УДК 629.7.036.34

Методика препарирования авиационных газотурбинных двигателей датчиками вибраций через оценку их информативности методами математического моделирования

К.В. ШАПОШНИКОВ,
д-р филос. по техн. наукам,
А.В. ДАВЫДОВ,
канд. техн. наук,
С.А. ДЕГТЯРЕВ,
М.К. ЛЕОНТЬЕВ,
д-р техн. наук
(ООО «Альфа-Транзит», Москва),
И.Л. ГЛАДКИЙ,
канд. техн. наук
(АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь)
kvshaposhnikov@alfatran.com

Предложена методика определения расположения вибрационных преобразователей на корпусах авиационных двигателей с целью повышения их информативности методами математического моделирования. Апробация методики, основанной на расчете и анализе форм колебаний общей динамической модели двигателя на его критических скоростях, позволила сформировать схему его препарирования датчиками вибраций с высоким откликом на возбуждающее действие со стороны роторов.

Авиационный двигатель, датчики вибрации, динамика роторов, схема препарирования двигателя, критическая скорость, ротор – корпус – подвеска, моделирование, DYNAMICS R4

Современные авиационные двигатели – это сложные динамические системы, состоящие из множества взаимодействующих элементов и подсистем. Сложными являются и их численные модели, разрабатываемые для оценки динамического поведения двигателей в эксплуатации. Верификация таких моделей заключается в проверке массовых и инерционных характеристик модели на соответствие их реальным значениям для деталей и узлов двигателя, а также в воспроизведении всех критических скоростей, появление которых допускается в рабочем диапазоне двигателя. При этом возникает проблема идентификации всех критических скоростей двигателя. Зарубежные стандарты по созданию моделей для расчетов динамики роторов предъявляют строгие требования к верификации расчетных моделей: расхождение между критическими скоростями, полученными в эксперименте и при использовании модели, не должно превышать 5 % [1]. В российском авиадвигателестроении нет стандартов, аналогичных стандарту [1], поэтому обычно оценивается точность расчетных моделей в соответствии со сложившейся на предприятии практикой создания таких моделей с контролем воспроизведения положения критических скоростей и их амплитуд [2].

Датчики, по которым производится оценка общей вибрации двигателя в эксплуатации, называются штатными. Вибрация в штатных точках необязательно должна быть максимальной, но обязательно наиболее характерной, наиболее четко и устойчиво связанной с возбуждающими силами [3]. Поскольку штатные датчики обычно располагаются на узлах подвески и регистрируют вибрацию только в одном-двух направлениях (радиальном и осевом либо только радиальных), то зачастую по данным их измерений не удается идентифицировать все критические скорости двигателя, так как из-за ортотропии свойств динамической системы формы колебаний на критических скоростях могут иметь существенные перемещения в направлениях, которые штатные датчики не контролируют. Амплитуда вибрации по штатным датчикам также может быть малой, без явно выраженных пиков, из-за чего затруднена четкая идентификация отдельных критических скоростей. В связи с этим возникает необходимость препарирования двигателя дополнительными датчиками для верификации его численных моделей и потребность проведения дополнительных специальных экспериментов.

Выбор схемы препарирования двигателя датчиками вибрации в практике российского авиадвигателестроения обычно определяется поставленной диагностической задачей и априорными сведениями о вибрационном поведении двигателей-предшественников. Чем менее четко сформулирована диагностическая задача и меньше априорных сведений, например, при создании новых двигателей, тем большее число точек и параметров объекта подлежит обследованию и тем более детальный анализ вибрационных сигналов и их характеристик требуется для диагностирования [4].

Модель колебательной системы авиационного двигателя

Стремление к максимальному снижению веса двигателя приводит к использованию облегченных корпусов и роторов в конструкциях современных авиационных газотурбинных двигателей. Собственные частоты колебаний корпусов двигателей в некоторых случаях могут располагаться ниже, чем частоты собственных изгибных колебаний роторов. При этом колебания отдельных узлов двигателя уже нельзя рассматривать изолированно от всей системы [3]. Возникает необходимость рассмотрения динамической схемы двигателя как единой системы ротор – корпус – подвеска. Проблемы моделирования таких систем описаны в работах [5–14]. Подробный обзор различных методов моделирования систем ротор – корпус в турбомашиностроении приведен в работе [15].

Методика создания моделей для расчетов динамики основана на представлении колебательной системы двигателя в виде дискретной конечно-элементной модели, состоящей из подсистем [16]. Модель авиационного двигателя с большой степенью двухконтурности, построенная в программной системе DYNAMICS R4, представлена на рис. 1.

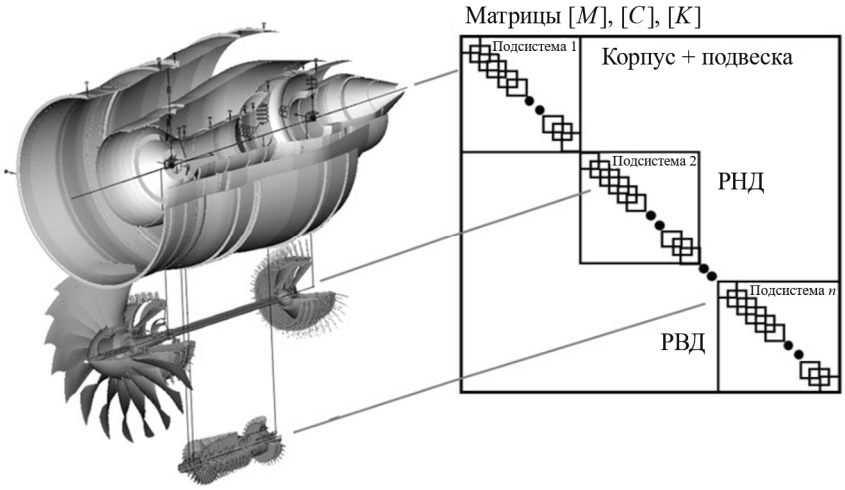


Рис. 1

Конечно-элементная модель сформирована с использованием двухузловых конечных элементов – балок и оболочек. Модель структурирована в виде основных подсистем, которыми являются роторы низкого и высокого давления двигателя, корпус и узлы подвески. Учет демпфирования в стойках корпусов двигателя в модели произведен с использованием безразмерного коэффициента относительного демпфирования $\xi = 0{,}1$ [17]. Коэффициенты демпфирования во всех демпферах опор двигателя приняты постоянными $C_{xx} = C_{yy} = 10^5\,\text{Н}\cdot\text{с/м}$.

Математическое описание каждой из подсистем представлено соответствующими матрицами масс и инерции, жесткости и демпфирования, из которых формируются совместные матрицы для всей колебательной системы. Затем составляется общее уравнение движения колебательной системы двигателя, которое в краткой форме для линейной колебательной системы может быть представлено в виде выражения

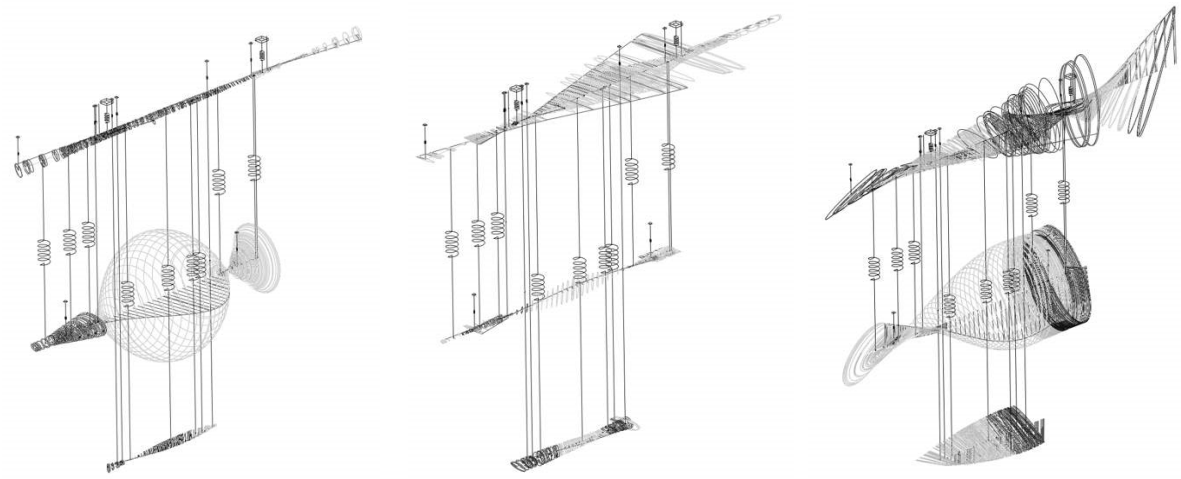
$$M\ddot{\boldsymbol{q}} + C\dot{\boldsymbol{q}} + K\boldsymbol{q} = Q\,, \tag{1}$$

где M – матрица масс и инерции; C – матрица демпфирования и гироскопических эффектов; K – матрица жесткости; Q – матрица внешних сил; $\boldsymbol{q}$ – вектор перемещений.

