

С. В. ФИЛИПКОВСКИЙ, В. С. ЧИГРИН, Н. С. ТОПАЛ, Л. А. ФИЛИПКОВСКАЯ*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков***МЕТОД ИССЛЕДОВАНИЯ ВИБРАЦИИ КОРПУСА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ОТРЫВЕ ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА**

В соответствии с Авиационными правилами на этапе проектирования производится расчёт прочности конструкции самолёта при отрыве лопатки и разрушении подшипника двигателя, которые вызывают большие вибрации. На этапе доводки эти расчёты должны подтверждаться испытаниями. Наиболее эффективным способом проведения динамических испытаний в настоящее время является численное моделирование, так как оно даёт возможность исследовать влияние большого количества различных факторов, выполнить анализ колебаний конструкции на тех режимах, которые невозможно или опасно воспроизводить на натурных испытаниях, существенно экономит время и материальные ресурсы.

Выполнены исследования переходных колебательных процессов для упрощённой расчётной модели линейного деформирования подшипниковых опор. При этом рассмотрен наиболее опасный случай повреждения – отрыв лопатки вентилятора.

Двигатель крепится к пилону в пяти точках: две точки крепления к передней траверсе и две точки крепления к задней траверсе представляют собой шарниры с осями параллельными оси двигателя; пятая точка является шарниром с осью перпендикулярной вертикальной плоскости. В этой точке двигатель крепится к штанге съёма тяги. В первом приближении полагаем, что корпус является твёрдым телом и его центр масс находится на оси вращения ротора. Траверсы считаем упругими балками, работающими на изгиб, а штангу съёма тяги упругим стержнем, работающим на растяжение. Ротор моделируем твёрдым 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.

Получены амплитудно-частотная характеристика ротора, зависимости от времени перемещений опорных сечений и траектории центров опорных сечений ротора относительно статора. Построены амплитудно-частотная характеристика двигателя с ротором, а также зависимости обобщённых координат статора от времени. Выполнен анализ применимости разработанной модели и метода расчёта для разных случаев повреждения ротора и его опор. Показаны важность и перспективы продолжения исследований с нелинейными расчётными моделями.

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

Введение

В соответствии с Авиационными правилами на этапе проектирования производится расчёт прочности конструкции самолёта при отрыве лопатки ротора и разрушении подшипника двигателя, которые вызывают большие вибрации. На этапе доводки эти расчёты должны подтверждаться испытаниями. Разработчик и производитель двигателя проводит соответствующие расчёты и испытания двигателя, но их результатов недостаточно для определения реакции планера самолёта на такие повреждения.

Наиболее эффективным способом проведения динамических испытаний в настоящее время является численное моделирование потому, что оно даёт возможность исследовать влияние большого количества различных факторов, выполнить анализ колебаний конструкции на тех режимах, которые не-

возможно или опасно воспроизводить на натурных испытаниях, существенно экономит время и материальные ресурсы [1].

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

1. Постановка задачи

Задачами исследования являются: разработка физической модели двигателя с повреждением в виде отрыва лопатки; разработка математической модели двигателя, отражающей разработанную физическую модель с помощью наименьшего достаточного количества уравнений; разработка метода решения полученной системы уравнений; проведение численных исследований нестационарных колебаний двигателя,

повешенного на пилоне. На данном этапе выполнены исследования переходных колебательных процессов для упрощённой расчётной модели линейного деформирования подшипниковых опор и вязкого демпфирования в опоре с кольцевыми упругими элементами и с перетеканием масла между кольцами. При этом рассмотрен наиболее опасный случай повреждения – отрыв лопатки вентилятора.

2. Разработка расчётной модели

Исследуемый двигатель содержит три соосных ротора: вентилятора, компрессора низкого давления и компрессора высокого давления. Все три ротора установлены на идентичных упругих опорах, которые закреплены в статоре двигателя. Между валами роторов нет упругих связей. Поэтому в первом приближении можно считать, что колебания каждого ротора не влияют на колебания остальных роторов. На данном этапе будем рассматривать колебания ротора вентилятора после отрыва лопатки, полагая, что остальные два ротора хорошо сбалансированы и их колебания не заметны на фоне колебаний первого ротора.

