

Исследование информативности расположения датчиков вибрации авиационного двигателя по результатам расчетов его дисбалансного поведения

Alexander A. Inozemtsev¹, Konstantin V. Shaposhnikov², Sergey A. Degtyarev², Mikhail K. Leontiev³, Ivan L. Gladkiy¹

1 UEC-Aviadvigatel JSC, Perm, Russia

2 Engineering & consulting center on Rotordynamics Alfa-Tranzit Co., Ltd., Moscow, Russia

3 Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Докладчик: **Konstantin Shaposhnikov, Ph.D.**
Инженер-исследователь,
Alfa-Tranzit Co., Ltd., Moscow, Russia
kvshaposhnikov@alfatran.com

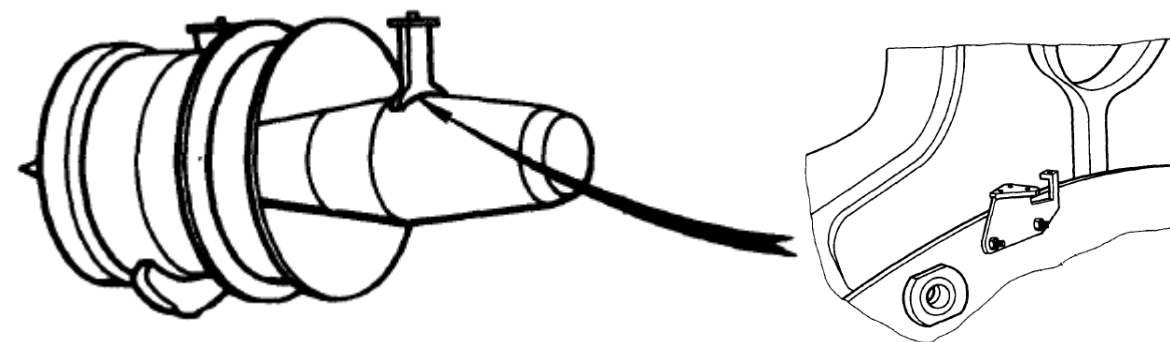
г. Пекин, Китай 2023

1. Введение
2. Описание модели
3. Метод
4. Результаты расчетов
5. Заключение

- ❖ При проектировании и разработке каждого нового авиационного двигателя часто возникает задача верификации его численной модели
- ❖ Такая верификация обычно требует от модели воспроизведение всех критических скоростей двигателя появление которых допускается в рабочем диапазоне
- ❖ Датчики, установленные на двигателе и используемые для оценки общего уровня его вибраций, называются штатными
- ❖ Штатные датчики обычно устанавливаются на узлах подвески двигателя и контролируют вибрацию в одном или двух направлениях (радиальном и осевом, или только в радиальном)
- ❖ Их показания могут не очень подходить для верификации расчетных моделей, поскольку критические скорости двигателя вследствие ортотропии динамической системы могут иметь значительные смещения в направлениях которые не контролируются штатными датчиками



