

На правах рукописи



Мясников Владислав Юрьевич

**Разработка метода расчета динамической нагрузки на
элементы силовой схемы авиационного двигателя при
обрыве лопатки вентилятора**

Специальность:

1.1.7 – Теоретическая механика, динамика машин

Автореферат диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2023

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э. Баумана)

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор
Белкин Александр Ефимович

Официальные оппоненты: **Нихамкин Михаил Шмерович**,
доктор технических наук, профессор,
профессор кафедры «Авиационные двигатели»,
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Пермский национальный исследовательский политехнический университет» (ПНИПУ)
Насонов Дмитрий Александрович,
доктор технических наук, доцент,
ведущий научный сотрудник отдела Виброакустики машин,
Федеральное государственное бюджетное учреждение науки «Институт машиноведения им. А.А. Благонравова Российской академии наук» (ИМАШ РАН)

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ)

Защита состоится «31» мая 2023 г. в 15:00 на заседании диссертационного совета 24.2.331.12 при Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, ул. 2-я Бауманская, д.5, стр. 1. Ваш отзыв на автореферат в двух экземплярах, заверенных печатью, просим выслать по указанному адресу.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана и на сайте www.bmstu.ru. Телефон для справок: +7(499)263-66-39

Автореферат разослан «___» _____ 2023 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета,
д.т.н., доцент



Мурашов
Михаил Владимирович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Рабочие лопатки вентилятора авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) подвержены значительным центробежным и вибрационным нагрузкам, условия их работы осложнены возможностью попадания посторонних предметов. Эти факторы могут привести к полному или частичному разрушению лопатки. Характер нагрузок, действующих на лопатку, и способ ее закрепления обуславливают наибольшую вероятность разрушения лопатки в корневом сечении вблизи замкового соединения. Такой тип разрушения принято называть обрывом лопатки вентилятора (ОЛВ).

ОЛВ может привести к повреждениям не только двигателя, но даже крыла и фюзеляжа летательного аппарата (ЛА). Согласно Авиационным правилам разрушение лопатки не должно приводить к опасным, связанным с двигателем последствиям, к которым относятся образование нелокализованных фрагментов, обладающих высокой кинетической энергией, отделение двигателя от ЛА (при разрушении элементов подвески), неконтролируемый пожар и др. Их отсутствие при ОЛВ подтверждается путем проведения сертификационных испытаний с обрывом лопатки на двигателе. Узлы и детали двигателя, прошедшего подобные испытания, как правило, оказываются непригодны к дальнейшей эксплуатации. Это определяет высокую стоимость испытаний и стремление к успешному их проведению с первой попытки. Нагрузки, возникающие при ОЛВ, являются максимальными для многих деталей двигателя, их значения должны быть известны на этапе проектирования для проведения расчетов на прочность.

В подобных условиях актуальной становится задача разработки моделей и методов расчета, предназначенных для анализа динамики и определения нагрузки на элементы конструктивно-силовой схемы ГТД после обрыва лопатки.

Степень разработанности темы. Основными причинами роста нагрузок при ОЛВ являются: удар оборвавшейся лопатки о корпус вентилятора, практически мгновенное возникновение в роторе низкого давления (НД) дисбаланса, многократно превышающего штатный, и прохождение критической частоты вращения ротора НД при падении оборотов после ОЛВ. Сложность динамического процесса затрудняет учет всех значимых факторов в рамках одной математической модели. Большинство исследователей сосредотачивает свое внимание либо на анализе удара лопатки о корпус, либо на моделировании динамики системы роторов и корпусов двигателя под действием мгновенно возникающей силы от дисбаланса.

Основной задачей при анализе удара лопатки о корпус является оценка способности корпуса удержать фрагменты оборвавшейся лопатки. Для такой оценки разработан ряд аналитических критериев. Широко

применяются экспериментальные исследования. В последнее время распространено прямое моделирование динамики с применением метода конечных элементов (МКЭ).

Вопросы динамики разбалансированного ротора изучаются уже на протяжении многих десятилетий. Исследования, выполненные в ранние периоды, относятся, как правило, к простейшим моделям роторов. Получены уравнения движения ротора, изучены основные характеристики установившегося движения и переходных процессов. В последние годы благодаря развитию вычислительных средств эти вопросы исследуются более детально с учетом сложной геометрии современных роторов ГТД, контакта ротор-корпус и нелинейных эффектов в опорах.

Несмотря на продолжительную историю развития вопроса и наличие ряда математических моделей динамики двигателя, вопрос определения нагрузок на элементы силовой схемы при ОЛВ и последующем выбеге роторов не может считаться полностью решенным. Предложенные подходы не лишены недостатков. Основными следует считать отсутствие учета или значительные упрощения при моделировании контакта ротор-корпус, слабую обоснованность принятых законов изменения частот вращения роторов на выбеге и чрезмерно большое число степеней свободы расчетных моделей.

Целью диссертационной работы является создание научных основ и инструментальных средств расчета динамической нагрузки на элементы силовой схемы авиационного двигателя при ОЛВ.

Для достижения поставленной цели решаются следующие **задачи**:

- 1) разработка метода моделирования динамики разбалансированного ротора с учетом контактного взаимодействия с корпусом через податливый венец лопаток и изменения частоты вращения ротора под действием сил в контакте и других сил сопротивления;
- 2) реализация предложенного метода в виде набора программ;
- 3) проверка корректности работы программ на основе сопоставления с результатами решения модельных задач в комплексе MSC Nastran;
- 4) оценка погрешности при определении нагрузок, передающихся от ротора системе корпусов, на основе сопоставления результатов моделирования с использованием редуцированной модели и авторских программ и подробных расчетов в комплексе LS-Dyna;
- 5) исследование влияния жесткости венца лопаток, величины зазора между ротором и корпусом, трения в контакте и жесткости передней опоры ротора на динамику системы ротор-корпус при мгновенной разбалансировке и последующем выбеге ротора;
- 6) создания нелинейной модели авиационного двигателя и анализ его динамики при ОЛВ.

Научная новизна:

- 1) предложен и реализован новый метод моделирования динамики системы ротор-корпус, позволяющий учесть их взаимодействие через

податливый венец лопаток и изменение частоты вращения ротора за счет контактных сил и других сил сопротивления;

2) проведен подробный анализ влияния центробежной нагрузки, зазора и трения в контакте на податливость венца лопаток;

3) выявлены основные факторы, обуславливающие изменение нагрузок в системе ротор-корпус при изменении жесткости венца лопаток и жесткости передней опоры ротора;

4) построена модель и исследована динамика авиационного двигателя при ОЛВ, проведена оценка эффективности введения «слабого звена» в переднюю опору ротора и оценка влияния контактных взаимодействий на величины нагрузок на подвески двигателя.