Корпус считаем твёрдым телом. В первом приближении полагаем, что центр масс находится на оси вращения ротора. Двигатель крепится к пилону в пяти точках: две точки крепления к передней траверсе и две точки крепления к задней траверсе представляют собой шарниры с осями параллельными оси двигателя; пятая точка является шарниром с осью перпендикулярной вертикальной плоскости. В этой точке двигатель крепится к штанге съёма тяги. Траверсы считаем упругими балками, работающими на изгиб, а штангу съёма тяги упругим стержнем, работающим на растяжение.

Ротор считаем твёрдым телом на подшипниковых опорах потому, что 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 [2].

Передняя опора со стержневыми упругими элементами является упругой связью без демпфирования, а задняя опора с кольцевыми упругими элементами и с перетеканием масла между кольцами – упруго-демпферной связью.

Корпус как твёрдое тело имеет шесть степеней свободы: перемещения по направлениям координатных осей x_C , y_C и z_C , где точка C – центр масс, и повороты вокруг координатных осей φ_x , φ_y и φ_z .

Ротор как твёрдое тело также имеет шесть степеней свободы, но вращение вокруг продольной оси исключается из колебательных степеней свободы. Кроме того, перемещения вдоль продольной оси

происходят вместе со статором, так как подшипниковые опоры деформируются поперёк оси вращения и не деформируются вдоль оси. То есть перемещение вдоль продольной оси является общей степенью свободы ротора и статора. В итоге к шести степеням свободы статора добавляются четыре степени свободы ротора. Таким образом, получается система с десятью степенями свободы.

В силу осевой симметрии положение ротора в пространстве определяется положением его оси. Положение оси в пространстве однозначно определяется положением двух её точек. В качестве этих точек удобнее всего взять точки в опорных сечениях ротора.

Начало координат поместим в передней опоре ротора, как показано на рис. 1. Точки крепления обозначены на рисунке цифрами 1 – 5.

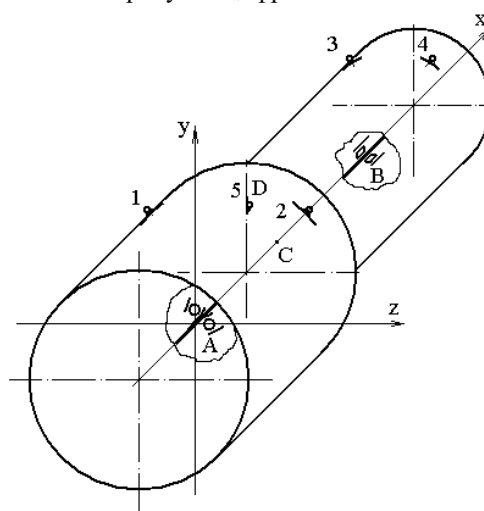


Рис. 1. Расчётная схема двигателя

Углы поворота φ_y и φ_z малы настолько, что можно считать перемещение по оси x одинаковым для всех точек ротора и статора. Остальные обобщённые координаты, то есть перемещения опорных сечений ротора по координатным осям, обозначим Y_{rA} , Y_{rB} , Z_{rA} , Z_{rB} .

Перемещения точки C_r , лежащей на оси ротора, определяется через обобщённые координаты формулами

$$Y_{rC} = Y_{rA} \left(1 - \frac{l_{rC}}{l_{AB}} \right) + Y_{rB} \frac{l_{rC}}{l_{AB}},$$

$$Z_{rC} = Z_{rA} \left(1 - \frac{l_{rC}}{l_{AB}} \right) + Z_{rB} \frac{l_{rC}}{l_{AB}}, \quad (1)$$

где l_{rC} и l_{AB} – расстояния, показанные на рис. 2.