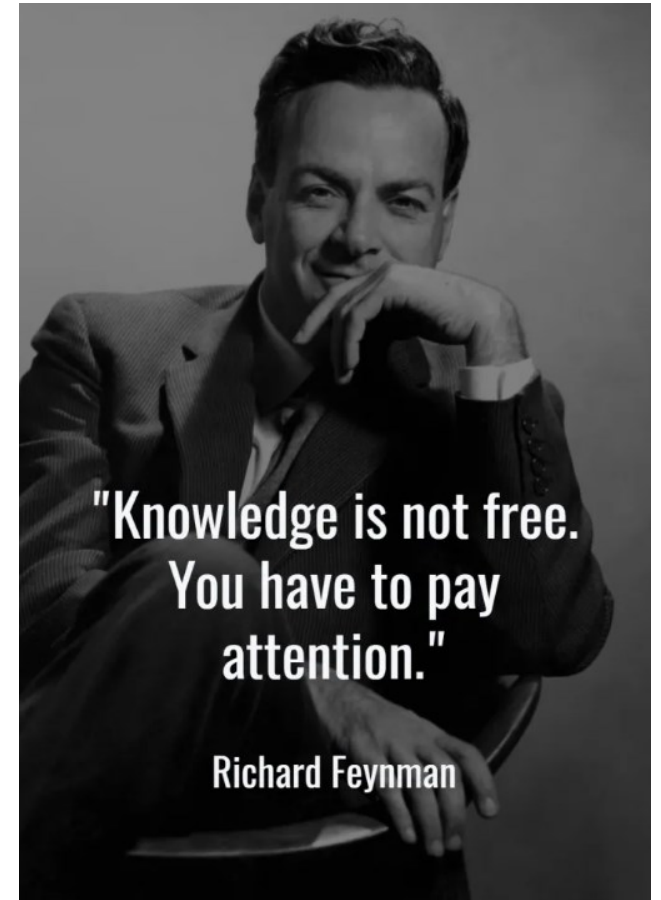
Передний Датчик Вибрации



Задний Датчик Вибрации

Пример расположения штатных датчиков в авиационном двигателе

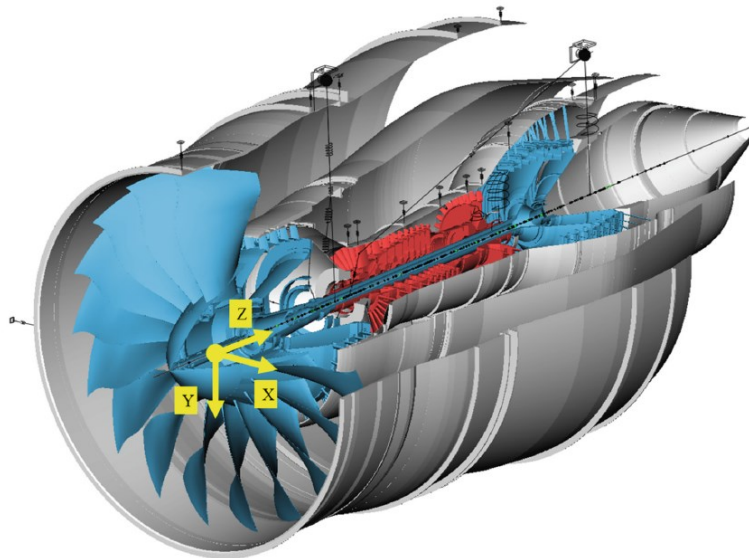
- ❖ Амплитуды вибраций, регистрируемые штатными датчиками, могут быть небольшими и не иметь явных пиков вибрации, что может затруднять четкую идентификацию определенных критических скоростей
- ❖ Штатные системы мониторинга вибраций самолета **также ограничены** в области диагностики
- ❖ Поэтому для верификации расчетных моделей и часто для диагностики необходимо препарировать двигатель дополнительными датчиками и проводить специальные эксперименты.
- ❖ Компании производители авиационных двигателей обычно не раскрывают детали таких экспериментов, а если показывают схемы расположения датчиков вибрации, то зачастую не поясняют как были выбраны места установки датчиков.
- ❖ В области вибродиагностики в авиации принято устанавливать датчики вибрации на корпусах двигателя как можно ближе к корпусам его подшипниковых опор



Настоящая статья посвящена проблеме разработки схемы препарирования двигателя датчиками вибрации с высокой информативностью о его критических скоростях на основе расчета и анализа его численной модели

1. Введение
2. Описание модели
3. Метод
4. Результаты расчетов
5. Заключение

- ❖ Модель турбовентиляторного двигателя большой степени двухконтурности построена с использованием двухузловых конечных элементов – балок и оболочек в программной системе для расчетов динамики DYNAMICS R4
- ❖ Ротор низкого (НД) и высокого давления (ВД), корпуса и узлы подвески двигателя являются основными подсистемами модели двигателя
- ❖ Каждая подсистема представлена соответствующими матрицами массы и инерции, жесткости и демпфирования
- ❖ Вспомогательные агрегаты двигателя представлены в модели в виде сосредоточенных масс с моментами инерции и установлены на корпусах двигателя в соответствии с их реальным угловым расположением
- ❖ Демпфирование стоек в модели было задано с использованием безразмерного коэффициента относительного демпфирования $\xi=0.1$, в то время как коэффициенты демпфирования во всех демпферах были приняты постоянными и заданы равными $C_{xx}=C_{yy}=10^5$ Н·с/м. Одинаковое демпфирование для каждого демпфера было принято для упрощения проведения расчетов и для контроля вибраций опор в допустимых безопасных пределах
- ❖ Матрицы каждой из подсистем объединяются в соответствующих узлах соединений, формируя совместные матрицы динамической системы авиационного двигателя.

