуються обечайки опори.

Виконано чисельний аналіз перехідних процесів коливань двигателя Д-436-148ФМ на пілоні літака Ан-178. В тому числі розглянуто найбільш небезпечний випадок пошкодження – поломка підшипникової опори після відриву лопатки вентилятора.

Результати розрахунків представлені в вигляді графіків залежностей від часу сил в підшипникових опорах і в шарнірах кріплення двигателя.

Література

1. *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25. Amendment 14. 19 December 2013. 919 p.* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-25%20Amendment%2014.pdf> – 10.03.2021.
2. Трехвал'ний ТРДД Д-436-148. *Руководство по технической эксплуатации 6370040000 РЭ (в трёх книгах)* [Текст]. – Запорожье : Изд-во ГП «Ивченко-Прогресс». – 2008. – Книга 1. – 1004 с.
3. Леонтьев, М. К. *Конструкция и расчет демпферных опор роторов ГТД* [Текст] : учеб. пособие [Текст] / М. К. Леонтьев. – М. : МАИ, 1998. – 44 с.
4. Чигрин, В. С. *Конструкция и прочность авиационных двигателей* : [Текст] / В. С. Чигрин. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», Запорожье : изд. АО «Мотор Сич», 2017. – 420 с.
5. Гаркуша, А. И. *Динамика и прочность деталей газотурбинных двигателей* [Текст] : курс лекций / А. И. Гаркуша, В. С. Чигрин. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2012. – 131 с.

6. Хронин, Д. В. *Теория и расчет колебаний в двигателях летательных аппаратов* [Текст] / Д. В. Хронин. – М. : Машиностроение, 1970. – 412 с.

7. *Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей* [Текст] / С. А. Вьюнов и др. ; под ред. Д. В. Хронина. – М. : Машиностроение, 1989. – 368 с.

References

1. *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25. Amendment 14. 19 December 2013. 919 p.* Available at: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-25%20Amendment%2014.pdf>. (accessed 10.03.2021).
2. *Trehval'nyi TRDD D-436-148. Rukovodstvo po tekhnicheskoi ekspluatatsii* [Three-shaft turbofan engine D-436-148. Technical Manual] 6370040000 RE (In three books)., Zaporozh'e, «Ivchenko-Progress» Publ., 2008, Book 1. 1004 p.
3. Leont'ev, M. K. *Konstrukcija i raschet dempfernyh opor rotorov GTD* [Design and calculation of damping supports for GTE rotors]. Moscow, MAI Publ., 1998. 44 p.
4. Chigrin, V. S. *Konstruktivnaja i prochnost' aviacionnykh dvigatelej* [Design and strength of aircraft engines]. Khar'kov, Nat. Aerospace Univ. «KhAI», Zaporozh'e, «Motor Sich» Publ., 2017. 420 p.
5. Garkusha, A. I., Chigrin, V. S. *Dinamika i prochnost' detalej gazoturbinnyh dvigatelej* [Dynamics and strength of gas turbine engine parts]. Khar'kov, Nat. Aerospace Univ. «KhAI» Publ., 2012. 131 p.
6. Hronin, D. V. *Teorija i raschet kolebanij v dvigatel'nyh letatel'nyh apparatov* [Theory and calculation of oscillation of aircraft engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ, 1970. 412 p.
7. V'junov, S. A. *Konstrukcija i proektirovanie aviacionnyh gazoturbinnyh dvigatelej* [Design and engineering of aircraft gas turbine engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ, 1989. 368 p.

Поступила в редакцію 15.05.2021, розглянута на редколегії 16.08.2021

МОДЕЛЮВАННЯ ДИНАМІЧНОЇ ДІЇ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА НА КРИЛО ЛІТАКА ПРИ ВІДРИВІ ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА

С. В. Філіпковський, В. С. Чигрин, О. О. Соболев, Л. О. Філіпковська

Однією з вимог до літака що проектується є здатність продовжити політ і здійснити посадку при пошкодженні одного із двигунів. Одним з розрахункових випадків пошкодження двигуна є відрив лопатки вентилятора. Це пошкодження спричинює великі вібрації як самого двигуна, так і конструкції літака. Розроблено розрахункові моделі й методи дослідження коливань двигуна з ушкодженням у вигляді відриву лопатки; проведені чисельні дослідження нестационарних коливань двигуна, що підвищений на пілоні під крилом літака. При цьому розглянуто такі варіанти навантажень: робота двигуна з дисбалансом вентилятора до відключення, що здійснює льотчик; різке гальмування й заклинювання ротора вентилятора в результаті поломки передньої пружної опори ротора, що може відбутися при відриві лопатки; гальмування ротора після відключення двигуна. Передні опори роторів – шарикопідшипники, установлені в пружних елементах «білічне колесо». Шарикопідшипник моделюється твердим шарніром. Зовні пружного елемента розташовані дві тонкостінні обечайки, що є проміжними силовими елементами. При збільшенні дисбалансу ротора вентилятора вибирається зазор у масляному демпфері, корпус демпфера сідає на обечайки, включаючи в роботу їхню жорсткість. Таким чином, характеристика жорсткості опори є білінійною. Коефіцієнти жорсткості пружного