Углы поворота вычисляются по формулам

$$\varphi_{ry} = \frac{Z_{rA} - Z_{rB}}{l_{AB}}, \quad \varphi_{rz} = \frac{Y_{rB} - Y_{rA}}{l_{AB}}. \quad (2)$$

Положение твёрдого тела в пространстве одно-

значно определяется положением трёх его точек. Первыми двумя точками целесообразно выбрать центры подшипниковых опор. Тогда запись уравнений связей ротора и статора будет самой простой. В качестве третьей точки выберем узел крепления к статору штанги съёма тяги (точка D, которая совпадает с точкой 5 на рис. 1).

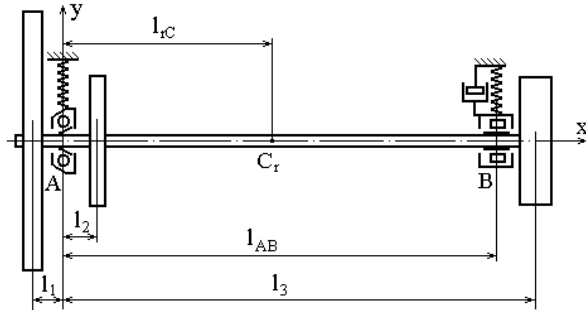


Рис. 2. Расчётная схема ротора

Общее для всех точек ротора и статора перемещение по оси x обозначим x_A . Перемещения центров подшипниковых опор по координатным осям обозначим $u_{kA}, u_{kB}, z_{kA}, z_{kB}$. Перемещение точки D, перпендикулярное плоскости треугольника ABD, будет по оси z . Обозначим его z_k . Запишем перемещения точек крепления и перемещения центра масс корпуса как функции обобщённых координат. С учётом того, что углы поворота корпуса двигателя при колебаниях относительно крыла самолёта малы, получатся линейные зависимости.

3. Уравнения колебаний двигателя

Для вывода уравнений колебаний воспользуемся уравнениями Лагранжа второго рода.

Кинетическая энергия складывается из кинетических энергий ротора и статора. В первом приближении будем считать ротор валом с тремя дисками, как показано на рис. 2. Диски моделируют вентилятор, подпорную ступень компрессора и соответствующую часть турбины.

Кинетическая энергия диска (например, вентилятора) T_1 определяется через обобщённые координаты следующей формулой [3]:

$$T_1 = \frac{I_1}{2} \left(\frac{\dot{z}_{rA} - \dot{z}_{rB}}{l_{AB}} \right)^2 + \frac{I_1}{2} \left(\frac{\dot{y}_{rB} - \dot{y}_{rA}}{l_{AB}} \right)^2 + \frac{I_{01}}{2} \Omega^2 + I_{01} \Omega \left(\frac{\dot{z}_{rA} - \dot{z}_{rB}}{l_{AB}} \right) \left(\frac{y_{rB} - y_{rA}}{l_{AB}} \right) + \frac{m_1}{2} \dot{x}_A^2 + \frac{m_1}{2} \left[\dot{y}_{rA} \left(1 - \frac{l_1}{l_{AB}} \right) + \dot{y}_{rB} \frac{l_1}{l_{AB}} - a\Omega \sin \Omega t \right]^2 + \frac{m_1}{2} \left[\dot{z}_{rA} \left(1 - \frac{l_1}{l_{AB}} \right) + \dot{z}_{rB} \frac{l_1}{l_{AB}} + a\Omega \cos \Omega t \right]^2, \quad (3)$$

где I_1 и I_{01} – экваториальный и полярный моменты инерции диска,

Ω – угловая скорость ротора,

m_1 и a – масса и эксцентриситет диска.

Кинетические энергии остальных дисков и вала вычисляются с помощью аналогичных формул, но у вала не учитывается эксцентриситет.