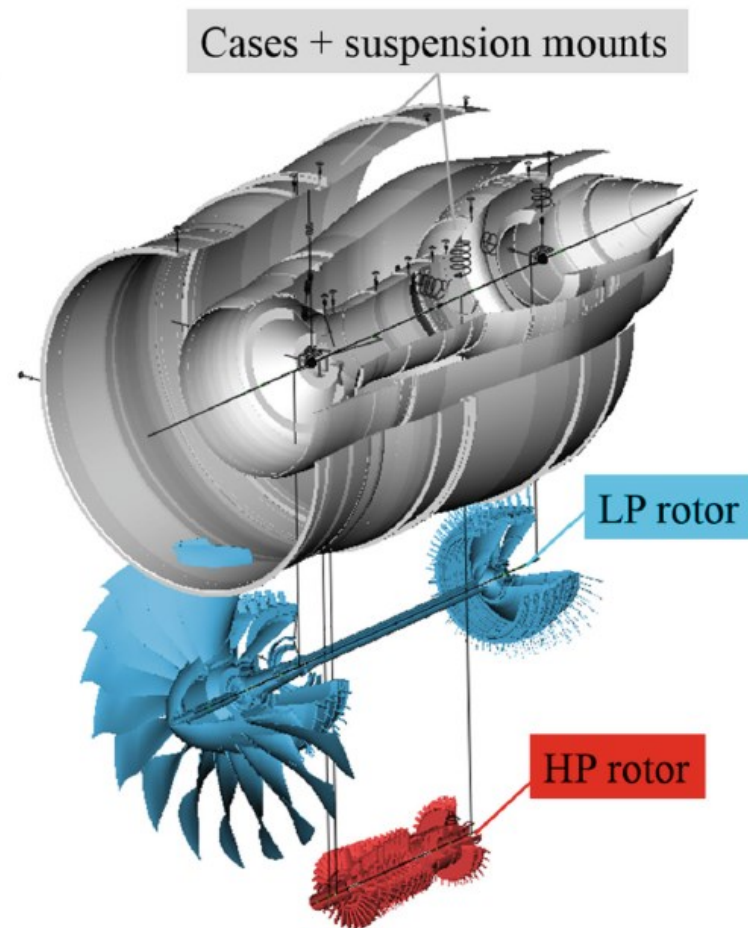


Модель авиационного двигателя в DYNAMICS R4 – 3-D вид модели

$$M\ddot{q} + C\dot{q} + Kq = Q$$

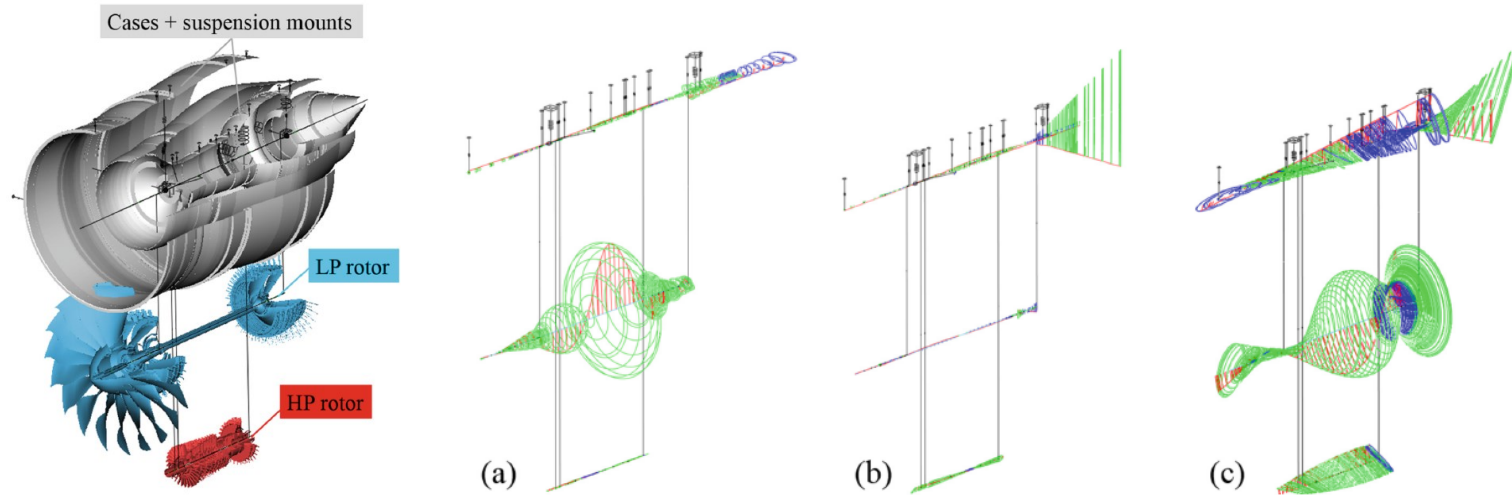
где M – матрица масс и инерции; C – матрица демпфирования и гироскопических эффектов; K – матрица жесткости; Q – обобщенный вектор внешних сил; q – вектор перемещений

