ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ДИСБАЛАНСА В СТУПЕНЯХ КОМПРЕССОРА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ НА ОБЩУЮ ВИБРОАКТИВНОСТЬ ГТД ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ НА ЦИФРОВОЙ МОДЕЛИ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

К.В. Шапошников[1], С.А. Дегтярев[1], В.М. Рыженков[1], М.К. Леонтьев[1], А.Г. Терешко[2]
[1] ООО «Альфа-Транзит», Москва
[2]ОКБ им. А. Люльки филиал ПАО «ОДК-УМПО», Москва

В работе представлены основные принципы проведения параметрических расчетов по исследованию влияния аэродинамического дисбаланса ступеней компрессора низкого давления на виброактивность авиационного двигателя с помощью цифровой модели, построенной в DYNAMICS R4.

INVESTIGATION ON INFLUENCE OF AERODYNAMIC UNBALANCE IN STAGES OF LOW-PRESSURE COMPRESSOR ON OVERALL VIBRATION OF GAS TURBINE ENGINE USING PARAMETRIC ANALYSIS FOR AIRCRAFT ENGINE COMPUTATIONAL MODEL

K.V. Shaposhnikov[1], S.A. Degtyarev[1], V.M. Ryzhenkov[2], M.K. Leontiev[2], A.G. Tereshko[2]
[1] Alfa-Tranzit Co., Ltd., Moscow, Russia
[2]Lulka Design Bureau, sub. PJSC UEC-UEIA, Moscow, Russia

The study presents general principles of parametric calculations to investigate the influence of aerodynamic unbalances in stages of low-pressure compressor on dynamics of aircraft engine using its computational model prepared in DYNAMICS R4.

1 Введение

Изготовление рабочих лопаток ступеней компрессоров авиационных ГТД в соответствие с технологическими требованиями и соблюдением допусков на их изготовление не исключает того, что геометрические характеристики различных экземпляров лопаток одной ступени в пределах допустимого отклонения будут отличаться, что приводит к тому, что и аэродинамические характеристики этих лопаток при установке в рабочее колесо (РК) будут иметь отличия. Окружные и радиальные силы, с которыми поток рабочего тела воздействует на каждую отдельную лопатку ступени компрессора, в свою очередь также будут разниться. Результирующая сила, возникающая из-за разброса значений окружных газодинамических сил, действующих на рабочие лопатки каждого РК компрессора ГТД характеризуется как аэродинамический дисбаланс ступени и действует на ротор аналогично механическому дисбалансу. Ступени компрессора с лопатками высокого профиля подвержены аэродинамическому дисбалансу в большей степени. Существенный аэродинамический дисбаланс потенциально также может возникать в ступенях КНД и ступенях ТНД с большими лопатками. Влияние аэродинамического дисбаланса возрастает при уменьшении числа лопаток в ступени [1]. Особенностью аэродинамического дисбаланса, отличающей его от м еханического, является то, что на его величину существенное влияние может оказывать изменение параметров воздуха на входе в двигатель, а также изменение давления и температуры потока в зависимости от высоты и скорости полета и температуры наружного воздуха.

2 Параметрические расчеты с использованием модели авиационного двигателя

Использование цифровых моделей двигателя, подготовленных в программной системе для расчетов динамики роторов DYNAMICS R4, позволяет проводить широкий спектр параметрических расчетов по исследованию влияния аэродинамического дисбаланса, который может возникать в ступенях компрессора или турбины ротора, а также механического дисбаланса на виброактивность ротора в составе динамической модели двигателя.

Для демонстрации принципов проведения таких расчетов на модели двигателя использована цифровая модель ТРДДФ, описанная в [2]. Общий вид цифровой модели ТРДДФ, построенной в DYNAMICS R4 представлен на рис. 1а. В качестве примера в

настоящей работе исследовано влияния возникновения аэродинамического дисбаланса в ступенях КНД на виброактивность ротора НД в составе двигателя. Поскольку фазы аэродинамического и механического дисбалансов ротора обычно не известны и зачастую носят произвольный характер, то различные сочетания этих дисбалансов на роторе могут приводить к тому, что суммарные вибрации двигателя, вызванные их комбинацией, могут приводить как к росту, так и к снижению вибраций двигателя в местах ее контроля.