Кинетическая энергия статора определяется через обобщённые координаты формулой

$$T_k = \frac{m_k}{2} \left[\dot{x}_A^2 + \dot{y}_{kA} \left(1 - \frac{l_C}{l_{AB}} \right) + \dot{y}_{kB} \frac{l_C}{l_{AB}} \right]^2 + \frac{m_k}{2} \left[\dot{y}_{kA} \left(1 - \frac{l_C}{l_{AB}} \right) + \dot{y}_{kB} \frac{l_C}{l_{AB}} \right]^2 + \frac{I_{kx}}{2} \left[\frac{\dot{z}_k - \dot{z}_{kA}}{h_5} \left(1 - \frac{l_5}{l_{AB}} \right) - \frac{\dot{z}_{kB}}{h_5} \frac{l_5}{l_{AB}} \right]^2 + \frac{I_{ky}}{2} \left(\frac{\dot{z}_{kA} - \dot{z}_{kB}}{l_{AB}} \right)^2 + \frac{I_{kz}}{2} \left(\frac{\dot{y}_{kB} - \dot{y}_{kA}}{l_{AB}} \right)^2, \quad (4)$$

где m_k – масса статора,

I_{kx}, I_{ky}, I_{kz} – моменты инерции статора,

l_5, h_5 – координаты точки 5 по осям x, y .

Потенциальная энергия системы состоит их энергий упругих деформаций подшипниковых опор и узлов крепления двигателя. Подшипниковые опоры деформируются в направлениях, перпендикулярных оси вращения, их энергия деформации определяется формулой

$$\Pi_r = \frac{k_{rA}}{2} \left[(y_{rA} - y_{kA})^2 + (z_{rA} - z_{kA})^2 \right] + \frac{k_{rB}}{2} \left[(y_{rB} - y_{kB})^2 + (z_{rB} - z_{kB})^2 \right], \quad (5)$$

где k_{rA}, k_{rB} – коэффициенты жёсткости опор.

Узлы крепления двигателя к траверсам воспринимают только поперечную нагрузку и, соответственно, деформируются только в поперечном направлении. Их энергия деформации определена формулой

$$\Pi_{tr} = \frac{k_{12y}}{2} (y_1^2 + y_2^2) + \frac{k_{12z}}{2} (z_1^2 + z_2^2) + \frac{k_{34y}}{2} (y_3^2 + y_4^2) + \frac{k_{34z}}{2} (z_3^2 + z_4^2), \quad (6)$$

где $k_{12y}, k_{12z}, k_{34y}, k_{34z}$ – изгибные жёсткости передней и задней траверсы по направлениям координат y, z ;

$u_1, u_2, u_3, u_4, z_1, z_2, z_3, z_4$ – перемещения точек крепления двигателя по тем же осям.

Узел крепления штанги съёма тяги воспринимает нагрузку в вертикальной плоскости. Штанга

воспринимает продольную нагрузку. Её энергия деформации определяется формулой

$$\Pi_{st} = \frac{k_5 \cos \beta}{2} x_5^2 + \frac{k_5 \sin \beta}{2} y_5^2, \quad (7)$$

где k_5 – жёсткость штанги на растяжение,

β – угол между штангой и осью x ,

x_5, y_5 – перемещения точки 5 по осям x, y .

Вязкое демпфирование присутствует только в задней подшипниковой опоре, поэтому диссипативная функция Φ имеет вид

$$\Phi = \frac{c_2}{2} \left[(\dot{y}_{rB} - \dot{y}_{kB})^2 + (\dot{z}_{rB} - \dot{z}_{kB})^2 \right], \quad (8)$$

где c_2 – коэффициент вязкого демпфирования задней опоры.

Обобщённая сила вязкого сопротивления Q_j определена формулой

$$Q_j = -\frac{\partial \Phi}{\partial \dot{q}_j}. \quad (9)$$

Подставляем (3) – (9) в уравнения Лагранжа, выполняем дифференцирование по обобщённым координатам и обобщённым скоростям и получаем систему десяти уравнений колебаний. При этом учитываем, что в (6) и (7) перемещения узлов крепления надо заменить выражениями связи с обобщёнными координатами.