Общее уравнение движения динамической системы авиационного двигателя

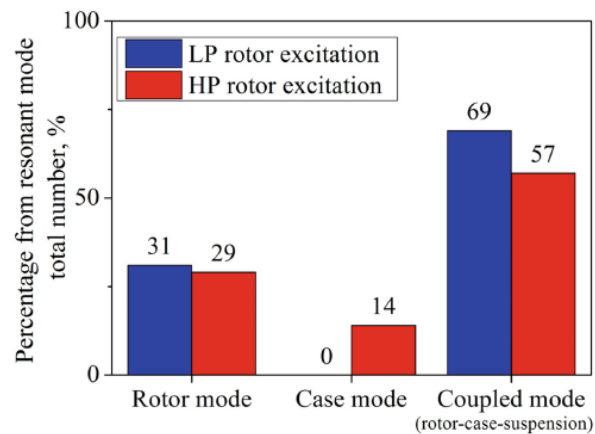


Структура модели авиационного двигателя

- ❖ Резонансные режимы авиационного двигателя, которые могут появиться в диапазоне рабочих скоростей двигателя можно условно разделить на три основные группы: роторные, корпусные и совместные формы.
- ❖ Каждый из представленных резонансных режимов может быть дополнительно классифицирован на осевые, крутильные и поперечные формы колебаний.
- ❖ Для роторных форм колебаний наибольшие деформации будут присущи элементам конструкции роторов двигателя, тогда как для корпусных форм – элементам конструкции корпусов
- ❖ Совместные формы колебаний системы ротор-корпус-подвеска являются более сложными и трудно прогнозируемыми чем все остальные формы, поскольку их критические скорости и формы колебаний могут значительно отличаться от критических скоростей и форм колебаний отдельных роторов двигателя или форм колебаний его корпусов
- ❖ Анализ критических скоростей, проведенный для модели авиационного двигателя, позволил сформировать статистику потенциальных резонансных режимов возбуждаемых его роторами НД и ВД в диапазоне скоростей 0%–130% от максимальной рабочей скорости каждого из роторов: 57%-69% относятся к совместным формам колебаний, в то время как 29%–31% связаны с роторными формами. Корпусные формы не были идентифицированы при рассмотрении возбуждения от ротора НД, в то время как при возбуждении от ротора ВД они составили 14%



Виды резонансных режимов авиационного двигателя в поперечном направлении (критические скорости):
 (а) Роторная форма; (b) Корпусная форма; (c) Совместная форма (ротор-корпус-подвеска)
 Зеленый цвет соответствует прямой синхронной прецессии динамической системы, синий – обратной.



Высокий процент совместных форм колебаний резонансных режимов выявленный в рабочем диапазоне скоростей двигателя показывает, что расположение датчиков вибрации на корпусах двигателя будет эффективным для их контроля и идентификации

Статистика форм критических скоростей авиационного двигателя возбуждаемых роторами НД и ВД

1. Введение
2. Описание модели
- 3. Метод**
4. Результаты расчетов
5. Заключение

Первичная оценка информативности расположения датчиков вибрации может быть произведена по результатам анализа критических скоростей двигателя, полученных расчетным путем с учетом демпфирования для его модели