елемента «біляче колесо» і обичайок передньої опори визначені методом чисельного моделювання. Ротор вентилятора моделюється твердим тілом на підшипникових опорах. Статор двигуна моделюється твердим тілом на пружній підвісці. Пілон і елементи пружної підвіски двигуна моделюються балками змінного перетину, що працюють одночасно на розтягування, крутіння й вигин. Виконано чисельний аналіз перехідних процесів коливань двигуна Д-436-148ФМ що підвішений на пілоні літака Ан-178. У тому числі розглянутий найбільш небезпечний випадок пошкодження – руйнування пружної підшипникової опори після відриву лопатки вентилятора. Результати розрахунків представлені у вигляді графіків залежностей від часу сил у підшипникових опорах і в шарнірах кріплення двигуна.

Ключеві слова: двигун; ротор; пошкодження; дисбаланс; вібрація; чисельне моделювання.

SIMULATION OF DYNAMIC IMPACT OF AN AIRCRAFT ENGINE ON AIRCRAFT WING CAUSED BY A FAN BLADE BREAKAWAY

S. Filipkovsky, V. Chigrin, A. Sobolev, L. Filipkovskaja

One of the requirements for a projected aircraft is the ability to continue flying and land in the event of a breakdown of one of the engines. One of the calculated cases of engine breakdown is a fan blade breakaway. This phenomenon causes large vibrations of both the engine itself and the aircraft structure. Design model and method for studying engine vibrations with damage in the form of blade breakaway have been developed; numerical studies of unsteady vibrations of an engine suspended on a pylon have been carried out. Herewith, the following load options are considered: engine operation with fan imbalance before shutdown, which is performed by the pilot; sharp braking and jamming of the fan rotor as a result of breakage of the front elastic support of the rotor, which can occur when the blade breaks off; braking the rotor after turning off the engine. The front bearing of the rotor is ball the bearing installed in elastic elements "squirrel wheel". The ball bearing is modeled as a rigid joint. Outside the elastic element, there are two thin-walled shells, which are intermediate load-bearing elements. With an increase in the imbalance of the fan rotor, the gap in the oil damper closes, the damper housing sits on the shells, switching on their rigidity to work. Thus, the stiffness characteristic of the support is bilinear. The stiffness coefficients of the elastic element "squirrel wheel" and the front support shells are determined by the method of numerical simulation. The fan rotor is modeled as a solid body on bearing supports. The stator of the engine is modeled by a rigid body on an elastic suspension. The pylon and the elastic engine mount elements are modeled by beams of variable cross-section operating simultaneously in tension, torsion and bending. A numerical analysis of the transient vibration processes of the D-436-148FM engine on the pylon of the An-178 airplane is carried out. The most dangerous case of damage as the breakdown of the bearing support after the fan blade breakaway is investigated. The results of the calculations are the graphs of the forces in the bearing arrangements and in the hinges of the engine mounting depended on time.

Keywords: engine; rotor damage; unbalance; vibration; numerical simulation.

Филипковский Сергей Владимирович – д-р техн. наук, ст. науч. сотр., проф. каф. проектирования самолётов и вертолётотв, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Чигрин Валентин Семёнович – канд. техн. наук, доц., проф. каф. конструкции авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Соболев Александр Александрович – науч. сотр. каф. проектирования самолётов и вертолётотв, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Филипковская Лариса Алексеевна – канд. техн. наук, доц., доц. каф. экономики и маркетинга, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Sergey Filipkovsky – D-r of Technical Science, Senior Researcher, Professor of Dept. of Airplanes and Helicopters Design, Kharkov, National Aerospace University "Kharkov Aviation Institute", Ukraine, e-mail: svfil@inbox.ru, ORCID: 0000-0003-2861-8032, Scopus Author ID: 57004895100.

Valentin Chigrin – PhD, Professor of Dept. of aviation engine design, National Aerospace University "Kharkov Aviation Institute", Kharkov, Ukraine, e-mail: chigrin_vs@ukr.net, ORCID: 0000-0003-1837-0811.

Alexandr Sobolev – researcher of Dept. of Airplanes and Helicopters Design, Kharkov, National Aerospace University "Kharkov Aviation Institute", Ukraine, e-mail: asc_khai@khai.edu, ORCID: 0000-0002-2151-003X.

Larisa Filipkovskaja – PhD, Associate professor of Dept. of Economics and Marketing, National Aerospace University "Kharkov Aviation Institute", Kharkov, Ukraine, e-mail: l.filipkovska@gmail.com, ORCID: 0000-0001-8532-5274, Scopus Author ID: 57205459257.