4. Численные исследования колебаний

В первую очередь исследуем колебания ротора на подшипниковых опорах, считая статор двигателя неподвижным основанием. Ориентировочные значения размеров ротора, масс и моментов инерции дисков, а также жёсткости опор выбраны из Руководства по технической эксплуатации [4] и из учебной литературы по авиационным двигателям [5]. Получены зависимости от времени перемещений опорных сечений и траектории центров опорных сечений (рис. 3).

Далее исследованы колебания двигателя на узлах крепления. Ориентировочные значения размеров и масс выбраны из тех же источников. Получены зависимости от времени обобщённых координат статора и зависимости от времени усилий в узлах крепления (рис. 4).

Принятая в первом приближении модель подшипниковых опор с линейной характеристикой упругости была разработана для сбалансированного ротора. Эта модель пригодна для исследования колебаний двигателя от дисбаланса, который возникает при отрыве небольшой лопатки ротора, когда двигатель продолжает работать. Применение этой модели для ротора с большим дисбалансом, который возникает в результате отрыва лопатки вентилятора, приводит к тому, что в расчёте приводит к большим перемеще-

ниям опорных сечений ротора, которые не соответствуют действительности (рис. 3). При этом получаются заниженные значения усилий в узлах крепления.

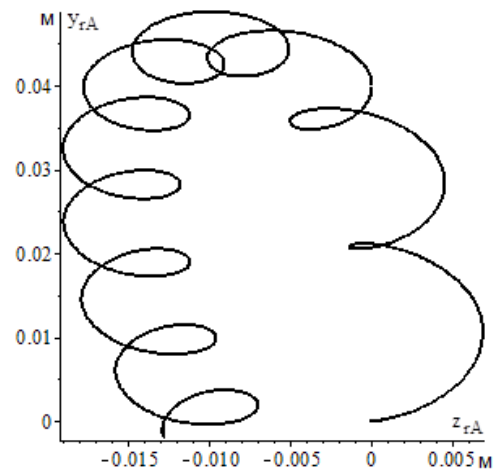


Рис. 3. Траектории центра переднего опорного сечения ротора

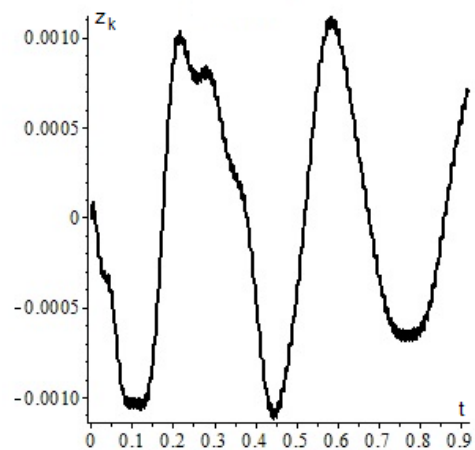


Рис. 4. Зависимость от времени обобщённой координаты статора z_k

Для более точного решения поставленных задач надо принять кусочно-линейную модель подшипниковой опоры до выбора зазора между подшипниковой опорой и корпусом. Для исследования дальнейшего движения ротора и колебаний двигателя надо разработать модель разрушения подшипниковой опоры и модель заклинивания лопаточного колеса застрявшей лопаткой вентилятора. При этом следует использовать результаты испытаний двигателя при отрыве лопатки вентилятора.

Заключение

В работе предложены модель и метод численных исследований колебаний двигателя при отрыве лопатки. Составлены программы расчёта и опреде-

лены в первом приближении усилия, возникающие в узлах подвески двигателя.