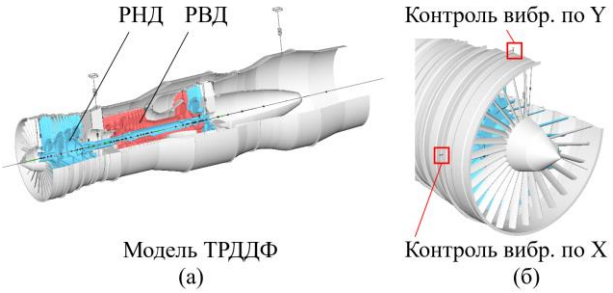

Рис. 1. Цифровая модель ТРДДФ в DYNAMICS R4: (а) общий вид; (б) места расположения виртуальных датчиков в поясе ВНА

Работа с цифровой моделью позволяет на этапе проектирования двигателя, а также при его подготовке к различным видам испытаний (предъявительские, сдаточные, специальные стендовые испытания и т.д.) исследовать его вибрационную чувствительность в зависимости от углового положения дисбалансов на его основных модулях, вызванного сборкой модулей ротора, чтобы выделить влияние только механического дисбаланса на виброактивность модели двигателя. Оценка общего механического дисбаланса ротора осуществлялась по ГОСТ ИСО 1940 для класса точности G 6,3 с учетом требований по допустимому остаточному дисбалансу по ГОСТ 31320-2006 для гибких роторов и составила $\vec{D}_{\text{мех}} = \vec{D}_{\text{мех КНД}} + \vec{D}_{\text{мех ТНД}}$ =748 г·мм. Принято, что на модулях сборного ротора (модуль КНД и ТНД) величина статического дисбаланса превалирует над величиной моментного дисбаланса. Контроль вибрации в модели осуществляется при помощи виртуальных датчиков, установленных в поясе ВНА двигателя, позволяющих регистрировать вибрации в горизонтальном и вертикальном направлениях, рис. 1б. Исследование влияния механического дисбаланса на виброактивность РНД в составе модели ТРДДФ проводилось по методике, представленной на рис. 2.

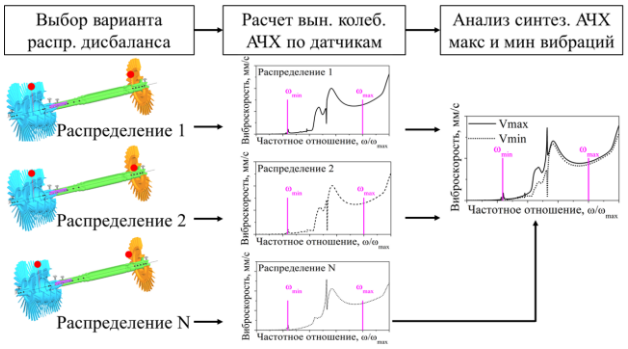

Рис. 2. Методика проведения параметрических расчетов по исследованию влияния механического дисбаланса на виброактивность модели ТРДДФ

Согласно предложенной методике, сначала производится выбор вариантов распределения по углу расположения дисбаланса на роторе, влияние которого предполагается исследовать на виброактивность модели двигателя. Для каждого варианта распределения дисбаланса проводится расчет вынужденных колебаний полной модели двигателя с выводом АЧХ в местах расположения виртуальных датчиков. Обобщение полученных расчетных данных позволяет оценить границы потенциального изменения вибраций в виде ее максимальных и минимальных значений на каждой скорости вращения ротора от действия различных сочетаний механического дисбаланса на модулях ротора, а также на постоянных режимах его работы в выбранном для расчета диапазоне скоростей вращения ротора. Анализ полученных данных позволяет оценить чувствительность динамической системы модели двигателя в виде уровня возбуждения от действия рассмотренных вариантов распределения дисбаланса на роторе.

Для исследования влияния аэродинамического дисбаланса в модель добавляется аэродинамический дисбаланс в ступень ротора, где предполагается его появление. Поскольку аэродинамический дисбаланс может возникнуть в любой из ступеней ротора КНД, то проведение параметрических расчетов для каждой отдельной ступени КНД позволит выявить чувствительность динамической системы к появлению аэродинамического дисбаланса в каждой отдельной ступени ротора и к его сочетанию с механическим дисбалансом ротора. Исследование влияния аэродинамического дисбаланса на виброактивность РНД в составе модели ТРДДФ проводилось по методике, представленной на рис. 3.