Решение левой части общего уравнения движения колебательной системы позволяет определить множество собственных частот системы в заданном расчетном диапазоне, из которых критическим скоростям будут соответствовать точки пересечения собственных частот различных форм колебаний системы с линиями возбуждения, связанными с частотами вращения роторов двигателя. Принципы работы алгоритмов расчета для решения уравнений движения колебательной системы, реализованные в программной системе DYNAMICS R4, описаны в работах [18, 19].

Виды резонансных режимов авиационного двигателя

Резонансные режимы, которые могут появиться в рабочем диапазоне работы роторов для модели динамической колебательной системы двигателя по формам колебаний, условно можно разделить на три группы – роторные, корпусные, совместные. Каждый из рассмотренных резонансных режимов дополнительно может подразделяться на осевые, крутильные и поперечные колебания. Основные виды резонансных режимов для динамической системы ротор – корпус – подвеска в поперечном направлении на примере рассмотренной модели авиационного двигателя представлены на рис. 2. Здесь: *а* – роторная форма; *б* – корпусный резонанс; *в* – совместная форма (ротор – корпус – подвеска). Далее под термином «критические скорости» будут пониматься колебания модели двигателя только в данном направлении.



а *б* *в*

Рис. 2

При роторных резонансах наибольшим деформациям подвергаются элементы конструкции роторов, тогда как при корпусных резонансах – элементы конструкции корпусов. Для совместных форм характерны существенные деформации как на роторах, так и на колеблющихся узлах корпусов двигателя. Наиболее опасными являются роторные и совместные резонансные режимы, поскольку в динамической системе двигателя всегда имеется источник возбуждения в виде остаточной неуравновешенности (дисбалансов) на роторах двигателя. Если ротор не имеет достаточной отстройки от режимов работы, где формы колебаний являются изгибными, то имеющиеся по длине ротора распределенные дисбалансы способны вызвать существенные прогибы, приводящие не только к большим вибрациям двигателя, но и к значительным напряжениям в роторе. Появление корпусных резонансов обусловлено наличием в рабочем диапазоне двигателя собственных частот корпусов, для которых основным источником возбуждения также может являться ротор. Вместе с тем большое число соединений в конструкциях корпусов авиационных двигателей и реализуемое в них конструкционное демпфирование совместно с использованием упругодемпферных опор может привести к тому, что корпусные резонансы либо совсем не возбуждаются ввиду гашения роторных вибраций демпферами, либо возбуждаются, но амплитуды вибраций по ним значительно ниже, чем по роторным резонансам, ввиду наличия достаточного демпфирования в динамической системе двигателя.

Гораздо более сложными и трудно прогнозируемыми (например, на моделях только роторной группы на эквивалентных опорах) являются совместные резонансы связанных колебаний системы ротор – корпус – подвеска, частоты и формы которых могут существенно отличаться от частот и форм колебаний отдельных роторов и корпусов [20]. Основными источниками возбуждения совместных форм колебаний системы ротор – корпус – подвеска в поперечном направлении также являются дисбалансы роторов. Из-за наличия вращающихся с различными скоростями роторов двигателя, непосредственно не связанных друг с другом, создается сложный механизм возбуждения, что также необходимо учитывать при анализе систем уровня ротор – корпус – подвеска.

Для того чтобы правильно классифицировать форму колебаний двигателя, необходимо провести ее анализ, оценивая формы колебаний его основных подсистем, выделяя подсистемы с характерными существенными деформациями. Отметим, что рассмотренная классификация поперечных форм колебаний является условной, поскольку даже при явно выраженных роторных формах небольшие деформации все равно будут наблюдаться на корпусах двигателя, а для выраженных корпусных форм, наоборот, на роторах. При выборе мест расположения датчиков на двигателе необходимо учитывать характер основных форм колебаний двигателя, которые планируется идентифицировать в ходе проведения экспериментальных измерений. Каждую отдельно взятую форму колебаний характеризуют положением и количеством ее узловых точек и точек пучности [21]. Пучностями называют точки, в которых амплитуды колебаний формы приобретают максимальные значения, а узлами – точки, в которых амплитуды колебаний обращаются в ноль. Для эффективной идентификации каждого конкретного резонансного режима колебаний двигателя устанавливаемый датчик должен располагаться как можно дальше от узловых точек соответствующей этому режиму формы колебаний. В то же время расположение датчика вблизи узловой точки формы колебаний (совместно с датчиками в зонах пучности) информативно, поскольку позволяет верифицировать форму колебаний по положению узловой точки. Однако данный подход требует наличия большого количества датчиков на двигателе.

Особенности конструкции подвески двигателя на пилоне, несимметричность расположения массивных агрегатов на его корпусах, наличие зазоров в подшипниках и демпферах опор роторов приводят к возникновению ортотропии упругих свойств колебательной системы в ортогональных направлениях, что, в свою очередь, влияет на орбиты колебаний отдельных сечений элементов модели, которые приобретают выраженную эллиптическую форму. Присутствие ортотропии в динамической системе двигателя приводит к необходимости учета и контроля форм колебаний системы ротор – корпус – подвеска не только с прямой, но и с обратной прецессией. В таких системах также возможно появление форм со смешанной прецессией, когда одна часть ротора совершает прямую прецессию, а другая – обратную [22]. Наличие ортотропии в динамической системе также может существенно влиять на информативность датчиков, установленных в ортогональных направлениях.

Для рассмотренной в статье модели авиационного двигателя произведен анализ форм колебаний на критических скоростях, возбуждаемых роторами низкого (рис. 3, *а*) и высокого (рис. 3, *б*) давления в диапазоне скоростей, в два раза превышающем максимальный режим работы двигателя.

Рис. 3

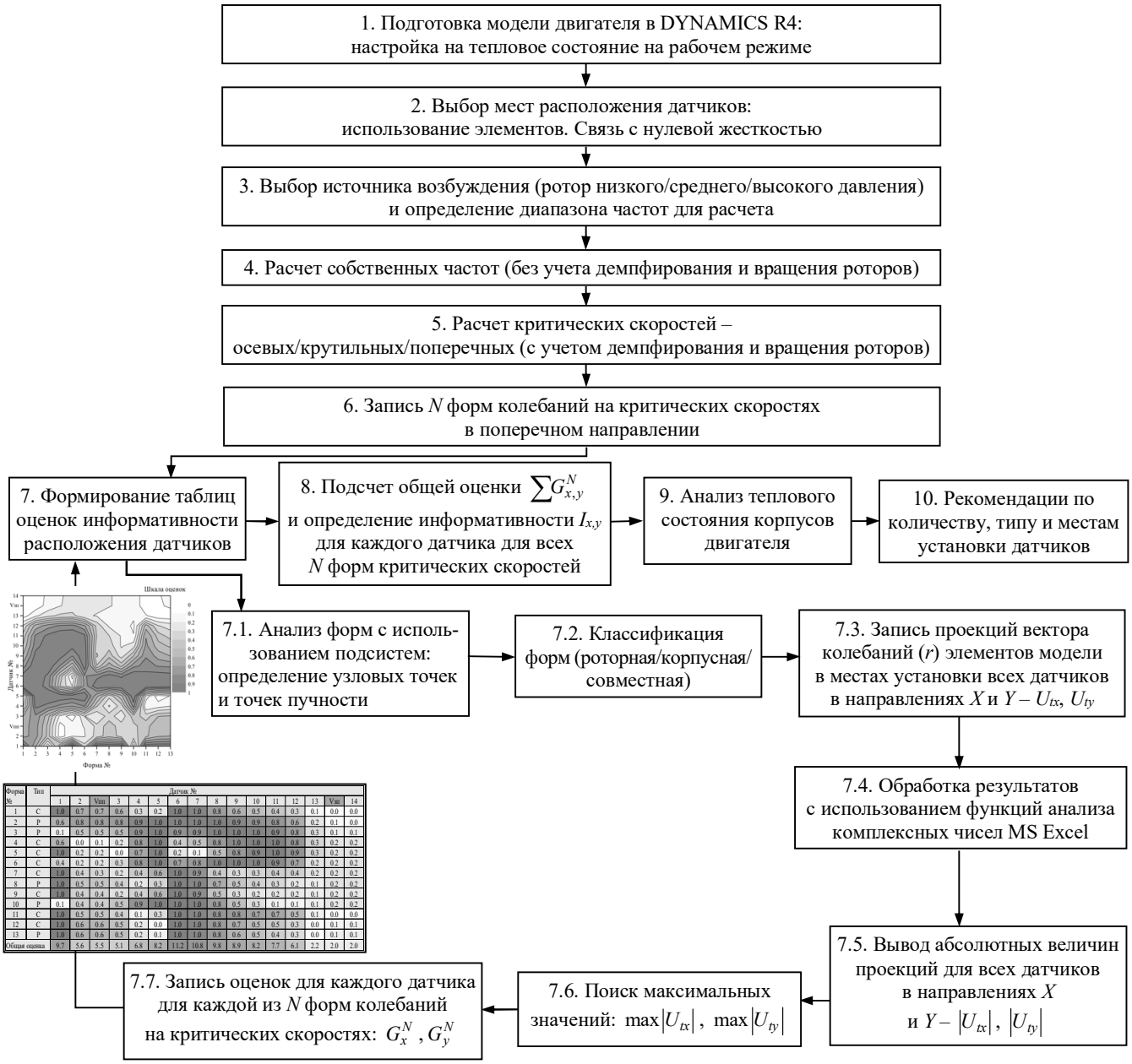
Анализ результатов показал, что 50–58 % от общего числа полученных расчетом форм колебаний на критических скоростях являются совместными формами колебаний системы ротор – корпус – подвеска, 11–13 % являются корпусными резонансами, а остальные приходятся на роторные формы.