- ❖ Проекция векторов вибрации элементов модели авиационного двигателя в местах расположения виртуальных датчиков для каждой из выбранных N критических скоростей:

$$U_{Ix} = Re(U_{Ix}) + Im(U_{Ix})i$$

$$U_{Iy} = Re(U_{Iy}) + Im(U_{Iy})i$$

- ❖ Абсолютные значения векторов проекций элементов модели для каждой из выделенных N критических скоростей:

$$|U_{Ix}| = \sqrt{(Re(U_{Ix}))^2 + (Im(U_{Ix}))^2}$$

$$|U_{Iy}| = \sqrt{(Re(U_{Iy}))^2 + (Im(U_{Iy}))^2}$$

- ❖ Оценки информативности для каждого датчика для каждой из N критических скоростей:

$$G_x^N = \frac{|U_{Ix}|}{\max|U_{Ix}|}$$

$$G_y^N = \frac{|U_{Iy}|}{\max|U_{Iy}|}$$

- ❖ Критерий оценки: 1 – наилучшее значение, 0 – наихудшее значение, и все оценки располагаются в диапазоне:

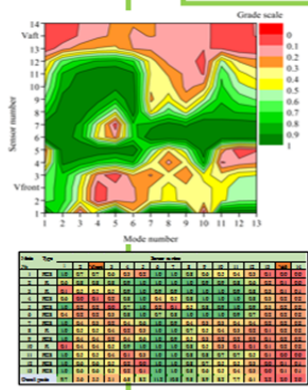
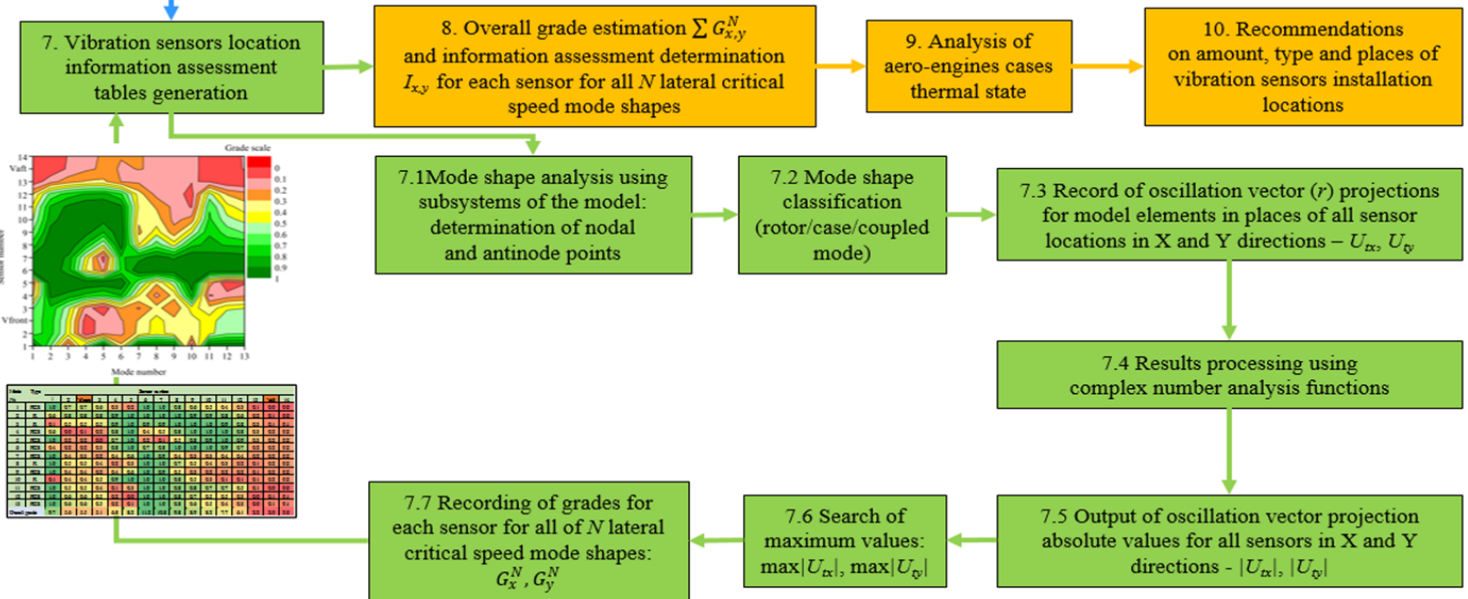
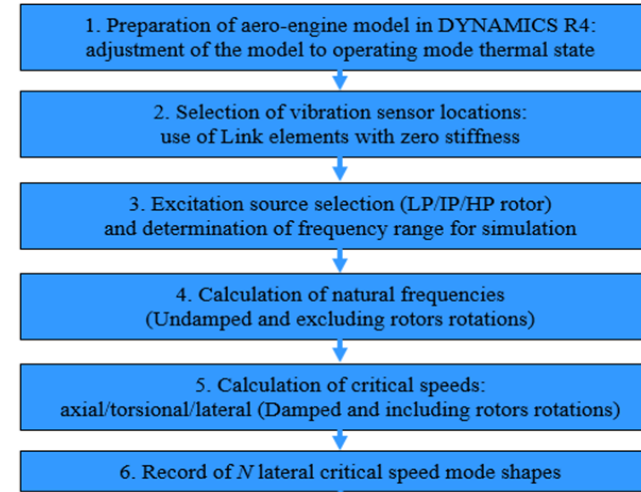
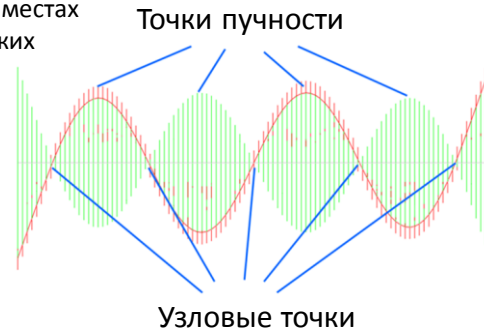
$$0 \leq G_x^N; G_y^N \leq 1$$