Практическая значимость работы состоит в следующем:

1) применение разработанного метода расчета и программ позволяет определять нагрузки на элементы силовой схемы двигателя при ОЛВ на этапе проектирования и проводить расчеты на прочность его деталей и узлов;

2) применение предложенного метода расчета позволяет обеспечить успешное проведение сертификационного испытания с ОЛВ на двигателе;

3) использование редукции степеней свободы и упрощений при учете контакта принципиально снижает затраты машинного времени при сохранении необходимой точности, что позволяет оценить влияние различных вариантов конструкции на нагрузки при ОЛВ;

4) применение предложенного метода расчета позволяет разработать и оценить эффективность способов снижения нагрузок на элементы силовой схемы при ОЛВ.

Методы исследования, использованные в работе, включают классические методы теоретической механики и теории колебаний, нелинейной динамики, метод конечных элементов, методы редукции степеней свободы, а также явные и неявные методы численного интегрирования уравнений динамики.

Положения, выносимые на защиту:

1) метод численного расчета динамики системы ротор-корпус, позволяющий учесть взаимодействие через податливый венец лопаток и изменение частоты вращения ротора за счет контактных сил и других сил сопротивления;

2) результаты анализа влияния центробежной нагрузки, зазора и трения в контакте на податливость венца лопаток;

3) результаты анализа динамики системы ротор-корпус при варьировании жесткости венца лопаток и жесткости передней опоры ротора;

4) математическая модель, результаты численного моделирования и исследования динамики авиационного двигателя при обрыве лопатки вентилятора.

Достоверность основных научных результатов подтверждается:

- 1) использованием классических надежных подходов к решению задач механики и численному интегрированию уравнений движения;
- 2) учетом при проведении численного моделирования известных рекомендаций других исследователей;
- 3) сопоставлением результатов моделирования в разработанных программах с результатами, полученными в широко применяемых комплексах КЭ анализа, и результатами других авторов.

Апробация результатов исследования. По теме настоящего исследования сделаны доклады на следующих конференциях: юбилейная 30-я международная конференция молодых ученых и специалистов по проблемам машиностроения «МИКМУС 2018» (Москва, 2018); всероссийская научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов «Авиационные двигатели и силовые установки» (Москва, 2019); международная научно-техническая конференция «39th international JVE conference» (Санкт-Петербург, 2019); 79-я международная научно-методическая и научно-исследовательская конференция МАДИ (Москва, 2021); международная научно-техническая конференция по авиационным двигателям «ICAM 2020» (Москва, 2021); международная научно-техническая конференция «32nd Congress of the International Council of the Aeronautics Sciences» (Шанхай, 2021).

Публикации. По теме диссертации опубликовано 10 научных работ, из них 1 в рецензируемых журналах и изданиях, рекомендованных ВАК РФ для публикации результатов исследований и 4 статьи в зарубежных научных изданиях, входящих в перечень Scopus. Получены 2 патента РФ на полезную модель «Система опор ротора вентилятора турбореактивного двухконтурного двигателя» № 193789 и № 193820.

Структура и объем диссертационной работы. Работа состоит из введения, пяти глав, заключения, списка использованных источников. Диссертационная работа изложена на 174 страницах, содержит 104 рисунка и 9 таблиц. Список использованных источников включает 121 наименование.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении приведено обоснование актуальности исследования, выполненного в рамках диссертации, обозначена его цель, определены задачи. Сформулированы научная новизна, практическая значимость работы и положения, выносимые на защиту.

В первой главе описаны структура и основные элементы силовой схемы авиационного ГТД, выявлены факторы, вызывающие повышение нагрузок на элементы силовой схемы при ОЛВ. Представлены сведения об известных случаях ОЛВ в полете и проанализированы их последствия. Отмечены особенности динамического процесса после ОЛВ, учет которых принципиален для корректного определения нагрузок.

Во **второй главе** проведен обзор известных методов моделирования динамики системы ротор-корпус при ОЛВ. Рассмотрены работы, посвященные как анализу взаимодействия оборвавшейся лопатки с корпусом и следом идущими (R. Jain, K.S. Carney, C. Lawrence, J.B. Husband, K. Sengoz, Ю.Н. Шмотин, Д.В. Габов, И.Л. Гладкий), так и исследованию движения разбалансированного ротора, сопровождающегося контактом с корпусом и изменением частоты вращения (S.K. Sinha, P. Yu, Y. Ma, А.Н. Никифоров, О.А. Волоховская, А.Д. Куракин, М.Ш. Нихамкин, М.К. Леонтьев). Выявлены основные особенности динамики системы. Особо выделен подход к созданию динамической модели двигателя, впервые предложенный специалистами фирм Boeing, GE, MSC (M. Heidari, S.K. Sinha, R. Sadeghi), который учитывает нагрузки, связанные и с ударом лопатки по корпусу, и с прохождением резонансного режима. Проанализированы распространенные модели учета контакта ротор-корпус. Отмечены их преимущества и недостатки. Кратко описаны методы и примеры создания моделей роторов и корпусов с сокращенным числом степеней свободы.

В **третьей главе** представлен метод моделирования динамики системы ротор-корпус, позволяющий учесть их взаимодействие через податливый венец лопаток и изменение частоты вращения ротора.

Для упрощенной системы с безмассовым валом, установленным на жестких опорах и несущим симметричный тонкий диск с полярным моментом инерции J_p (Рисунок 1), составлены уравнения движения ротора при переменной частоте вращения и возможном контакте с корпусом. Уравнения получены на основе теорем об изменении количества движения и главного момента количества движения при относительном движении по отношению к центру масс.

В качестве степеней свободы выбраны перемещения центра масс диска в неподвижной системе координат y_0, z_0 и углы наклона плоскости диска к осям этой системы координат α_y, α_z .

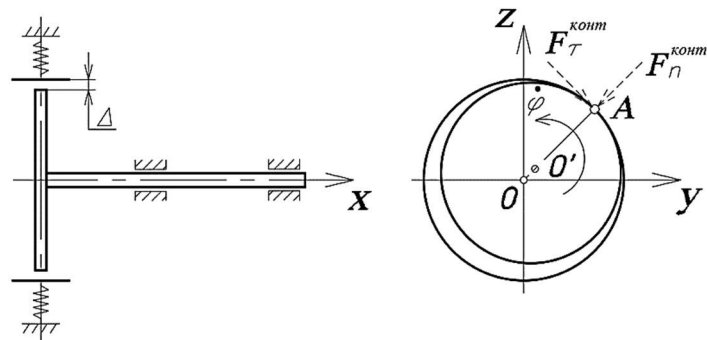


Рисунок 1. Упрощенная модель системы ротор-корпус

В векторно-матричной форме с учетом диссипации система уравнений имеет вид (1), (2). Здесь и далее точкой обозначена производная по времени.

$$\begin{cases} [M]\{\ddot{q}\} + ([D] + \dot{\phi}[G])\{\dot{q}\} + ([K] + \ddot{\phi}[C])\{q\} = \{f\} \\ J_p \ddot{\phi} = T^{\text{внешн}} \end{cases}, \quad (1) \quad (2)$$

где ϕ – угол поворота ротора вокруг собственной оси; $[M]$ – матрица масс;

$\dot{\phi}[G]$ – матрица гироскопических моментов; $[K]$ – матрица жесткости; $\ddot{\phi}[C]$ – матрица циркуляционных сил; $[D]$ – матрица диссипации; $\{q\}, \{f\}$ – вектор-столбец степеней свободы и обобщенных сил соответственно, $T^{внешн}$ – момент внешних сил, действующих на ротор.