Методика выбора расположения датчиков

В практике стационарного газотурбостроения принято размещать датчики вибрации на корпусах подшипников, так как они активно реагируют на основные динамические силы, возникающие при работе двигателя, а их уровень вибрации характеризует общее вибрационное состояние машины. Выбор точек

измерения для контроля вибрации газотурбинных двигателей наземного назначения регламентируется соответствующими стандартами, например, стандартом [23]. В случае авиационных двигателей подобных единых стандартов не существует из-за их индивидуальных особенностей. Расположение датчиков вблизи опор сопряжено с существенными техническими трудностями ввиду их труднодоступности, влияния высоких температур и фактического отсутствия достаточного свободного места для установки. В связи с этим датчики чаще всего располагают на узлах крепления подвески. При препарировании авиационного двигателя для идентификации его критических скоростей и их форм колебаний дополнительные датчики следует устанавливать на доступных фланцевых соединениях корпусов двигателя. Установка датчиков на фланцевых соединениях позволяет избежать влияния оболочечных форм колебаний корпусов двигателя, которые могут существенно затруднять идентификацию основных видов резонансных режимов двигателя в поперечном направлении.

Первичную оценку информативности расположения датчиков можно проводить, используя результаты расчетов форм колебаний на критических скоростях, полученные для модели двигателя (рис. 4).



Форма №	Тип	Датчик №														
		1	2	Vm	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	Vm	14
1	C	1.0	0.7	0.7	0.6	0.3	0.2	1.0	1.0	0.8	0.6	0.5	0.4	0.3	0.1	0.0	0.0
2	P	0.6	0.8	0.8	0.8	0.9	1.0	1.0	1.0	1.0	0.9	0.9	0.8	0.6	0.2	0.1	0.0
3	P	0.1	0.5	0.5	0.5	0.9	1.0	0.9	0.9	1.0	1.0	1.0	0.9	0.8	0.3	0.1	0.1
4	C	0.6	0.0	0.1	0.2	0.8	1.0	0.4	0.5	0.8	1.0	1.0	1.0	0.8	0.3	0.2	0.2
5	C	1.0	0.2	0.2	0.0	0.7	1.0	0.2	0.1	0.5	0.8	0.9	1.0	0.9	0.3	0.2	0.2
6	C	0.4	0.2	0.2	0.3	0.8	1.0	0.7	0.8	1.0	1.0	1.0	0.9	0.7	0.2	0.2	0.2
7	C	1.0	0.4	0.3	0.2	0.4	0.6	1.0	0.9	0.4	0.3	0.3	0.4	0.4	0.2	0.2	0.2
8	P	1.0	0.5	0.5	0.4	0.2	0.3	1.0	1.0	0.7	0.5	0.4	0.3	0.2	0.1	0.2	0.2
9	C	1.0	0.4	0.4	0.2	0.4	0.6	1.0	0.9	0.5	0.3	0.2	0.2	0.2	0.1	0.2	0.2
10	P	0.1	0.4	0.4	0.5	0.9	1.0	1.0	1.0	0.8	0.5	0.3	0.1	0.1	0.1	0.2	0.2
11	C	1.0	0.5	0.5	0.4	0.1	0.3	1.0	1.0	0.8	0.8	0.7	0.7	0.5	0.1	0.0	0.0
12	C	1.0	0.6	0.6	0.5	0.2	0.0	1.0	1.0	0.8	0.7	0.5	0.5	0.3	0.0	0.1	0.1
13	P	1.0	0.6	0.6	0.5	0.2	0.1	1.0	1.0	0.8	0.6	0.5	0.4	0.3	0.0	0.1	0.1
Общая оценка		9.7	5.6	5.5	5.1	6.8	8.2	11.2	10.8	9.8	8.9	8.2	7.7	6.1	2.2	2.0	2.0

Рис. 4

Для этого сначала необходимо подготовить модель двигателя и произвести настройку всех элементов модели на тепловое состояние, соответствующее предполагаемой температуре при эксплуатации

двигателя на рабочем режиме. Затем в модели выбираются места установки виртуальных датчиков, информативность которых по контролю критических скоростей предполагается проверить. На следующем этапе производится выбор источника возбуждения (ротор низкого/среднего/высокого давления) и определяется диапазон частот для расчета. Далее производится расчет собственных частот модели двигателя без учета демпфирования и вращения роторов, за которым следует расчет критических скоростей модели двигателя с учетом демпфирования и вращения роторов. Затем проводится запись N форм колебаний на критических скоростях в поперечном направлении, выделенных из общего числа форм критических скоростей (осевых, поперечных, крутильных), полученных по результатам расчетов.

После выбора форм, связанных с критическими скоростями, переходят к их анализу и формированию таблиц оценок информативности расположения датчиков. Каждая форма предварительно анализируется и классифицируется в соответствии с классификацией (роторная, корпусная, совместная). Для каждой формы определяются узловые точки и точки пучности. В местах установки датчиков в модели колебательной системы для каждой из N выбранных форм производится запись проекций вектора колебаний элементов модели в вертикальном и горизонтальном направлениях (U_{tx}, U_{ty}):

$$U_{tx} = \mathrm{Re}\left(U_{tx}\right) + \mathrm{Im}\left(U_{tx}\right) i\,; \tag{2}$$

$$U_{ty} = \mathrm{Re}\left(U_{ty}\right) + \mathrm{Im}\left(U_{ty}\right) i\,. \tag{3}$$

Поскольку вывод проекций вектора в DYNAMICS R4 производится в комплексной форме, далее производится обработка полученных результатов с использованием функций анализа комплексных чисел и запись абсолютных величин проекций вектора колебаний элементов модели $\left|U_{tx}\right|$, $\left|U_{ty}\right|$ для каждой из выделенных N форм колебаний на критических скоростях:

$$\left|U_{tx}\right| = \sqrt{\left(\mathrm{Re}\left(U_{tx}\right)\right)^2 + \left(\mathrm{Im}\left(U_{tx}\right)\right)^2}\,; \tag{4}$$

$$\left|U_{ty}\right| = \sqrt{\left(\mathrm{Re}\left(U_{ty}\right)\right)^2 + \left(\mathrm{Im}\left(U_{ty}\right)\right)^2}\,. \tag{5}$$