В качестве демонстрации при проведении параметрических расчетов по исследованию влияния механического дисбаланса на РНД на его виброактивность в составе модели двигателя рассмотрено 8 вариантов взаимного расположения механического дисбаланса на модулях КНД и ТНД

ротора. Фаза $\vec{D}_{\text{мех КНД}}$ принята постоянной $\phi_{\text{мех КНД}} = 0^0$, а фаза $\vec{D}_{\text{мех ТНД}}$ варьировалась в диапазоне $\phi_{\text{мех ТНД}} = 0^0 \div 315^0$ с шагом 45^0. Величина аэродинамического дисбаланса каждой отдельной ступени зависит от геометрических характеристик лопаток каждого конкретного экземпляра двигателя, а также параметров рабочего тела на входе в ступень, поэтому определение величины аэродинамического дисбаланса расчетным путем без данных о реальной геометрии такой ступени может быть затруднительным или невыполнимым. Однако работа с расчетной моделью позволяет исследовать влияние различных величин аэродинамического дисбаланса действующего совместно с известным уровнем механического дисбаланса, контролируемого, например, при сборке и балансировке сборных роторов ГТД, а также их модулей на виброактивность расчетной модели, проводя серию параметрических расчетов на ней. Результаты параметрических расчетов по исследованию влияния величины $\vec{D}_{\text{аэро}}$, моделируемого в первой ступени КНД в долях от величины общего дисбаланса на роторе ($\vec{D}_{\Sigma} = \vec{D}_{\text{мех}} + \vec{D}_{\text{аэро}}$) представлены на рис.4.

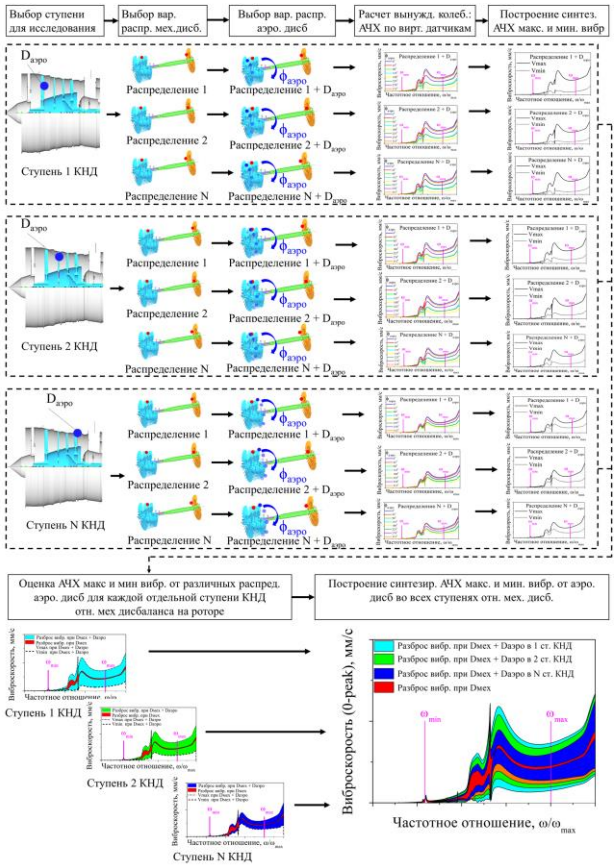

Рис. 3. Методика проведения параметрических расчетов по исследованию влияния аэродинамического дисбаланса в ступенях КНД на виброактивность модели ТРДДФ

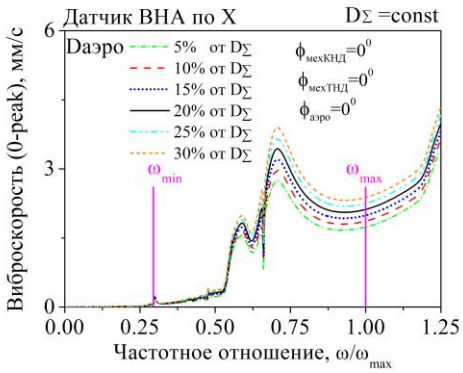

Рис. 4. Исследование влияния величины аэродинамического дисбаланса в 1 ступени КНД на виброактивность модели ТРДДФ в долях от общего дисбаланса ротора