Уравнения движения для сложных моделей с большим числом степеней свободы по форме записи аналогичны (1), (2). Компоненты матриц могут быть получены на основе МКЭ с применением методов редукции степеней свободы для сокращения размерности матриц.

Динамика системы при мгновенной разбалансировке ротора анализируется путем численного интегрирования уравнений движения по времени. Для учета возможного контакта ротора с корпусом на каждом временном шаге проверяется условие:

$$r_o \geq \Delta, \quad (3)$$

где r_o – радиальное перемещение оси ротора относительно корпуса; Δ – начальная величина зазора между ротором и корпусом.

В случае выполнения условия (3) вектор сил в правой части уравнения (1) дополняется контактными силами. В противном случае он представлен только нагрузкой от дисбаланса. Контактные силы определяются следующим образом:

$$\delta = r_o - \Delta, \quad (4)$$

$$F_n^{конт} = \begin{cases} 0, & \delta < 0 \\ F_n^{конт}(\delta), & \delta \geq 0 \end{cases}, \quad F_\tau^{конт} = \text{sign}(V_A^\tau) \mu F_n^{конт},$$

где δ – функция внедрения; $F_n^{конт}$, $F_\tau^{конт}$ – нормальная и тангенциальная составляющие контактной силы; μ – коэффициент трения; V_A^τ – тангенциальная составляющая скорости точки на периферии ротора в плоскости учета контакта (точка А на Рисунке 1), определяемая как

$$V_A^\tau = -\dot{y}_o \frac{z_o}{r_o} + \dot{z}_o \frac{y_o}{r_o} + \dot{\phi} r_{лон}, \quad (5)$$

где $r_{лон}$ – расстояние от оси вращения до точки А.

Изменение частоты вращения ротора учитывается при совместном интегрировании уравнений, описывающих прецессионное движение ротора (1) и его вращение вокруг собственной оси как жесткого целого (2). Момент внешних сил $T^{внешн}$ представлен моментом сил сопротивления $T^{сопр}$ (аэродинамическое сопротивление, трение в подшипниках) и в случае выполнения условия (3) дополнительно моментом контактных сил $T^{конт}$

$$T^{внешн} = \begin{cases} T^{сопр}, & \delta < 0 \\ T^{сопр} + T^{конт}, & \delta \geq 0 \end{cases}. \quad (6)$$

Момент сил сопротивления определяется на основе замера частоты вращения ротора после отключения двигателя (пример приведен в главе 5 диссертации) или по результатам моделирования.

Момент контактных сил вычисляется так:

$$T^{\text{конт}} = -F_{\tau}^{\text{конт}} (r_{\text{лон}} + \Delta - r_o). \quad (7)$$

В соответствии с изложенной моделью контакт ротор-корпус представляет собой силовое взаимодействие пары узлов. При использовании МКЭ для получения матриц системы узлы для учета контакта вводятся в модель искусственно. Они располагаются на оси ротора и соединяются с узлами трехмерной КЭ модели многоточечными связями (RBE3 в коммерческих комплексах КЭ моделирования), которые представляют собой систему линейных уравнений, связывающих степени свободы узлов. Наличие таких связей не изменяет жесткости системы. Приложение нагрузки к узлу на оси приводит к ее распределению по узлам трехмерной КЭ модели, входящим в связь.

При редукции степеней свободы узлы на оси назначаются узлами конденсации, инерционные и жесткостные характеристики моделей приводятся к степеням свободы этих узлов. Пример модели корпуса вентилятора с введенным узлом для учета контакта показан на Рисунке 2. Искусственно введенный узел на оси ротора выделен красным цветом, узлы трехмерной КЭ модели корпуса, входящие в связь, показаны синим.

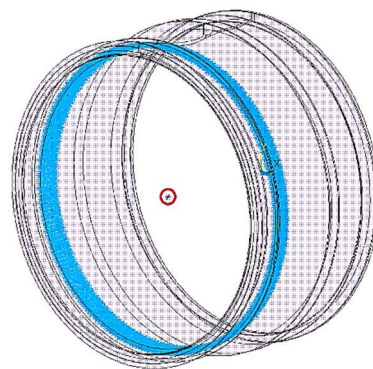
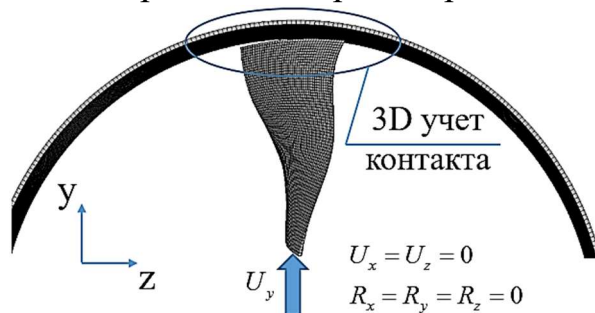
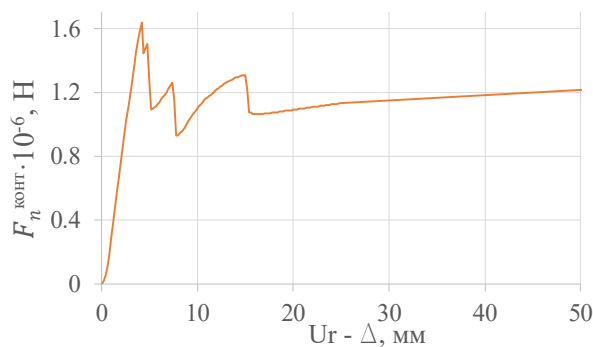


Рисунок 2. Модель корпуса вентилятора с узлом для учета контакта

При контакте ротора с корпусом через венец лопаток податливость венца оказывает существенное влияние на динамику системы. Для ее учета предложено задавать упругую характеристику венца в качестве зависимости $F_n^{\text{конт}}(\delta)$. Характеристика одной лопатки определяется путем решения контактной задачи обжатия лопатки на абсолютно жесткий корпус (податливость корпуса учтена при получении матрицы жесткости системы). При решении задачи обжатия учитывается нагружение лопатки центробежными силами. Упругая характеристика венца получена как для системы радиально ориентированных пружин (Рисунок 3).



а) расчетная схема задачи обжатия лопатки



б) упругая характеристика венца

Рисунок 3. К определению упругой характеристики

Изложенная процедура реализована в виде программ в двух постановках. В первом случае угол φ непосредственно включен в вектор степеней свободы $\{q\}$. Интегрирование уравнений проводится в авторской программе. В качестве исходных данных передаются редуцированные матрицы масс и жесткости системы, на их основе формируются матрица диссипации, матрицы гироскопических моментов и циркуляционных сил. Выполнение уравнения вращения (2) достигается на каждом шаге интегрирования. Во втором случае уравнение вращения ротора решается отдельно. Интервал интегрирования разбивается на подынтервалы, в пределах которых изменение частоты вращения считается линейным. Решение на каждом подынтервале проводится итерационно, до достижения выполнения уравнения (2) в конце подынтервала. Для интегрирования уравнений движения на подынтервале используется комплекс MSC Nastran. Для управления расчетным процессом написана вторая авторская программа. В обоих случаях интегрирование уравнений проводится по неявной схеме методом Ньюмарка.