Производится поиск максимальных значений $\max\left|U_{tx}\right|$, $\max\left|U_{ty}\right|$ вектора колебаний элементов модели в местах установки датчиков, затем расчет оценок G_x^N, G_y^N для каждого датчика для каждой из N выделенных форм колебаний на критических скоростях и формирование таблиц оценок информативности расположения датчиков. Датчики оцениваются группами – по подсистемам, в которых они установлены. Под оценкой понимается отношение абсолютной величины проекции вектора колебаний элементов модели в месте установки конкретного датчика к максимальному значению вектора колебаний для группы датчиков, в которую входит рассматриваемый датчик:

$$G_x^N = \frac{\left|U_{tx}\right|}{\max\left|U_{tx}\right|}\,; \tag{6}$$

$$G_y^N = \frac{\left|U_{ty}\right|}{\max\left|U_{ty}\right|}\,. \tag{7}$$

Критерии оценки: 1 – наилучшее значение, 0 – наихудшее:

$$0 \ll G_x^N\,;\; G_y^N \ll 1\,. \tag{8}$$

Для всех таблиц производится подсветка ячеек в соответствии с выбранной шкалой оценок. Для каждой из таблиц оценок информативности датчиков в горизонтальном и вертикальном направлениях строятся цветовые контурные диаграммы с распределением расцветки, настроенной на шкалу оценок. После формирования таблиц оценок производится подсчет общей оценки информативности для каждого из датчиков. Общая оценка формируется как сумма оценок датчика для каждой из рассмотренных форм колебаний N на критических скоростях:

$$\sum G_{x,y}^N = G_{x,y}^1 + G_{x,y}^2 + \ldots + G_{x,y}^N\,. \tag{9}$$

Информативность датчика рассчитывается в процентах как отношение общей оценки для датчика к числу рассмотренных N форм колебаний на критических скоростях:

$$I_{x,y} = \frac{\sum G_{x,y}^{N}}{N} 100\,\% . \qquad (10)$$

Для выбора типов датчиков вибрации (общего назначения/высокотемпературные) при формировании схемы препарирования двигателя необходимо произвести анализ теплового состояния его корпусов. Анализ теплового состояния корпусов чрезвычайно важен при подготовке схемы препарирования двигателя вибродатчиками, так как повышение температуры рабочей среды может существенно влиять на изменение чувствительности работающего в таких условиях датчика-акселерометра.

Оценка информативности расположения датчиков

Для модели авиационного двигателя с большой степенью двухконтурности на фланцах корпусов, входящих в силовую схему, выделено четырнадцать сечений, в которых возможна установка датчиков. Продемонстрируем пространственное положение датчиков на внешнем (рис. 5, *а*) и внутреннем (рис. 5, *б*) корпусах на 3D-визуализации модели авиационного двигателя. Датчики ориентированы в горизонтальном и вертикальном направлениях. Штатные датчики ($V_{пп}$, $V_{зп}$) установлены на узлах подвески двигателя.

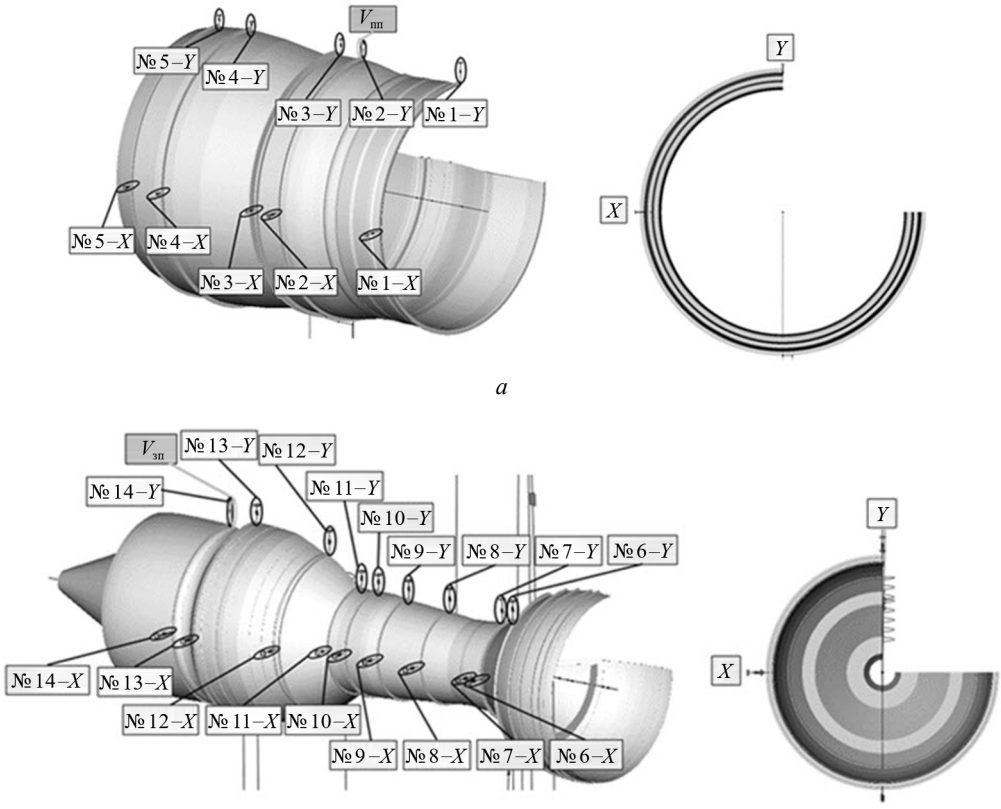


Рис. 5

По предложенной методике для критических скоростей, попавших в рабочий диапазон роторов низкого и высокого давления, произведена оценка информативности датчиков, установленных в модели. Оценки информативности датчиков, сформированные по результатам расчетов, представлены в виде таблиц на рис. 6, где типы форм обозначены следующим образом: Р – роторная, К – корпусный резонанс; С – совместная (ротор – корпус – подвеска). Линиями обозначены режимы работы двигателя.

Графическая интерпретация таблиц оценок информативности датчиков вибрации в горизонтальном и вертикальном направлениях представлена в виде цветовых контурных диаграмм. Оценка информативности расположения датчиков для контроля критических скоростей, возбуждаемых ротором низкого давления, представлена на рис. 7, ротором высокого давления – на рис. 8. Рис. 7, 8, *а* иллюстрируют

контроль в горизонтальном направлении, рис. 7, 8, *б* – контроль в вертикальном направлении. Оценки информативности датчиков: 1 – наилучшее значение, 0 – наихудшее.

Форма №	Тип	Датчик № 1	2	Vпп	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	Vзп	14
1	C	1.0	0.7	0.7	0.6	0.3	0.2	1.0	1.0	0.8	0.6	0.5	0.4	0.3	0.1	0.0	0.0
2	P	0.6	0.8	0.8	0.8	0.9	1.0	1.0	1.0	1.0	0.9	0.9	0.8	0.6	0.2	0.1	0.0
3	P	0.1	0.5	0.5	0.5	0.9	1.0	0.9	0.9	1.0	1.0	1.0	0.9	0.8	0.3	0.1	0.1
4	C	0.6	0.0	0.1	0.2	0.8	1.0	0.4	0.5	0.8	1.0	1.0	1.0	0.8	0.3	0.2	0.2
5	C	1.0	0.2	0.2	0.0	0.7	1.0	0.2	0.1	0.5	0.8	0.9	1.0	0.9	0.3	0.2	0.2
6	C	0.4	0.2	0.2	0.3	0.8	1.0	0.7	0.8	1.0	1.0	1.0	0.9	0.7	0.2	0.2	0.2
7	C	1.0	0.4	0.3	0.2	0.4	0.6	1.0	0.9	0.4	0.3	0.3	0.4	0.4	0.2	0.2	0.2
8	P	1.0	0.5	0.5	0.4	0.2	0.3	1.0	1.0	0.7	0.5	0.4	0.3	0.2	0.1	0.2	0.2
9	C	1.0	0.4	0.4	0.2	0.4	0.6	1.0	0.9	0.5	0.3	0.2	0.2	0.2	0.1	0.2	0.2
10	P	0.1	0.4	0.4	0.5	0.9	1.0	1.0	1.0	0.8	0.5	0.3	0.1	0.1	0.1	0.2	0.2
11	C	1.0	0.5	0.5	0.4	0.1	0.3	1.0	1.0	0.8	0.8	0.7	0.7	0.5	0.1	0.0	0.0
12	C	1.0	0.6	0.6	0.5	0.2	0.0	1.0	1.0	0.8	0.7	0.5	0.5	0.3	0.0	0.1	0.1
13	P	1.0	0.6	0.6	0.5	0.2	0.1	1.0	1.0	0.8	0.6	0.5	0.4	0.3	0.0	0.1	0.1
Общая оценка		9.7	5.6	5.5	5.1	6.8	8.2	11.2	10.8	9.8	8.9	8.2	7.7	6.1	2.2	2.0	2.0