- ❖ Общая оценка информативности для каждого датчика рассчитывается как сумма оценок датчика для каждой из рассмотренных N форм колебаний на критических скоростях

$$\sum G_{x,y}^N = G_{x,y}^1 + G_{x,y}^2 + \dots + G_{x,y}^N$$

- ❖ Информативность каждого датчика определяется в процентах как:

$$I_{x,y} = \frac{\sum G_{x,y}^N}{N} \cdot 100\%$$



❖ Полученная предварительная информативность расположения датчиков потенциально может получиться завышенной, поскольку число форм колебаний N в ее знаменателе включает возбуждение всех возможных форм скоростей динамической системы двигателя.

❖ Возбуждение отдельных критических скоростей зависит от определенного распределения остаточных дисбалансов, поэтому некоторые критические скорости не могут быть возбуждены одновременно, в то время как другие могут требовать «экзотического» сочетания остаточных дисбалансов на определенных узлах роторов и могут не возбуждаться характерным сочетанием дисбалансов на основных модулях ротора

❖ Таким образом, информативность мест расположения датчиков вибрации может быть дополнительно уточнена по результатам анализа его дисбалансного поведения

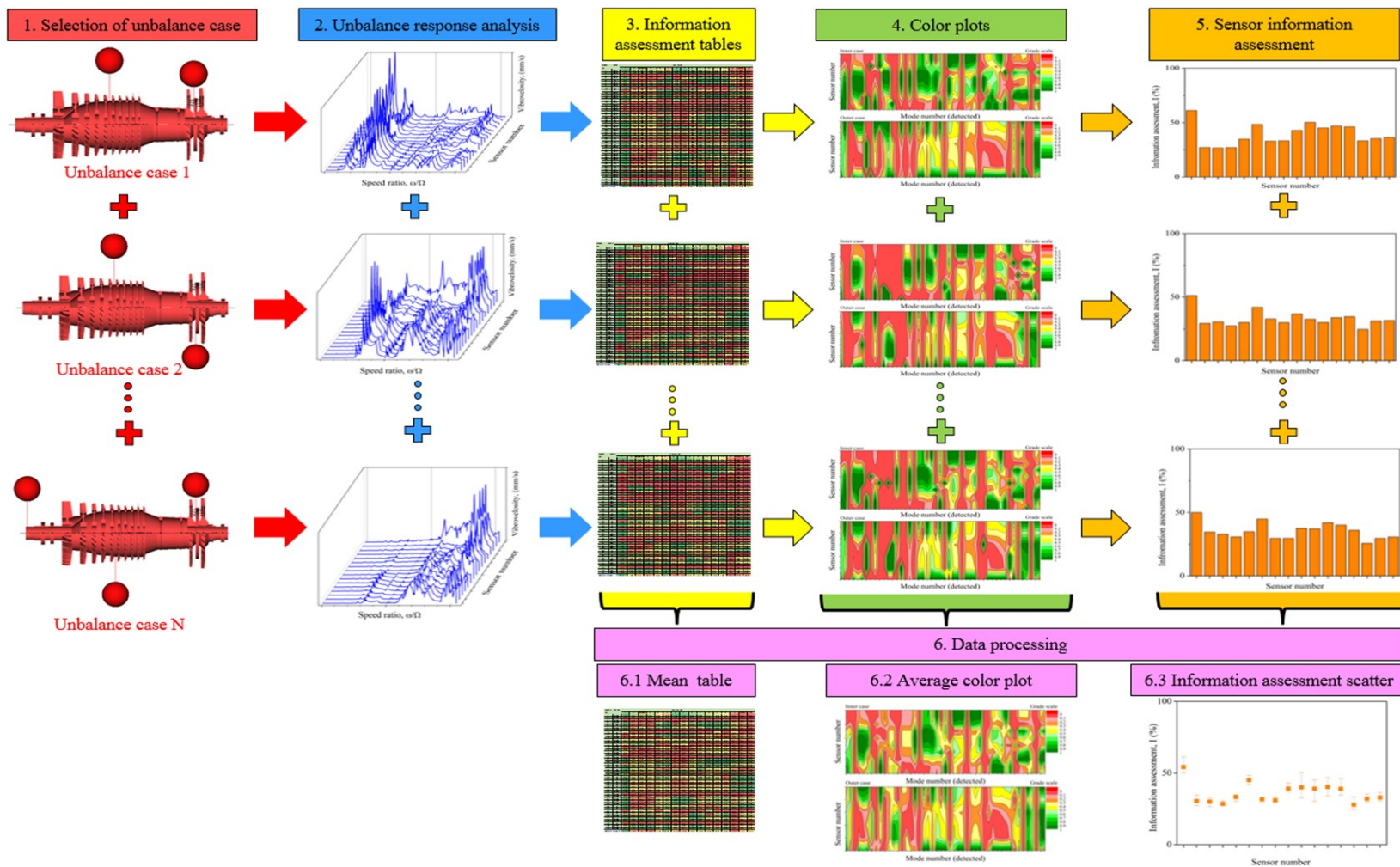
❖ Оценки для каждого датчика для каждой из N критических скоростей рассчитываются как:

$$G_x^{\bar{N}} = \frac{A_x}{\max(A_x)}$$

$$G_y^{\bar{N}} = \frac{A_y}{\max(A_y)}$$

❖ Информативность каждого датчика оценивается в процентах как отношение общей оценки для каждого датчика к числу критических скоростей идентифицированных при расчете дисбалансного поведения двигателя

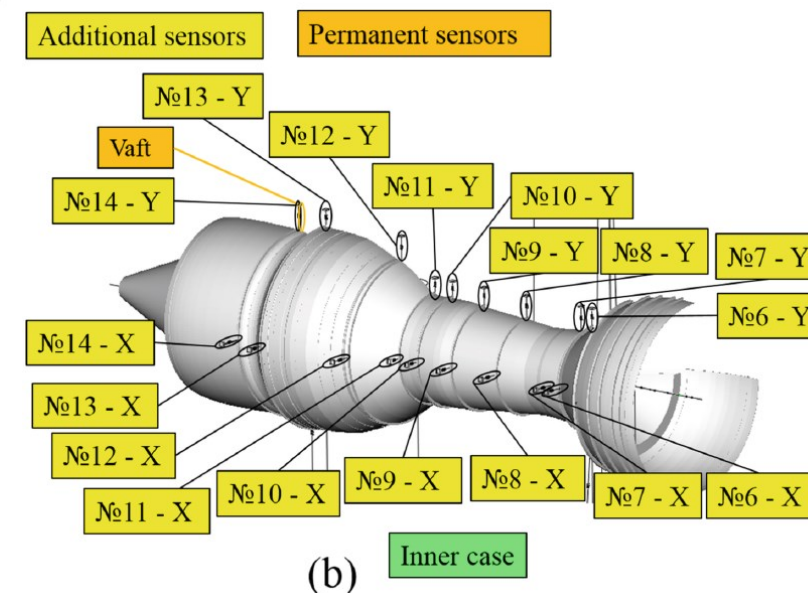
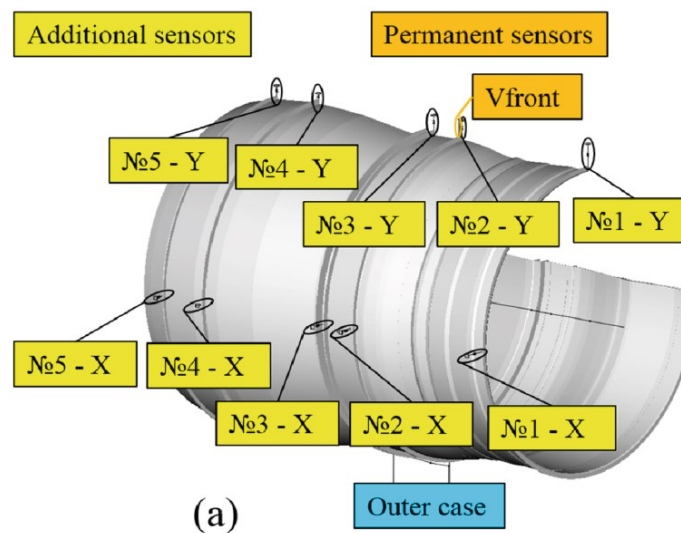
$$\bar{I}_{x,y} = \frac{\sum G_{x,y}^{\bar{N}}}{\bar{N}} \cdot 100\%$$