Разработанные метод и компьютерные программы пригодны для расчёта усилий и моментов в двигателе не только в линейной постановке в первом приближении, но и в нелинейной постановке задачи с моделью разрушающихся опоры и подшипника, а также поломки вала и заклинивания ротора. Разработка более сложных моделей приведёт к увеличению количества степеней свободы и, соответственно, к увеличению количества уравнений в системе. При необходимости можно учесть влияние вращения остальных роторов, что также приведёт к увеличению количества степеней свободы и уравнений в системе. При этом алгоритм решения останется прежним.

Литература

1. Филиповский, С. В. Методы и технологии проектирования упруго-демпферных элементов аэрокосмической техники [Текст]: дис. ... д-р техн. наук : 05.07.02 / Филиповский Сергей Владимирович. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2018. – 373 с.
2. Хронин, Д. В. Теория и расчет колебаний в двигателях летательных аппаратов [Текст] / Д. В. Хронин. – М. : Машиностроение, 1970. – 412 с.
3. Диментберг, Ф. М. Изгибные колебания вращающихся валов : [Текст] / Ф. М. Диментберг. – М. : АН СССР, 1959. – 248 с.

4. Трехвальный ТРДД Д-436-148. Руководство по технической эксплуатации 6370040000 РЭ (в трёх книгах): книга 1 [Текст]. – Запорожье : изд-во ГП «Ивченко-Прогресс», 2008. – 1004 с.

5. Чигрин, В. С. Конструкция и прочность авиационных двигателей [Текст]: учеб. пособие / В. С. Чигрин. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», Запорожье : изд-во АО «Мотор Сич», 2017. – 420 с.

References

1. Filipkovskii, S. V. *Metody i tekhnologii proektirovaniya uprugо-dempfernykh elementov aэrokosmicheskoi tekhniki*. Diss. doct. tekhn. nauk [Methods and technologies for the design of elastic-damping elements of aerospace engineering. Dr. tekhn. sci. diss.], Kharkov, 2018. 373 p.
2. Hronin, D. V. *Teorija i raschet kolebanij v dvigatel'jah letatel'nyh apparatov* [Theory and calculation of oscillation of aircraft engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1970. 412 p.
3. Dimentberg, F. M. *Izhibnye kolebaniya vrashchayushchikhsya valov* [Flexural vibrations of rotating shaft]. Moscow, AN USSR Publ., 1959. 248 p.
4. *Trekhval'nyi TRDD D-436-148. Rukovodstvo po tekhnicheskoi ekspluatatsii: kniga 1* [Three-shaft turbofan engine D-436-148. Technical Manual] 6370040000 RE (In three books): book 1, Zaporozh'e, «Ivchenko-Progress» Publ., 2008. 1004 p.
5. Chyhryn, V. S. *Konstruktziya i prochnost' aviatсионnykh dvigatelei* [Design and strength of aircraft engines] Kharkov, Nat. Aerospace Univ. «KhAI», Zaporozh'e, «Motor Sich» Publ., 2017. 420 p.

Поступила в редакцию 03.06.2020, рассмотрена на редколлегии 15.08.2020

МЕТОД ДОСЛІДЖЕННЯ ВІБРАЦІЇ КОРПУСУ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА ПРІ ВІДРИВІ ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА

С. В. Філіповський, В. С. Чигрин, М. С. Топал, Л. О. Філіповська

Відповідно до Авіаційних правил на етапі проектування проводиться розрахунок міцності конструкції літака при відриві лопатки і руйнуванні підшипника двигуна, які викликають великі вібрації. На етапі доведення ці розрахунки мають бути підтвержені випробуваннями. Найбільш ефективним способом проведення динамічних випробувань в даний час є чисельне моделювання, тому що воно дає можливість досліджувати вплив великої кількості різних факторів, виконати аналіз коливань конструкції на тих режимах, які неможливо або небезпечно відтворювати на натурних випробуваннях, істотно заощаджує час і матеріальні ресурси.

Виконані дослідження перехідних коливальних процесів для спрощеної розрахункової моделі лінійного деформування підшипникових. При цьому розглянуто найбільш небезпечний випадок пошкодження – відрив лопатки вентилятора.