Земной малый газ

Макси-мальный режим

Форма №	Тип	Датчик № 1	2	Vпп	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	Vзп	14
1	C	1.0	0.0	0.0	0.0	1.0	1.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
2	P	1.0	0.2	0.2	0.1	0.6	0.9	0.5	0.3	0.5	0.8	0.9	1.0	0.9	0.4	0.4	0.4
3	P	1.0	0.3	0.3	0.1	0.5	0.8	1.0	0.8	0.0	0.4	0.6	0.7	0.7	0.6	0.6	0.6
4	C	1.0	0.2	0.2	0.1	0.6	0.9	1.0	0.7	0.2	0.7	0.9	1.0	1.0	0.7	0.8	0.8
5	C	1.0	0.2	0.2	0.0	0.7	0.9	0.8	0.6	0.2	0.5	0.6	0.7	0.8	0.8	1.0	1.0
6	C	1.0	0.2	0.2	0.0	0.7	1.0	0.5	0.3	0.5	0.8	0.9	1.0	1.0	0.7	0.8	0.8
7	C	0.5	0.1	0.1	0.2	0.8	1.0	0.5	0.5	0.8	0.9	1.0	1.0	0.8	0.1	0.1	0.1
8	P	0.7	0.2	0.2	0.2	0.8	1.0	0.5	0.5	0.8	0.9	1.0	1.0	0.8	0.5	0.5	0.5
9	C	0.7	0.0	0.0	0.1	0.8	1.0	0.4	0.5	0.8	1.0	1.0	1.0	0.9	0.4	0.4	0.4
10	P	0.4	0.2	0.2	0.3	0.8	1.0	1.0	1.0	0.9	0.7	0.6	0.5	0.3	0.2	0.2	0.2
11	C	1.0	0.4	0.4	0.3	0.2	0.4	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	0.9	0.5	0.5	0.5
12	C	1.0	0.9	0.9	0.9	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	0.7	0.4	0.3	0.2	0.1	0.1	0.1
13	P	0.8	0.8	0.8	0.8	1.0	1.0	1.0	1.0	0.9	0.8	0.6	0.6	0.4	0.1	0.2	0.2
Общая оценка		11.1	3.9	3.8	3.2	9.5	11.9	9.2	8.3	7.3	8.9	9.5	9.5	8.5	5.1	5.5	5.6

а

Форма №	Тип	Датчик № 1	2	Vпп	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	Vзп	14
1	C	1.0	0.7	0.7	0.6	0.3	0.2	1.0	1.0	0.8	0.6	0.5	0.4	0.3	0.1	0.0	0.0
2	C	0.3	0.5	0.5	0.6	0.9	1.0	0.9	0.9	1.0	1.0	0.9	0.9	0.7	0.2	0.1	0.1
3	C	0.4	0.2	0.2	0.3	0.8	1.0	0.6	0.7	0.9	1.0	1.0	1.0	0.8	0.3	0.2	0.2
4	C	0.8	0.1	0.1	0.1	0.8	1.0	0.1	0.2	0.7	0.9	1.0	1.0	0.8	0.3	0.2	0.2
5	P	0.7	0.2	0.2	0.2	0.8	1.0	0.7	0.7	0.9	1.0	1.0	1.0	0.8	0.4	0.4	0.4
6	P	1.0	0.2	0.2	0.0	0.7	1.0	0.2	0.1	0.5	0.8	1.0	1.0	0.9	0.3	0.3	0.2
7	C	1.0	0.3	0.3	0.2	0.4	0.7	1.0	0.8	0.2	0.1	0.3	0.4	0.4	0.2	0.2	0.2
8	C	1.0	0.4	0.3	0.2	0.4	0.6	1.0	0.9	0.4	0.0	0.1	0.2	0.2	0.1	0.2	0.2
9	C	1.0	0.4	0.3	0.2	0.4	0.6	1.0	0.9	0.4	0.1	0.1	0.2	0.2	0.1	0.2	0.2
10	P	1.0	0.3	0.3	0.3	0.2	0.3	1.0	0.5	0.5	0.0	0.5	0.5	0.5	0.0	0.0	0.0
11	P	0.0	0.4	0.4	0.5	0.9	1.0	1.0	1.0	0.8	0.5	0.3	0.1	0.1	0.1	0.2	0.2
12	C	1.0	0.4	0.2	0.2	0.6	0.8	0.5	0.5	0.5	1.0	1.0	1.0	0.5	0.5	0.5	0.5
13	C	1.0	0.5	0.5	0.3	0.0	0.3	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	0.0	0.0	0.0
14	C	1.0	0.6	0.6	0.5	0.2	0.1	1.0	1.0	0.8	0.7	0.5	0.5	0.3	0.0	0.0	0.0
15	P	1.0	0.5	0.5	0.4	0.1	0.3	0.6	0.6	0.8	0.9	1.0	1.0	0.9	0.3	0.2	0.2
16	C	0.3	0.1	0.1	0.2	0.8	1.0	0.1	0.1	0.4	0.7	0.9	1.0	0.9	0.5	0.4	0.4
17	C	0.3	0.2	0.2	0.2	0.8	1.0	0.1	0.1	0.4	0.7	0.9	1.0	0.9	0.5	0.4	0.4
18	C	0.4	0.2	0.2	0.2	0.8	1.0	0.1	0.1	0.4	0.7	0.9	1.0	0.9	0.5	0.4	0.4
19	C	0.2	0.2	0.2	0.2	0.8	1.0	0.1	0.1	0.5	0.8	0.9	1.0	0.9	0.4	0.3	0.3
20	C	0.4	0.2	0.2	0.2	0.8	1.0	0.1	0.1	0.2	0.5	0.9	0.9	1.0	0.7	0.6	0.6
21	C	1.0	0.4	0.4	0.2	0.5	0.8	0.1	0.0	0.3	0.7	0.9	1.0	1.0	0.7	0.7	0.7
22	P	1.0	0.5	0.5	0.4	0.0	0.1	0.1	0.1	0.3	0.7	0.9	0.9	1.0	0.8	0.8	0.8
23	C	1.0	0.5	0.5	0.4	0.1	0.2	0.2	0.1	0.4	0.7	0.9	0.9	1.0	0.9	0.9	0.9
24	P	1.0	0.5	0.5	0.4	0.1	0.2	0.1	0.1	0.3	0.7	0.8	0.9	1.0	0.7	0.7	0.7
25	K	1.0	0.5	0.5	0.4	0.1	0.0	0.0	0.1	0.4	0.6	0.6	0.6	0.3	0.7	1.0	1.0
26	C	1.0	0.6	0.6	0.4	0.2	0.2	0.4	0.6	1.0	0.8	0.9	0.8	0.8	0.6	0.4	0.4
27	K	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	0.0	0.0	0.0
28	C	1.0	0.4	0.4	0.3	0.8	0.9	1.0	1.0	0.6	0.1	0.3	0.5	0.7	0.6	0.6	0.6
29	C	1.0	0.4	0.4	0.4	0.6	0.8	0.6	0.6	0.6	0.4	0.4	0.4	1.0	0.6	0.6	0.6
30	P	1.0	0.4	0.4	0.3	0.5	0.5	0.2	0.3	0.4	0.5	0.4	0.3	0.0	0.8	1.0	1.0
31	P	1.0	0.4	0.3	0.3	0.4	0.4	0.1	0.2	0.4	0.5	0.4	0.4	0.0	0.8	1.0	1.0
32	K	1.0	0.4	0.4	0.2	0.6	0.6	0.1	0.1	0.3	0.4	0.3	0.3	0.1	0.7	1.0	1.0
33	K	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
34	P	1.0	0.4	0.3	0.2	0.4	0.4	0.2	0.3	0.4	0.4	0.3	0.1	0.2	0.8	1.0	1.0
35	K	1.0	0.4	0.3	0.2	0.5	0.5	0.1	0.2	0.4	0.4	0.3	0.2	0.2	0.8	1.0	1.0
36	P	1.0	0.4	0.4	0.2	0.4	0.3	0.1	0.1	0.5	1.0	1.0	0.9	0.6	0.5	0.7	0.7
37	C	1.0	0.3	0.3	0.2	0.4	0.4	0.5	0.5	0.1	0.3	0.5	0.6	0.2	0.7	1.0	1.0
38	K	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
39	C	1.0	0.2	0.1	0.1	0.4	0.4	1.0	1.0	0.8	0.2	0.4	0.6	0.5	0.6	0.7	0.8
40	C	1.0	0.1	0.1	0.0	0.4	0.4	1.0	1.0	0.7	0.1	0.3	0.6	0.6	0.3	0.5	0.5
41	C	1.0	0.1	0.1	0.0	0.4	0.5	1.0	1.0	0.8	0.1	0.4	0.6	0.7	0.3	0.5	0.5
42	C	1.0	0.1	0.1	0.2	0.4	0.5	1.0	1.0	0.8	0.2	0.3	0.6	0.7	0.3	0.3	0.3
43	C	1.0	0.0	0.0	0.1	0.3	0.5	1.0	1.0	0.2	0.7	0.8	0.7	0.5	0.2	0.8	0.8
44	K	1.0	0.1	0.1	0.2	0.4	0.5	0.2	0.2	0.0	0.1	0.1	0.0	0.4	0.7	0.9	1.0
45	P	1.0	0.1	0.1	0.3	0.4	0.5	1.0	1.0	0.7	0.4	0.2	0.3	0.4	0.2	0.4	0.4
46	P	1.0	0.2	0.2	0.4	0.5	0.7	0.8	1.0	0.8	0.4	0.0	0.5	0.5	0.0	0.5	0.5
47	P	1.0	0.5	0.5	0.7	0.5	0.8	1.0	1.0	0.7	0.4	0.0	0.3	0.5	0.1	0.2	0.2
48	K	1.0	0.4	0.4	0.6	0.4	0.7	0.1	0.1	1.0	0.7	0.0	0.4	0.8	0.0	0.3	0.3
49	P	1.0	0.6	0.6	0.6	0.4	1.0	0.5	0.5	1.0	0.5	0.0	0.5	1.0	0.0	0.5	0.5
50	C	1.0	0.8	0.8	0.9	0.6	1.0	0.1	0.3	1.0	0.7	0.1	0.4	0.9	0.1	0.3	0.3
51	C	0.8	0.8	0.8	0.9	0.6	1.0	0.1	0.3	1.0	0.7	0.1	0.3	0.8	0.1	0.3	0.3
52	C	0.8	0.9	0.9	1.0	0.5	1.0	0.4	0.5	1.0	0.7	0.2	0.3	0.6	0.1	0.3	0.3
53	P	1.0	1.0	1.0	1.0	0.6	0.6	0.9	0.9	0.6	1.0	1.0	0.6	0.4	0.3	0.0	0.3
54	C	0.7	0.9	0.9	1.0	0.5	1.0	0.6	0.7	1.0	0.8	0.2	0.2	0.6	0.0	0.3	0.3
55	C	0.1	1.0	1.0	1.0	0.5	1.0	0.3	0.1	1.0	1.0	0.3	0.2	0.9	0.2	0.2	0.3
56	P	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
57	C	0.9	1.0	1.0	1.0	0.5	1.0	0.2	0.1	0.8	1.0	0.5	0.1	0.6	0.2	0.2	0.2
58	C	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.7	1.0	0.7	0.5	0.5	0.0	0.0	0.0
Общая оценка		45.0	21.7	21.3	20.6	25.4	34.4	27.4	27.1	34.1	32.9	30.1	33.0	34.7	20.1	24.4	25.1