С целью тестирования программ и оценки точности результатов разработана трехмерная геометрическая модель системы ротор-корпус (Рисунки 4, 5). Диаметр вентилятора по периферийной кромке лопатки составляет 1900 мм, зазор между лопатками и корпусом $\Delta = 7$ мм.

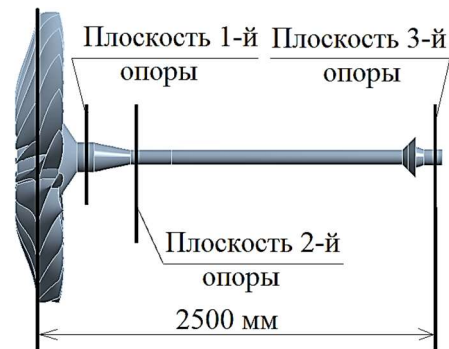
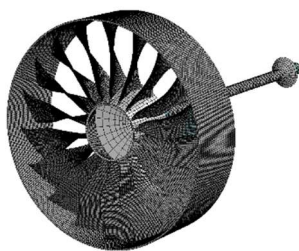


Рисунок 4. Модель ротора

Построены трехмерная КЭ модель системы (Рисунок 5а), а также КЭ модель ротора, в которой венец лопаток заменен точечным инерционным элементом (Рисунок 5б). Опоры смоделированы двухузловыми линейно-упругими элементами. Модель ротора редуцирована с применением метода статической конденсации Гайана к 14 узлам на оси. Красным цветом на Рисунке 5б показаны многоточечные связи.



а) трехмерная КЭ модель ротор-корпус



б) КЭ модель ротора

Рисунок 5. КЭ модели исследуемой системы

Трехмерная КЭ модель системы имеет 587238 степеней свободы, трехмерная КЭ модель ротора без лопаток – 12200, редуцированная модель – 84. Качество редуцированной модели оценено путем сопоставления частот незакрепленного ротора, рассчитанных по полной и редуцированной моделям (Таблица 1).

Таблица 1.

Оценка качества редуцированной модели ротора

Форма колебаний	Собственная частота незакрепленного ротора, Гц		Погрешность, %
	Полная модель	Редуцированная модель	
1-я изгибная	32.4	32.4	0.003
3-я изгибная	239.8	239.5	0.155
6-я изгибная	1136.9	1112.0	2.239

Программа интегрирования уравнений движения протестирована путем сопоставления с расчетами в комплексе MSC Nastran. Выполнено сравнение отклика ротора на мгновенную разбалансировку при отсутствии контакта и при контакте без трения. Погрешность при определении перемещений ротора не превысила 0,2%, что указывает на корректную реализацию программы (Рисунок 6).

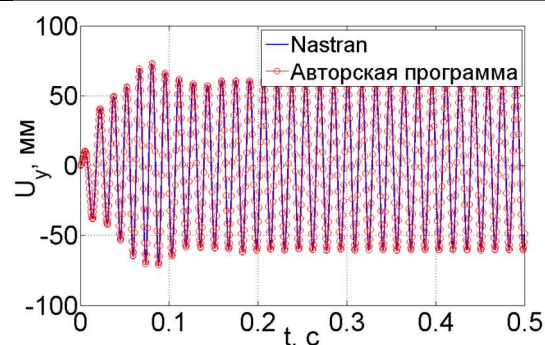


Рисунок 6. Вертикальное перемещение оси ротора в сечении вентилятора (контакт без трения)

Проведено также исследование сходимости расчетов с достижением выполнения уравнения вращения только по границам временных подынтервалов. В качестве эталонного случая принят вариант расчета с выполнением уравнения (2) на каждом шаге интегрирования. Сопоставление кривых выбега ротора дано на Рисунке 7. Видно, что при уменьшении протяженности подынтервала (T) кривая выбега стремится к эталонной.

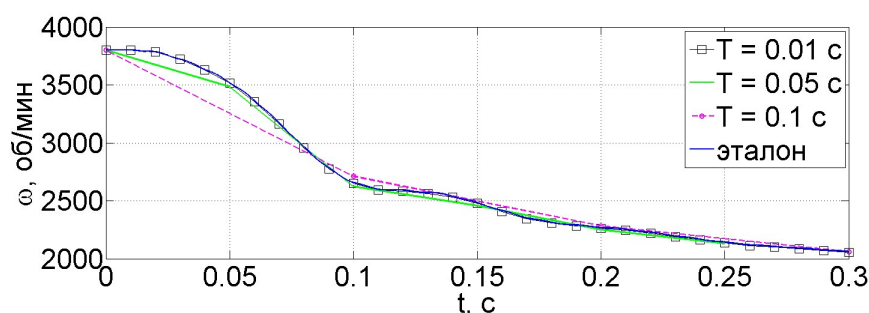


Рисунок 7. Расчетные кривые выбега ротора

Для валидации авторских программ и оценки погрешности проведен расчет отклика системы ротор-корпус (Рисунок 5а) на ОЛВ с использованием комплекса LS-Dyna. Расчет выполнен для временного интервала, соответствующего восьми полным оборотам ротора при начальной частоте вращения. Учтены рекомендации по моделированию, описанные в диссертационной работе J.B. Husband и работах представителей фирм GE (S.K. Sinha) и NASA (K. Sengoz, S. Kan). В работе авторов S.K. Sinha, S. Dorbala установлено, что подобное моделирование дает близкий к эксперименту результат.

Сопоставление максимальных значений нагрузок на корпус и опоры и сравнение упругой характеристики венца, определенной упрощенно на основе обжатия одной лопатки, с идентифицированной по результатам расчета в LS-Dyna дано на Рисунке 8.