В качестве демонстрации представлены результаты по виртуальному датчику ВНА только в горизонтальном направлении. Для расчетов выбрана софазная система механических дисбалансов модулей КНД и ТНД ротора. Фаза аэродинамического дисбаланса принята $\phi_{\text{аэро}} = 0^0$. Подобные параметрические расчеты могут проводиться на верифицированной расчетной модели, когда величина вклада аэродинамического и механического дисбалансов достоверно не известны, а есть экспериментальные АЧХ вибрации в местах ее контроля, вызванные совместным сочетанием дисбалансов в динамической системе. Принцип верификации расчетных моделей для расчетов динамики роторов описаны в [3]. Работа с цифровой моделью при сопоставлении с результатами экспериментов может помочь определить вклад каждого из дисбалансов и выявить доминирующий в колебательной системе двигателя. Расчеты показывают, что при принятых фазах дисбалансов в системе увеличение доли аэродинамического дисбаланса в общем дисбалансе ротора с 5% до 30%, при снижении доли механического дисбаланса на ту же величину приводит к росту вибраций модели двигателя на резонансных режимах в рабочем диапазоне почти в 1.3-1.4 раза, а на рабочем режиме ω_{max} в 1.4 раза.

Аналогичные параметрические расчеты по исследованию величины $\vec{D}_{\text{аэро}}$, на виброактивность верифицированной модели двигателя могут проводится и когда величина $\vec{D}_{\text{мех}}$ на роторе заранее известна или определена при измерениях на балансировочном станке или испытательном стенде. Сопоставление расчетных АЧХ с экспериментальными позволяет с помощью модели определить величины аэродинамического дисбаланса, совместное действие которого с механическим приводит к схожим АЧХ, а также оценить вклад

аэродинамического дисбаланса в общий дисбаланс ротора. Результаты расчётов по исследованию влияния величины $\vec{D}_{аэро}$, моделируемого в первой ступени КНД в долях от величины $\vec{D}_{мех}$ при $\vec{D}_{мех} = 748$ гмм приведены на рис. 5.

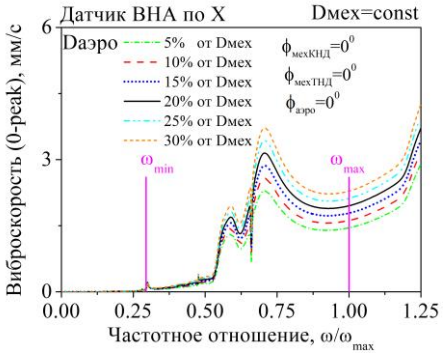

Рис. 5. Исследование влияния величины аэродинамического дисбаланса в 1 ступени КНД на виброактивность модели ТРДДФ в долях от механического дисбаланса ротора

Результаты расчетов показывают, что при таких же как в предыдущем расчете фазах дисбалансов в системе увеличение доли аэродинамического дисбаланса с 5% до 30% от постоянной величины $\vec{D}_{мех}$ приводит к росту вибраций модели двигателя на резонансных режимах в рабочем диапазоне почти в 1.5-1.6 раз, а на рабочем режиме ω_{max} к росту вибраций в 1.6 раз.

В работе [4] указано, что доля аэродинамического дисбаланса в суммарном дисбалансе ротора вентилятора может достигать 20%. В настоящей работе для демонстрации принципа проведения параметрических расчетов величина аэродинамического дисбаланса принята равной $\vec{D}_{аэро} = 0{,}2 \cdot \vec{D}_{\Sigma}$. Результаты параметрических расчетов по исследованию влияния аэродинамического дисбаланса на каждой из ступеней КНД модели ТРДДФ, представленные в виде разброса прогнозируемых максимальных и минимальных вибраций, регистрируемых по виртуальным датчикам, установленным в поясе ВНА в модели при проведении расчетов по предложенной методике (см. рис. 3) показаны на рис. 6.