Земной малый газ

Макси-мальный режим

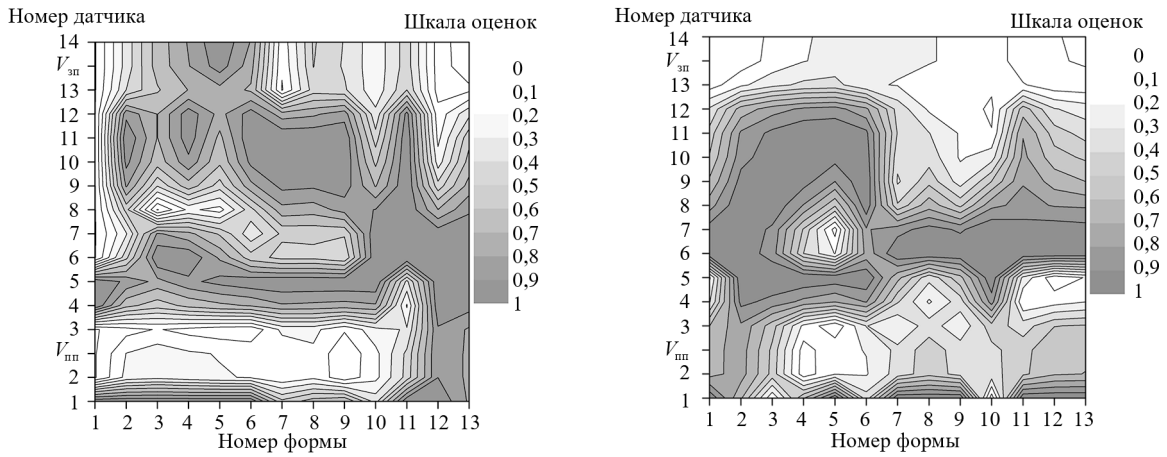
Форма №	Тип	Датчик № 1	2	Vпп	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	Vзп	14
1	C	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
2	C	1.0	0.2	0.2	0.1	0.7	0.9	0.5	0.5	0.5	0.5	1.0	1.0	1.0	0.5	0.5	0.5
3	C	1.0	0.2	0.2	0.1	0.6	0.9	0.9	0.7	0.3	0.7	0.9	1.0	1.0	0.6	0.7	0.7
4	C	1.0	0.3	0.3	0.1	0.6	0.8	1.0	0.9	0.4	0.1	0.3	0.1	0.3	0.5	0.7	0.7
5	P	1.0	0.2	0.2	0.1	0.7	0.9	1.0	1.0	0.4	0.9	1.0	1.0	1.0	0.6	0.4	0.4
6	P	1.0	0.3	0.3	0.1	0.5	0.8	1.0	0.9	0.5	0.4	0.3	0.3	0.0	0.4	0.6	0.7
7	C	1.0	0.4	0.4	0.3	0.2	0.4	0.8	0.7	0.8	1.0	1.0	1.0	0.7	0.2	0.6	0.6
8	C	0.3	0.2	0.2	0.3	0.8	1.0	0.5	0.5	0.8	0.9	1.0	1.0	0.7	0.1	0.2	0.3
9	C	0.7	0.0	0.0	0.1	0.8	1.0	0.4	0.5	0.8	1.0	1.0	1.0	0.9	0.4	0.3	0.3
10	P	0.5	0.1	0.1	0.2	0.8	1.0	0.5	0.5	0.8	0.9	1.0	1.0	0.8	0.5	0.5	0.5
11	P	0.5	0.0	0.2	0.2	0.8	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
12	C	1.0	0.4	0.4	0.3	0.2	0.4	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	0.5	0.5	0.5
13	C	1.0	0.4	0.4	0.3	0.7	1.0	0.7	0.7	0.8	1.0	1.0	1.0	0.6	0.5	0.9	0.9
14	C	1.0	0.7	0.7	0.7	0.5	0.5	1.0	1.0	0.8	0.6	0.4	0.3	0.2	0.1	0.1	0.1
15	P	1.0	0.5	0.5	0.4	0.2	0.4	0.8	0.8	1.0	1.0	1.0	0.9	0.7	0.3	0.2	0.2
16	C	1.0	0.3	0.3	0.1	0.7	1.0	0.3	0.4	0.6	0.9	1.0	1.0	0.9	0.4	0.4	0.4
17	C	1.0	0.4	0.4	0.3	0.6	0.9	0.5	0.6	0.7	0.9	1.0	1.0	0.9	0.7	0.8	0.9
18	C	1.0	0.4	0.4	0.3	0.6	0.8	0.6	0.6	0.8	1.0	1.0	1.0	0.9	0.5	0.5	0.5
19	C	0.7	0.4	0.4	0.3	0.8	1.0	0.5	0.5	0.5	0.7	0.9	1.0	1.0	0.6	0.4	0.4
20	C	0.2	0.4	0.4	0.4	0.9	1.0	0.7	0.7	0.5	0.7	0.9	1.0	1.0	0.5	0.4	0.4
21	C	1.0	0.4	0.4	0.2	0.6	0.9	0.1	0.0	0.3	0.7	0.9	1.0	1.0	0.6	0.6	0.6
22	P	1.0	0.6	0.6	0.5	0.7	0.8	0.1	0.1	0.4	0.7	0.9	1.0	1.0	0.6	0.5	0.5
23	C	1.0	0.5	0.5	0.4	0.2	0.2	0.1	0.0	0.3	0.7	0.9	1.0	1.0	0.6	0.5	0.5
24	P	1.0	0.6	0.6	0.6	0.6	0.6	0.2	0.2	0.3	0.7	0.9	1.0	1.0	0.6	0.5	0.5
25	K	1.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
26	C	1.0	0.6	0.5	0.5	0.5	0.5	0.1	0.1	0.5	0.8	1.0	1.0	0.9	0.6	0.5	0.5
27	K	1.0	0.5	0.5	0.5	0.6	0.6	0.1	0.2	0.6	0.9	1.0	1.0	0.7	0.4	0.6	0.6
28	C	1.0	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.0	0.7	0.7	1.0	0.7	0.7	0.7	0.7	1.0	1.0
29	C	1.0	0.5	0.5	0.3	0.6	0.7	0.1	0.1	0.2	0.3	0.4	0.4	0.6	0.8	1.0	1.0
30	P	1.0	0.4	0.4	0.3	0.3	0.3	0.1	0.1	0.6	1.0	1.0	1.0	0.7	0.5	0.6	0.6
31	P	1.0	0.4	0.4	0.3	0.6	0.8	0.1	0.1	0.6	0.9	1.0	1.0	0.7	0.5	0.8	0.8
32	K	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
33	K	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	0.4	0.4	0.6	1.0	0.6	0.4	0.0	1.0	1.0	1.0
34	P	1.0	0.4	0.3	0.2	0.4	0.4	1.0	1.0	0.7	0.2	0.3	0.4	0.6	0.6	0.5	0.5
35	K	1.0	0.4	0.3	0.3	0.4	0.4	1.0	1.0	0.9	0.4	0.4	0.6	0.6	0.6	0.6	0.6
36	P	1.0	0.3	0.3	0.2	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.5	0.7	0.9	1.0	1.0	1.0	1.0
37	C	1.0	0.3	0.3	0.2	0.4	0.5	1.0	1.0	0.9	0.4	0.1	0.3	0.6	0.7	0.7	0.7
38	K	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.8	1.0	1.0
39	C	1.0	0.2	0.1	0.1	0.5	0.8	0.5	0.5	0.8	0.6	0.3	0.1	0.5	0.9	1.0	1.0
40	C	1.0	0.2	0.1	0.1	0.5	0.4	0.6	0.7	0.5	0.6	0.5	0.3	0.4	0.9	1.0	1.0
41	C	1.0	0.1	0.1	0.1	0.5	0.6	0.3	0.4	0.5	0.5	0.4	0.3	0.4	0.9	1.0	1.0
42	C	1.0	0.1	0.1	0.2	0.4	0.6	0.5	0.5	0.1	0.4	0.5	0.5	0.2	0.9	1.0	1.0
43	C	1.0	0.0	0.0	0.0	0.5	0.5	0.5	0.7	0.5	0.7	0.7	0.7	0.0	0.5	1.0	1.0
44	K	1.0	0.0	0.0	0.4	0.4	0.8	1.0	1.0	0.4	0.4	0.4	0.6	0.4	0.6	1.0	1.0
45	P	1.0	0.3	0.3	0.3	0.6	0.7	0.2	0.2	0.2	0.5	0.4	0.4	0.3	0.8	0.9	1.0
46	P	1.0	0.4	0.4	0.7	0.6	0.8	0.3	0.1	0.9	1.0	0.8	0.4	0.3	0.4	0.4	0.4
47	P	0.7	0.7	0.7	0.8	0.6	1.0	0.3	0.3	1.0	0.4	0.5	0.8	0.9	0.7	0.9	1.0
48	K	0.6	0.7	0.8	0.8	0.6	1.0	0.3	0.4	0.9	0.3	0.5	0.8	0.9	0.8	1.0	1.0
49	P	0.7	0.7	0.8	0.8	0.6	1.0	0.5	0.5	1.0	0.6	0.1	0.3	0.5	0.6	0.7	0.7
50	C	0.4	0.8	0.8	0.8	0.6	1.0	0.7	0.7	1.0	0.4	0.3	0.7	0.8	0.6	0.8	0.8
51	C	0.1	0.9	0.9	0.9	0.5	1.0	1.0	1.0	1.0	0.2	0.2	0.4	0.3	0.1	0.3	0.3
52	C	0.2	0.9	0.9	1.0	0.5	1.0	0.8	0.8	0.5	0.2	0.6	0.7	0.6	1.0	1.0	1.0
53	P	0.8	1.0	1.0	1.0	0.5	0.9	0.8	0.8	1.0	0.8	0.2	0.3	0.6	0.5	0.6	0.7
54	C	0.2	1.0	1.0	0.9	0.6	1.0	1.0	1.0	0.9	0.5	0.4	0.7	0.9	0.8	1.0	1.0
55	C	1.0	0.7	0.7	0.6	0.4	0.6	0.2	0.1	0.8	0.5	0.5	0.8	0.9	0.8	1.0	1.0
56	P	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.4	1.0	0.8	0.0	0.0	0.0
57	C	1.0	0.4	0.4	0.3	0.2	0.3	0.2	0.1	0.8	0.5	0.2	0.7	1.0	0.8	1.0	1.0
58	C	1.0	0.3	0.3	0.3	0.1	0.2	0.0	0.0	0.4	0.2	0.3	0.5	0.6	0.9	1.0	1.0
Общая оценка		46.6	21.9	21.6	20.0	28.4	37.6	28.0	28.4	34.3	33.4	34.3	38.2	36.1	32.5	36.8	37.4