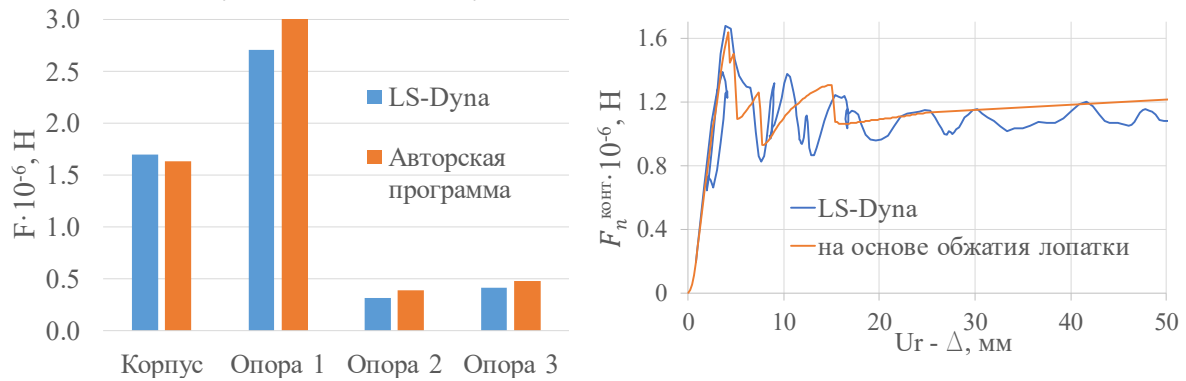


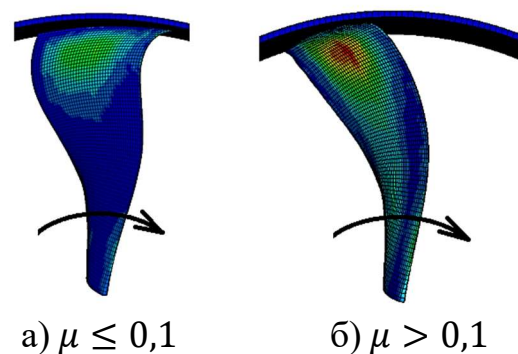
Рисунок 8. Сравнение результатов моделирования

Погрешность составила 4% для максимальной нагрузки на корпус вентилятора и 14% для нагрузки на переднюю опору. Упругие характеристики венца также оказываются близкими. Полученные результаты указывают на возможность использования предложенного метода для определения нагрузок в силовой схеме двигателя при ОЛВ. Время решения задача на основе 3D моделирования 12 часов, в авторской программе с использованием редуцированной модели – 10 с.

В **четвертой главе** выполнена оценка влияния зазора между лопатками и корпусом и трения в контакте на динамику системы. Расчеты проведены с использованием полноразмерной модели системы в комплексе LS-Dyna. Моделирование выявило изменения в упругой характеристике венца. При величине зазора $\Delta = 30$ мм контакт возникает при радиальном смещении диска на величину 23 мм, венец лопаток становится более податливым. Такой эффект вызван поворотом рабочего колеса из плоскости, перпендикулярной оси вращения вала.

При учете трения венец лопаток оказывается более жестким при $\mu \leq 0,1$ и более податливым при $\mu > 0,1$. Такое поведение связано с характером деформирования лопатки при контакте. При отсутствии трения в ходе обжатия верхняя кромка лопатки проскальзывает по корпусу в направлении вращения (Рисунок 9).

При обжатии с трением при $\mu \leq 0,1$ принципиальных отличий не наблюдается, однако силы трения препятствуют смещению верхней части лопатки, делая её жестче. При увеличении коэффициента трения лопатка деформируется иначе. Её периферийная часть изгибается не по направлению вращения, а в противоположную сторону.

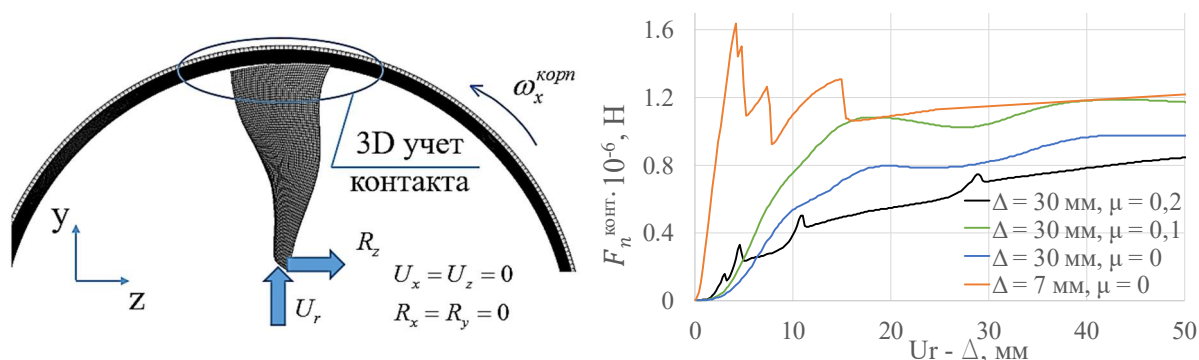


а) $\mu \leq 0,1$

б) $\mu > 0,1$

Рисунок 9. Деформированная конфигурация лопатки (стрелкой показано направление вращения)

Установленные эффекты приняты во внимание при упрощенном определении упругой характеристики лопатки. Для этого корневому сечению лопатки при обжатии на корпус задано не только радиальное смещение, но и соответствующий поворот. Чтобы учесть влияния трения, задача обжатия решена как задача динамики. При этом использована схема обращенного движения: корпус вращается в сторону, противоположную направлению вращения ротора (Рисунок 10).



а) к определению упругой характеристики лопатки

б) упругая характеристика венца

Рисунок 10. Влияние зазора и трения на упругую характеристику венца

Моделирование для случаев большого зазора ($\Delta = 30$ мм) и контакта с трением выполнено с использованием редуцированной модели ротора в авторской программе. Сопоставление максимальных нагрузок приведено на Рисунке 11.

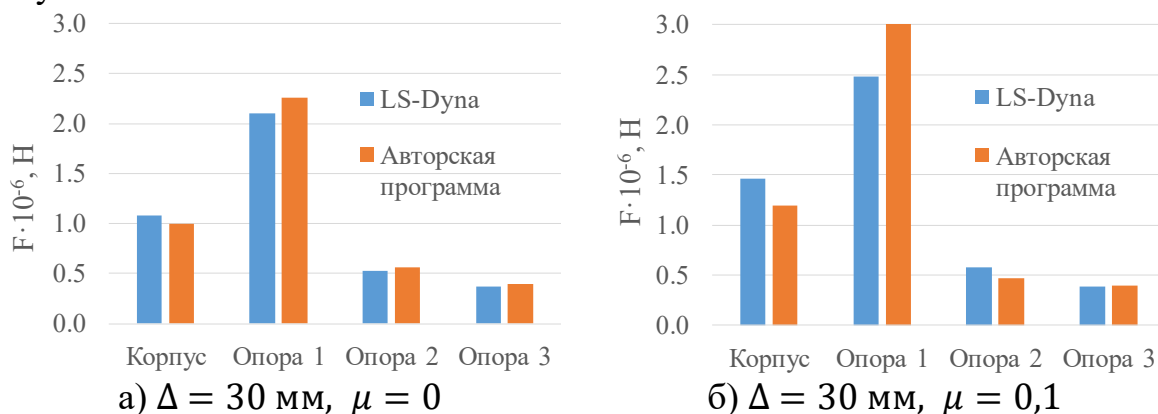
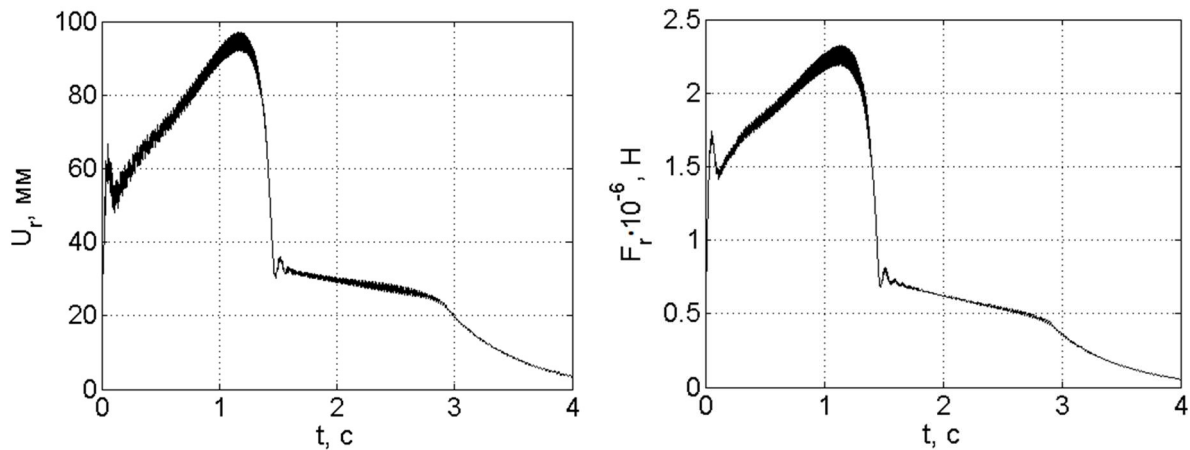