В ходе расчетов для каждого из рассмотренных 8 вариантов распределения механического дисбаланса на роторе производилось варьирование фазы аэродинамического дисбаланса в каждой ступени КНД ротора. Для каждой ступени КНД фаза $\vec{D}_{аэро}$ варьировалась отдельно в диапазоне $\phi_{аэро} = 0^0 \div 315^0$ с шагом 45^0. Результаты расчетов по модели демонстрируют, что появление аэродинамического дисбаланса на первой и второй ступенях КНД может потенциально приводить к наибольшему изменению вибраций как в сторону ее увеличения, так и в сторону снижения на резонансных режимах в рабочем диапазоне и на рабочем режиме ω_{max}. Аэродинамический дисбаланс в третьей и четвертой ступенях КНД, также может оказывать влияние как на рост, так и на снижение вибраций на резонансных режимах в рабочем диапазоне и на постоянном режиме, однако это влияние меньше в сравнении с влиянием аэродинамического дисбаланса в первых двух ступенях. Отметим, что на рабочих оборотах и в широком диапазоне вблизи него модель демонстрирует малую чувствительность к изменению вибрации при различных сочетаниях механического дисбаланса на модулях ротора, что прогнозирует, что на реальном изделии модули ротора после их балансировки потенциально можно собирать без строгого определённого контроля к их взаимному положению, что в своею очередь позволяет снизить затраты связанные с необходимостью обеспечения такого контроля, а также существенно снижает трудоемкость сборки такого ротора.

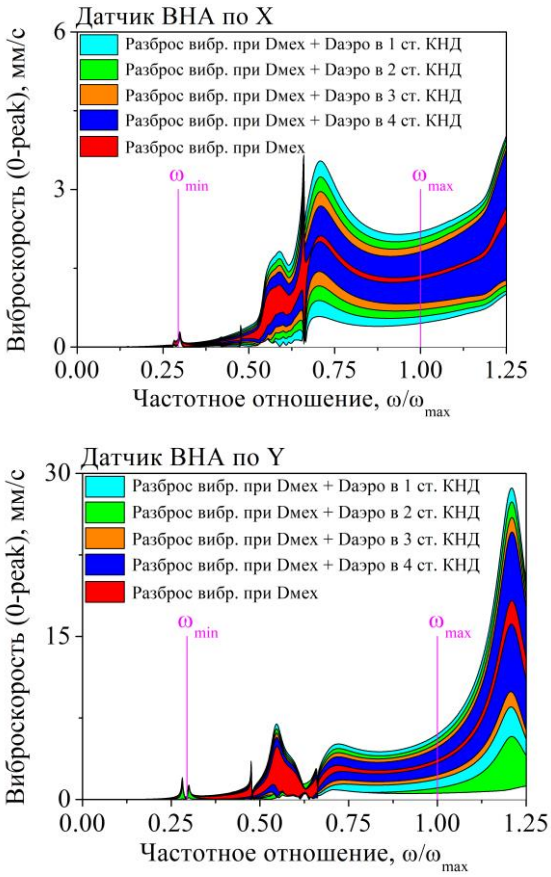

Рис. 6. Обобщенные АЧХ модели ТРДДФ после параметрических расчетов:
(а) вибрации по X; (б) вибрации по Y

3 Заключение

В работе рассмотрены принципы проведения параметрических расчетов по исследованию влияния аэродинамического дисбаланса каждой из ступеней КНД на виброактивность авиационного двигателя с помощью его цифровой модели, построенной в DYNAMICS R4. Представленный подход может использоваться в процессе верификации расчетных моделей по результатам экспериментов и при исследовании причин нестабильности вибраций двигателя.

Список использованных источников

[1] Динамика авиационных газотурбинных двигателей» / [В. О. Бауэр, И. А. Биргер, Р. И. Исаев и др.]; под ред. И. А. Биргера, Б. Ф. Шорра. М.: Машиностроение, 1981. 231 с.

[2] А.Г. Терешко, М.К. Леонтьев, К.В. Шапошников, С.А. Дегтярев. Перспективы использования цифрового двойника авиационного двигателя для расчетов динамики роторов // Перспективы развития двигателестроения: материалы сб. докл., Самара 21–23 июня 2023 г., Самара: Самарский университет, 2023. Т.1. С. 144-146.

[3] К.В. Шапошников, С.А. Дегтярев, М.К. Леонтьев, И.Л. Гладкий. Опыт использования цифрового двойника авиационного двигателя для расчетов динамики роторов при подготовке к испытаниям на стадии разработки изделия // Тезисы межд. конф. ICAM 2025, Москва, 1-3 декабря 2025 г., С. 699-703.

[4] Н. И. Старцев, С. В. Фалалеев. Конструкция узлов авиационных двигателей: компрессор. Учебн. пособие. Самара: СГАУ, 2006. 122 с.