Земной малый газ

Макси-мальный режим

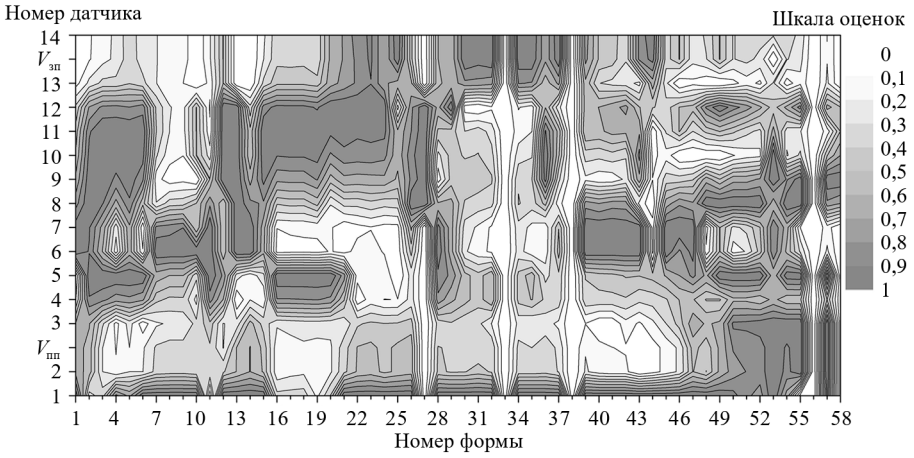
б

Рис. 6

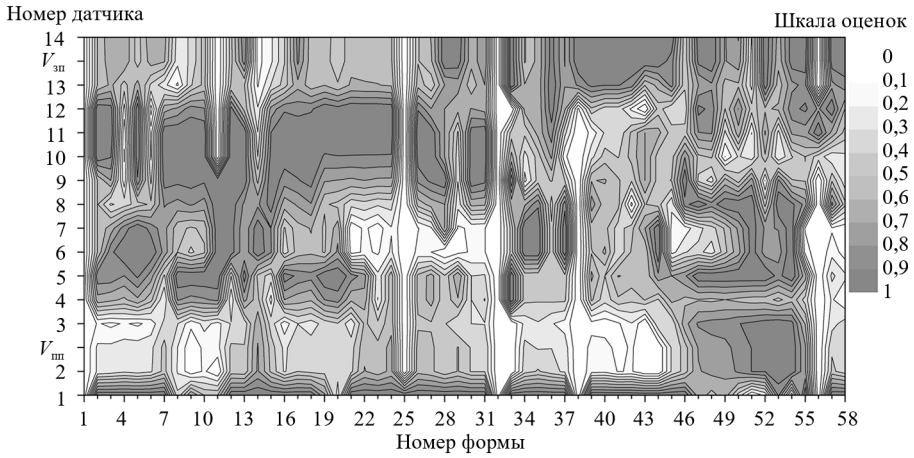


а *б*

Рис. 7



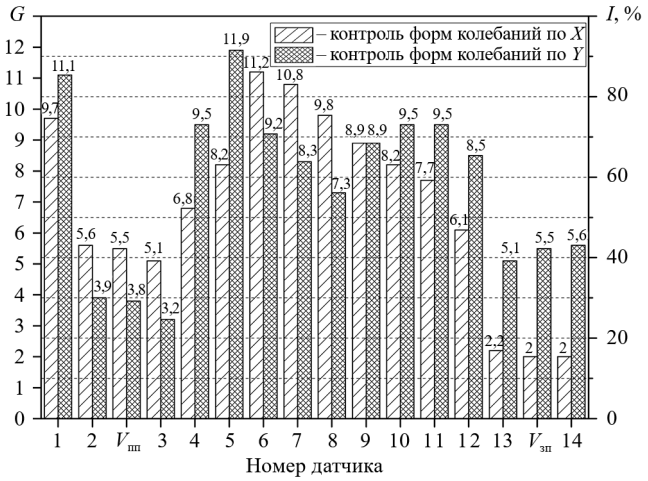
а



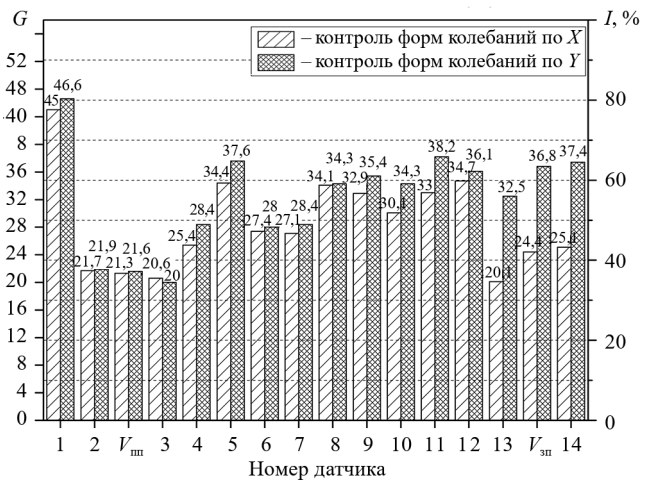
б

Рис. 8

Приведем общую оценку G и информативность I расположения датчиков для контроля критических скоростей возбуждаемых роторами низкого (рис. 9, *а*) и высокого (рис. 9, *б*) давления в рассмотренной модели авиационного двигателя.