Рисунок 11. Сопоставление нагрузок при обрыве лопатки

Погрешность при определении максимальных значений нагрузок оказалась не более 8% для контакта без трения. Для контакта с трением составила 18% для максимальной нагрузки на корпусе вентилятора и 26% для нагрузки на переднюю опору ротора.

Для детальной оценки влияния жесткости венца лопаток проведено исследование динамики системы на более протяженном временном интервале (до 4 с). Расчеты выполнены с использованием авторской программы. Зазор между лопатками и корпусом принят равным $\Delta = 30$ мм. Временные реализации радиального перемещения центра масс (ЦМ) вентилятора и нагрузки на переднюю опору ротора даны на Рисунке 12.



а) перемещение ЦМ вентилятора

б) нагрузка на переднюю опору

Рисунок 12. Временные зависимости нагрузки и перемещения при ОЛВ

Зависимости имеют выраженный пик примерно через 1,2 с после появления дисбаланса, на частоте $\omega \approx 2914$ об/мин. Пик нагрузок и перемещений связан с прохождением резонансного режима при замедлении ротора. Частота достижения наибольших нагрузок и перемещений отличается от первой критической частоты трехопорного ротора ($\omega_{кр1} = 2171$ об/мин). Отличия связаны с появлением контакта, при котором венец лопаток осуществляет передачу части нагрузки и играет роль дополнительной нелинейной упругой опоры ротора. Наличие такой «дополнительной опоры» приводит к смещению резонансных режимов системы.

Проведен ряд расчетов, в каждом из которых упругая характеристика венца изменялась посредством умножения на коэффициент подобия k_b . Получены зависимости максимальных нагрузок, перемещений и резонансной частоты системы от величины k_b . Рассмотрены случаи контакта с трением и без него. Выявлены следующие факторы, обуславливающие изменение динамики системы ротор-корпус при варьировании жесткости венца лопаток:

- увеличение жесткости венца эквивалентно увеличению жесткости «дополнительной опоры», что приводит к повышению резонансной частоты системы и увеличению контактной нагрузки и нагрузки на ближайшую к вентилятору опору;
- увеличение жесткости венца лопаток приводит также к более интенсивному замедлению ротора за счет контактных сил, которое, напротив, способствует снижению перемещений ротора и нагрузки на ближайшую к вентилятору опору, действие этого фактора в тестовых расчетах оказалось доминирующим.

Аналогичным образом исследовано влияние жесткости передней опоры ротора. Установлено, что её уменьшение приводит к снижению резонансной частоты системы и увеличению темпов замедления ротора. При этом существенно снижается нагрузка на переднюю опору. Перемещение вентилятора и пиковое значение контактной нагрузки меняются менее значительно.

В пятой главе представлена динамическая модель авиационного ГТД высокой степени двухконтурности. Модель включает все основные структурные элементы силовой схемы двигателя. Схематическое изображение элементов модели показано на Рисунке 13.

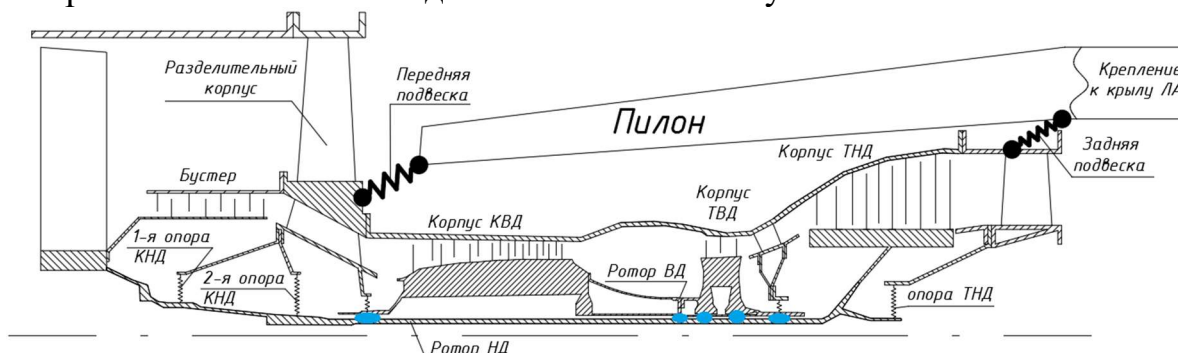
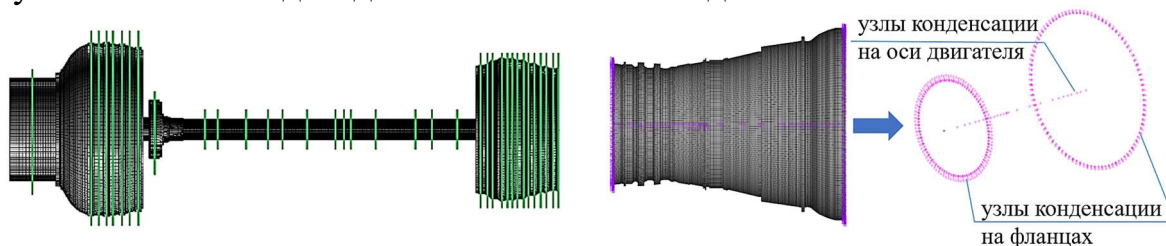


Рисунок 13. Схематическое изображение исследуемой системы

Для получения матриц масс и жесткости разработаны КЭ модели отдельных роторов и корпусов двигателя. КЭ модели роторов редуцированы на основе метода статической конденсации Гайана к узлам на оси двигателя. Плоскости расположения узлов конденсации в модели ротора НД показаны на Рисунке 14а. КЭ модели корпусов редуцированы с использованием метода динамической конденсации (учтены все собственные формы в диапазоне от 0 до четырехкратной частоты возбуждения) к следующим группам узлов:

- узлы на оси двигателя в плоскостях подшипниковых опор роторов, плоскостях рабочих и статорных лопаток;
- узлы, равномерно распределенные по фланцам, в местах стыковки с соседними корпусами;
- узлы в местах подсоединения элементов подвески.