Двигун кріпиться до пілона в п'яти точках: дві точки кріплення до передньої траверси і дві точки кріплення до задньої траверси є шарніри з осями паралельними осі двигуна; п'ята точка є шарніром з віссю перпендикулярній вертикальній площині. У цій точці двигун кріпиться до штанги знімання тяги. У першому наближенні вважаємо, що корпус є твердим тілом і його центр мас знаходиться на осі обертання ротора. Траверси вважаємо пружними балками, що працюють на вигин, а штангу знімання тяги пружним стрижнем, що працюють на розтяг. Ротор моделюємо твердим тілом на підшипникових опорах, тому що деформації деталей ротора малі в порівнянні з деформаціями підшипникових опор і нижча власна частота коливань ротора як пружного тіла на порядок вище частоти коливань ротора на підшипникових опорах.

Отримано амплітудно-частотну характеристику ротора, залежності від часу переміщень опорних перерізів і траєкторії центрів опорних перерізів ротора щодо статора. Побудована амплітудно-частотна характеристика двигуна з ротором, залежності від часу узагальнених координат. Виконано аналіз застосовності розробленої моделі та методу розрахунку для різних випадків пошкодження ротора і його опор. Показані важливість і перспективи продовження досліджень з нелінійними розрахунковими моделями.

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

RESEARCH METHOD OF THE AIRCRAFT ENGINE HOUSING VIBRATION WHEN THE FAN BLADE ABRUPTION

S. Filipkovsky, V. Chyhryn, N. Topal, L. Filipkovskaja

Following the Certification Specifications, at the design stage, the structural strength of the aircraft is calculated when the blades abruption and the engine bearing is destroyed, which cause large vibrations. At the finalization stage, these calculations should be confirmed by tests. The most effective way of dynamic test operation now is a numerical simulation because it makes it possible to study the influence of a large number of different factors, to analyze structural vibrations in those modes that are impossible or dangerous to reproduce in full-scale tests, significantly saving time and material resources.

Studies of transient vibrational processes for a simplified calculation model of linear deformation of bearing assembly were performed. The most dangerous case of damage to the fan blade abruption is considered.

The engine is attached to the pylon at five points. Two attachment points to the front traverse and two attachment points to the rear traverse are hinges with axes parallel to the axis of the engine. The fifth point is a hinge with an axis perpendicular to the vertical plane. At this point, the engine is attached to the pull rod. In the first approximation, we assume that the body is solid, and its center of mass is located on the axis of rotation of the rotor. We consider traverses as elastic beams working in bending, and the rod for lifting the thrust as an elastic rod working in tension. We simulate the rotor with a solid body on bearings, since the deformations of the rotor parts are small in comparison with the deformations of the bearings and the lowest natural frequency of the oscillations of the rotor as an elastic body is an order of magnitude higher than the frequencies of the rotors on the bearings.

The frequency response of the rotor, the dependence on the time of movement of the support sections, and the orbits of the centers of the support sections of the rotor relative to the stator are obtained. The frequency response of the engine with the rotor, the dependence on the time of the generalized stator coordinates is constructed. An analysis of the applicability of the developed model and calculation method for different cases of damage to the rotor and its bearings is carried out. The importance and prospects of continuing research with nonlinear calculation models are shown.

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

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

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

Топал Николай Саввович – доц. 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, Associate professor of Dept. of Airplanes and Helicopters Design, Kharkov, National Aerospace University "Kharkov Aviation Institute", Ukraine, e-mail: svfil@inbox.ru, ORCID Author ID: 0000-0003-2861-8032, Scopus Author ID: 57004895100.

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

Nikolay Topal – Associate professor of Dept. of Airplanes and Helicopters Design, Kharkov, National Aerospace University "Kharkov Aviation Institute", Ukraine, e-mail: asc_khai@khai.edu, ORCID Author ID: 0000-0002-4901-8653.

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 Author ID: 0000-0001-8532-5274, Scopus Author ID: 57205459257.