а



б

Рис. 9

Результаты расчетов по оценке информативности расположения датчиков, проведенные на модели авиационного двигателя, показали, что для ее верификации с результатами экспериментальных измерений с целью получения максимального количества информации о критических скоростях реального дви-

гателя на внешнем корпусе двигателя рекомендуется использовать одноосевые датчики для контроля вибрации двигателя в направлениях *X* и *Y*, установленные на кронштейнах, прикрепленных к фланцам корпуса в плоскостях № 1, 4, 5 (см. рис. 5, *а*). На внутреннем корпусе рекомендуется использовать одноосевые датчики для контроля вибраций в направлениях *X* и *Y*, установленные на кронштейнах, прикрепленных к фланцам корпуса в плоскостях № 6–12 (см. рис. 5, *б*).

Проведенные расчеты имеют оценочный характер, поскольку отражают возбуждение всех возможных критических скоростей динамической колебательной системы, тогда как в реальном двигателе появление тех или иных критических скоростей зачастую зависит от определенного распределения остаточных дисбалансов. Возбуждение некоторых критических скоростей может требовать «экзотического» сочетания дисбалансов на роторах двигателя, и, таким образом, они могут не возбуждаться при стандартном распределении дисбалансов на основных узлах роторов. Для исключения таких критических скоростей и сокращения общего числа критических скоростей, которые необходимо контролировать при помощи датчиков, требуется проведение серии расчетов с различными комбинациями дисбалансов. Моделирование вибрационного поведения двигателя, приближенного к реальному, с возбуждением от совместного действия остаточных дисбалансов всех роторов двигателя можно осуществить, используя алгоритмы нестационарного анализа, реализованные в DYNAMICS R4.

Таким образом, предложенная методика выбора мест расположения датчиков позволяет произвести первичную оценку их информативности по результатам анализа форм колебаний на критических скоростях, полученных расчетом, для модели авиационного двигателя. Апробация методики на модели авиационного двигателя с большой степенью двухконтурности, построенной в программной системе для исследования задач роторной динамики DYNAMICS R4, позволила сформировать схему препарирования двигателя из датчиков вибрации с высокой информативностью о его критических скоростях и формах колебаний динамической системы двигателя на них.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. API RP 684. Paragraphs Rotodynamic Tutorial: Lateral Critical Speeds, Unbalance Response, Stability, Train Torsionals and Rotor Balancing. Washington: American Petroleum Institute, 2005. 320 p.
2. З*релов В.А., Проданов М.Е., Белоусов А.И.* Анализ динамики создания отечественных авиационных ГТД // Изв. вузов. Авиационная техника. 2008. № 4. С. 7–12.
3. Вибрации в технике. Справочник: в 6 т. / Под ред. Ф.М. Диментберга, К.С. Колесникова. М.: Машиностроение, 1980. Т. 3. Колебания машин, конструкций и их элементов. 544 с.
4. *Карасев В.А., Максимов В.П., Сидоренко М.К.* Вибрационная диагностика газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1978. 132 с.
5. *Натанзон В.Я.* Влияние колебания корпуса на критические скорости ротора // Колебания в турбомашинах: Сб. статей / Под. ред. С.В. Серенсена. М.: АН СССР, 1956. С. 49–56.
6. *Крюков К.А.* Связанные изгибные колебания ротора и корпуса авиационного газотурбинного двигателя // Тр. МАИ. 1959. № 100. С. 5–59.
7. *Гуров А.Ф.* Совместные колебания в газотурбинных двигателях. М.: Оборонгиз, 1962. 142 с.
8. *Хронин Д.В.* Теория и расчет колебаний в двигателях летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1970. 412 с.
9. *Иванов А.В.* Расчет резонансных режимов работы газотурбинных двигателей с использованием ЭВМ. Колебания и прочность деталей двигателей летательных аппаратов // Тр. МАИ. 1972. Вып. № 245. С. 66–76.
10. *Лебедев В.Н., Потапова О.Ю.* Влияние дискретного трения на виброхарактеристики ГТД. Проектирование, конструирование и прочность конструкций реактивных двигателей: Темат. сб. науч. тр. М.: МАИ, 1988. С. 13–16.
11. *Чаадаев К.Н., Новиков Д.К.* Динамика жесткого ротора свободной турбины двигателя НК-14СТ-10 на подшипниках скольжения // Изв. вузов. Авиационная техника. 2009. № 4. С. 34–37.
12. *Зрелов В.А., Миронов А.С., Проданов М.Е.* Выбор расположения опор при проектировании двухопорных роторов ГТД // Изв. вузов. Авиационная техника. 2010. № 1. С. 34–36.
13. *Нихамкин М.А.* Вибрационные процессы в газотурбинных двигателях. Пермь: Изд-во Перм. нац. исслед. политехн. ун-та, 2011. 117 с.
14. *Леонтьев М.К. и др.* К моделированию обрыва лопатки двигателя большой степени двухконтурности // Изв. вузов. Авиационная техника. 2014. № 2. С. 33–38.
15. *Hong J. et al.* Theoretical Modeling for a Rotor-Bearing-Foundation System and Its Dynamic Characteristics Analysis // Proceedings of the 9th IFToMM International Conference on Rotor Dynamics. Mechanisms and Machine Science. 2015. Vol. 21. P. 2199–2214.

16. *Леонтьев М.К.* Модальный синтез в исследовании динамического поведения сложных систем авиационных ГТД // Изв. вузов. Авиационная техника. 1988. № 1. С. 44–48.
17. *Nicholas J.C., Whalen J.K., Franklin S.D.* Improving Critical Speed Calculations Using Flexible Bearing Support FRF Compliance Data // Proceedings of the 15th Turbomachinery Symposium. USA: Texas A&M University Press, 1986. P. 69–78.
18. *Иванов А.В., Леонтьев М.К.* Модальный анализ динамических систем роторов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2005. № 3. С. 31–35.
19. *Леонтьев М.К., Иванов А.В., Дегтярев С.А.* Моделирование роторных динамических систем с пространственным расположением валов // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2012. № 2. С. 231–239.
20. *Биргер И.А., Шорр Б.Ф.* Динамика авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1981. 232 с.
21. *Бабаков И.М.* Теория колебаний. М.: Наука, 1965. 559 с.
22. *Вьюнов С.А. и др.* Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1989. 368 с.
23. ГОСТ Р. ИСО 10816-1-97. Вибрация. Контроль состояния машины по результатам измерения вибрации на невращающихся частях. М.: Изд-во стандартов, 1998. 13 с.

Поступила в редакцию 4.10.22
После доработки 15.10.22
Принята к публикации 15.10.22

Method for Equipping the Aircraft Gas Turbine Engine with Vibration Sensors by Evaluating Their Information Content Based on Mathematical Modeling

K.V. SHAPOSHNIKOV[1], A.V. DAVYDOV[1], S.A. DEGTYAREV[1], M.K. LEONT'EV[1], AND I.L. GLADKII[2]

[1] Alfa-Tranzit Co., Ltd., Moscow
[2] UEC-Aviadvigatel JSC, Perm

The paper proposes a novel method for determining the location of vibration sensors on the aircraft engine case in order to enhance their information content by mathematical modeling. The method is based on calculation of the engine critical speeds and analysis of their vibration mode shapes using the general dynamic model of the engine. The method was tested on the engine model and allowed forming the installation scheme of sensors with high information response on vibration excitation generated by its rotors.

Aircraft engine, vibration sensors, rotor dynamics, scheme of vibration sensors installation, critical speed, rotor-case-suspension, modeling, DYNAMICS R4