а) плоскости расположения узлов конденсации в модели ротора НД

б) узлы конденсации в модели корпуса (выделены фиолетовым)

Рисунок 14. К выбору узлов конденсации

Ансамблирование матриц масс и жесткости из редуцированных матриц отдельных роторов и корпусов, формирование дополнительных матриц выполнено средствами MSC Nastran. Опоры роторов смоделированы нелинейными двухузловыми упругими элементами. Модель закреплена в местах стыковки двигателя с силовыми элементами летательного аппарата.

Расчеты динамики двигателя при ОЛВ проведены с использованием авторской программы. Считалось, что в момент времени $t = 0$ в узле вентилятора возникает дисбаланс, соответствующий разрушению полутора профильных частей лопатки.

Взаимодействие оборвавшейся лопатки с корпусом и со следом идущими лопатками не учитывалось. Контакт ротор-корпус учтен в плоскостях всех роторных и статорных лопаток. Коэффициент трения принят равным 0,1. Учтен также контакт между роторами в местах, обозначенных синим цветом на Рисунке 13.

Выполнена оценка эффективности введения специального устройства – слабого звена (СЗ), приводящего к отсоединению передней опоры ротора низкого давления при ОЛВ. Сопоставление нагрузок на подвески двигателя при наличии и отсутствии СЗ дано на Рисунке 15. Здесь и далее все нагрузки нормированы относительно пиковой нагрузки на заднюю подвеску в случае наличия СЗ.

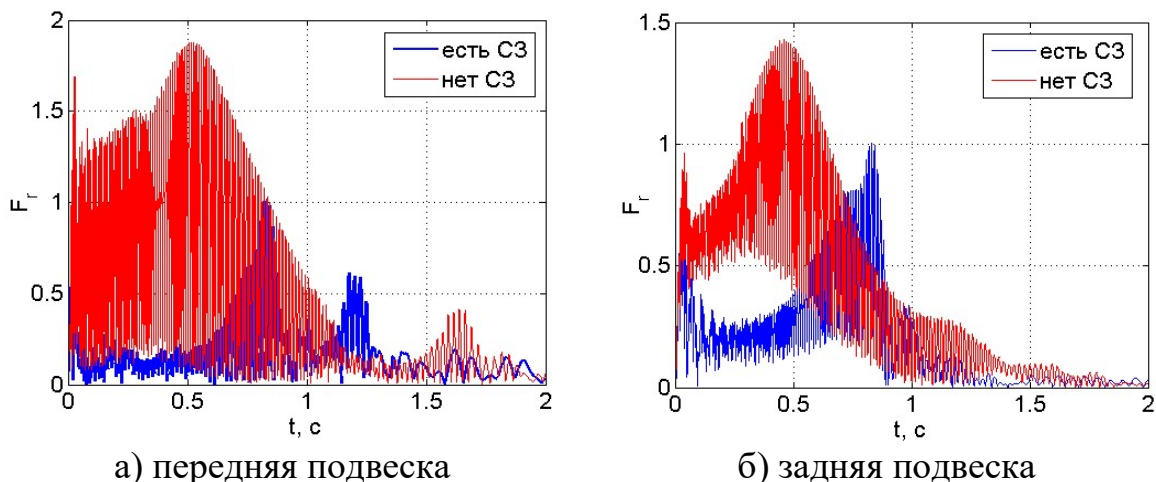
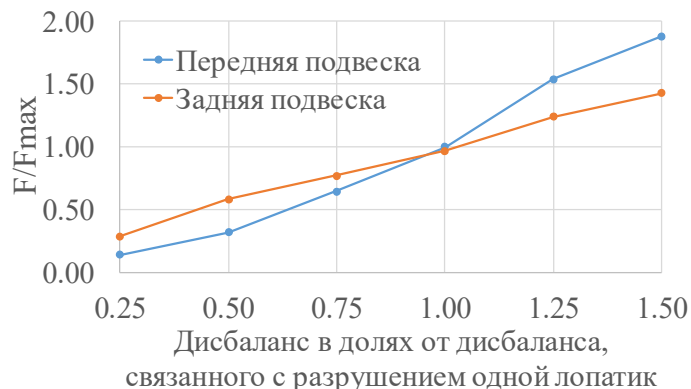


Рисунок 15. Нагрузки на переднюю и заднюю подвески двигателя

Введение СЗ приводит к снижению нагрузки на переднюю подвеску двигателя на 46%, на заднюю – на 30%. Основными причинами падения нагрузок при введении СЗ являются существенное снижение резонансной частоты системы при отсутствии передней опоры (с 3100 об/мин до 2100 об/мин) и повышение темпа замедления ротора НД при прохождении резонанса.

Усилие срабатывания СЗ не должно быть задано слишком низким, чтобы избежать срабатывания в штатных условиях. Для представленной модели двигателя получена зависимость нагрузок на подвески от величины дисбаланса для случая отсутствия СЗ (Рисунок 16).



При дисбалансе меньшем чем дисбаланс от разрушения одной лопатки и отсутствии СЗ нагрузка на подвески оказывается ниже чем в случае разрушения полутора профильных частей лопатки и наличия СЗ. Полученный результат может быть использован для оценки сверху усилия срабатывания СЗ.

Во всех дальнейших расчетах считалось, что СЗ срабатывает. Для оценки влияния контактов проведен анализ чувствительности пиковых нагрузок на подвески двигателя к учету контактного взаимодействия. Рассмотрен ряд случаев (Таблица 2).

Таблица 2.

Расчетные случаи	
Обозначение	Описание
Исходный	Учтены все контакты
1	Без учета контакта ротора высокого давления (ВД) с корпусом
2	Без учета контакта в бустере
3	Без учета контакта в турбине низкого давления
4	Без учета контакта по вентилятору
5	Без учета контакта между валами

Пиковые значения нагрузок на подвески приведены на Рисунке 17.

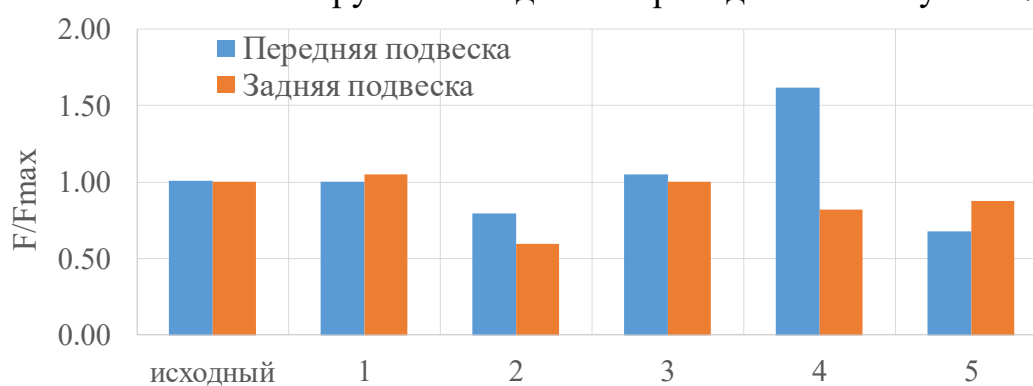


Рисунок 17. Максимальные нагрузки на подвески двигателя

Выявлено незначительное влияние контактов ротора ВД с корпусом и контактов в турбине низкого давления на величины наибольших нагрузок на подвески двигателя. Контактное взаимодействие по вентилятору, в бустере и между валами напротив существенно влияет на наибольшие нагрузки на подвески двигателя. При этом, если контакт в бустере или между валами не учитывается, расчетные значения нагрузок на подвески оказываются заниженными, что дополнительно подчеркивает необходимость учета данных взаимодействий.

Выполнена оценка влияния погрешности в определении упругой характеристики лопаток вентилятора на нагрузки в силовой схеме двигателя при ОЛВ. Установлено, что отклонение в упругой характеристике венца лопаток в пределах 20% (такой уровень погрешности установлен при сопоставлении с 3D моделированием) не приводит к изменению нагрузок на подвески более чем на 7%.

ОБЩИЕ ВЫВОДЫ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработан метод численного расчета динамики системы ротор-корпус, позволяющий учесть их взаимодействие через податливый венец лопаток и изменение частоты вращения ротора под действием контактных сил и других сил сопротивления.

2. Метод расчета реализован в виде набора программ. Сопоставление с результатами решения модельных задач в комплексе MSC Nastran подтвердило корректность работы авторских программ и достоверность получаемых результатов.

3. Путем сопоставления с полноразмерным моделированием в комплексе LS-Dyna проведена оценка погрешности при определении нагрузок, передающихся от ротора системе корпусов, при расчетах с использованием разработанного метода. Для случая контакта без трения погрешность оказалась в пределах 4-14%, для контакта с трением – в пределах 18-26%. Полученный уровень погрешности может считаться приемлемым с учетом принципиального снижения времени расчета.

4. На основе расчетов проанализировано влияние центробежной нагрузки, зазора и трения в контакте на податливость венца лопаток. Выявлены основные механизмы, объясняющие изменение нагрузок в системе ротор-корпус при изменении жесткости венца лопаток и жесткости передней опоры ротора.

5. Построена нелинейная динамическая модель авиационного ГТД высокой степени двухконтурности. Модель включает все основные структурные элементы силовой схемы двигателя, ротора ВД и НД. Модель может быть использована на этапе проектирования для определения пиковых значений нагрузок на детали и узлы двигателя и последующего выполнения расчетов на прочность.

6. Исследована динамика двигателя при ОЛВ, проведена оценка эффективности введения «слабого звена» в переднюю опору ротора и оценка влияния контактов на величины нагрузок на подвески двигателя.

7. Авторский метод и разработанные алгоритмы внедрены для использования в АО «ОДК-Авиадвигатель» и ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова».

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Блинник Б. С., Мясников В. Ю., Иванов И.И. Исследование динамики системы ротор-корпус авиационного газотурбинного двигателя при обрыве лопатки вентилятора // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. № 8 (80). 15 с. (0,8 п.л. / 0,7 п.л.)

2. Ivanov I. I., Blinnik B. S., Myasnikov V. Y. Nonlinear reduced dynamic model of turbofan engine for investigation of engine structural frame vibrations after fan blade-out event // ASME Turbo Expo 2019: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. 2019. 12 p. (1,6 п.л. / 1,0 п.л.)

3. Myasnikov V. Y., Ivanov I. I. Method of engine structural frame vibrations analysis during fan blade-out // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2019. Vol. 489. № 1. 8 p. (0,5 п.л. / 0,4 п.л.)

4. Ivanov I. I., Blinnik B. S., Myasnikov V. Y. Study of dynamic loads dependence on aircraft engine mount variant after fan blade-out event // Vibroengineering Procedia. 2019. Vol. 26. 6 p. (0,6 п.л. / 0,3 п.л.)

5. Myasnikov V. Y., Ivanov I. I., Blinnik B. S. Aircraft engine rotor dynamics analysis after fan blade-out with account of rotor-casing contact interactions // 32nd congress of the International Council or the Aeronautical Sciences. 2021. 13 p. (1,2 п.л. / 1,1 п.л.)

6. Мясников В. Ю., Иванов И. И. Метод расчета вибрационного состояния системы ротор-корпус при обрыве лопатки вентилятора // XXX Международная инновационная конференция молодых ученых и студентов (МИКМУС-2018). 2019. С. 343-346. (0,3 п.л. / 0,25 п.л.)

7. Мясников В.Ю., Иванов И.И. Разработка подхода к моделированию динамики системы ротор-корпус с учетом возможного контактного взаимодействия // Всероссийская научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов «Авиационные двигатели и силовые установки». 2019. С. 217-219. (0,2 п.л. / 0,15 п.л.)

8. Динамическая модель авиационного газотурбинного двигателя. Анализ вибрации, связанной с колебаниями роторов / Мясников В.Ю. [и др.] // Международная научно-техническая конференция по авиационным двигателям ICAM 2020. 2021. С. 633-636. (0,25 п.л. / 0,2 п.л.)

9. Нелинейная редуцированная динамическая модель турбовентиляторного двигателя для анализа вибраций при обрыве лопатки вентилятора / Мясников В.Ю. [и др.] // Прочность и надежность газотурбинных двигателей. Сборник научных трудов. ГНЦ РФ ЦИАМ им. П.И. Баранова. 2020. С. 114-120. (1,3 п.л. / 0,7 п.л.)

10. Мясников В.Ю. Исследование динамики авиационного двигателя при обрыве лопатки вентилятора // Авиационные двигатели. 2022. № 2 (15). С. 13-26. (1,2 п.л.)

11. Патент № 193789 U1 Российская Федерация, МПК F01D 21/04 (2006.01). Система опор ротора вентилятора турбореактивного двухконтурного двигателя : № 2019125005 : заявл. 07.08.2019 : опубл. 14.11.2019 / Мясников В. Ю. [и др.] ; заявитель ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова». 2019. 10 с. (0,5 п.л. / 0,25 п.л.)

12. Патент № 193820 U1 Российская Федерация, МПК F01D 21/04 (2006.01), F01D 25/16 (2006.01). Система опор ротора вентилятора турбореактивного двухконтурного двигателя : № 2019125004 : заявл. 07.08.2019 : опубл. 15.11.2019 / Мясников В. Ю. [и др.] ; заявитель ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова». 2019. 9 с. (0,5 п.л. / 0,25 п.л.)