Метод уточнения оценки информативности расположения датчиков по результатам анализа дисбалансного поведения

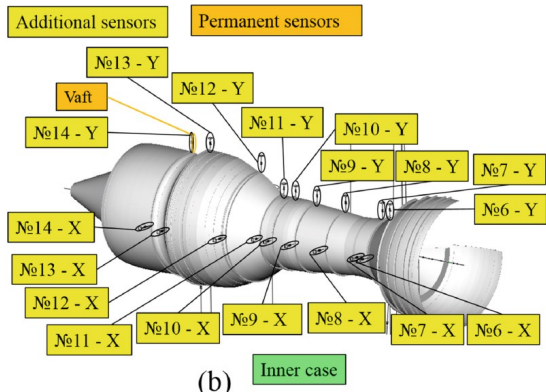
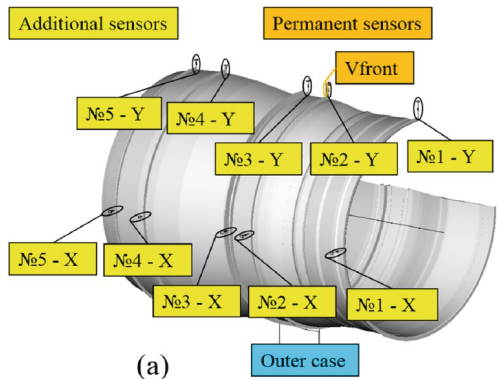
1. Введение
2. Описание модели
3. Метод
- 4. Результаты расчетов**
5. Заключение

- ❖ Для апробации предложенных методов подготовлена модель турбовентиляторного двигателя большой степени двухконтурности настроенная на температурное состояние на рабочем режиме.
- ❖ На фланцах ее внешнего и внутреннего корпусов выделено 14 сечений для оценки информативности расположения на них датчиков вибрации
- ❖ Для упрощения моделирования в каждом из выделенных сечений датчики ориентированы строго в горизонтальном и вертикальном направлениях
- ❖ Штатные датчики установлены вблизи узлов крепления передней (V_{front}) и задней (V_{aft}) подвески двигателя



Расположение датчиков вибрации в модели авиационного двигателя в DYNAMICS R4:
 (a) Датчики внешнего корпуса; (b) Датчики внутреннего корпуса

4.2 Первичная оценка информативности датчиков вибрации: критические скорости возбуждаемые ротором НД



Расположение датчиков вибрации в модели авиационного двигателя в DYNAMICS R4:
(a) Датчики внешнего корпуса; (b) Датчики внутреннего корпуса

- ❖ Анализ был проведен для форм колебаний критических скоростей возбуждаемых ротором НД диапазоне скоростей 0%–130% от его максимальной рабочей скорости
- ❖ Для ротора НД в рабочем диапазоне модель показала наличие 13-ти потенциально возможных критических скоростей



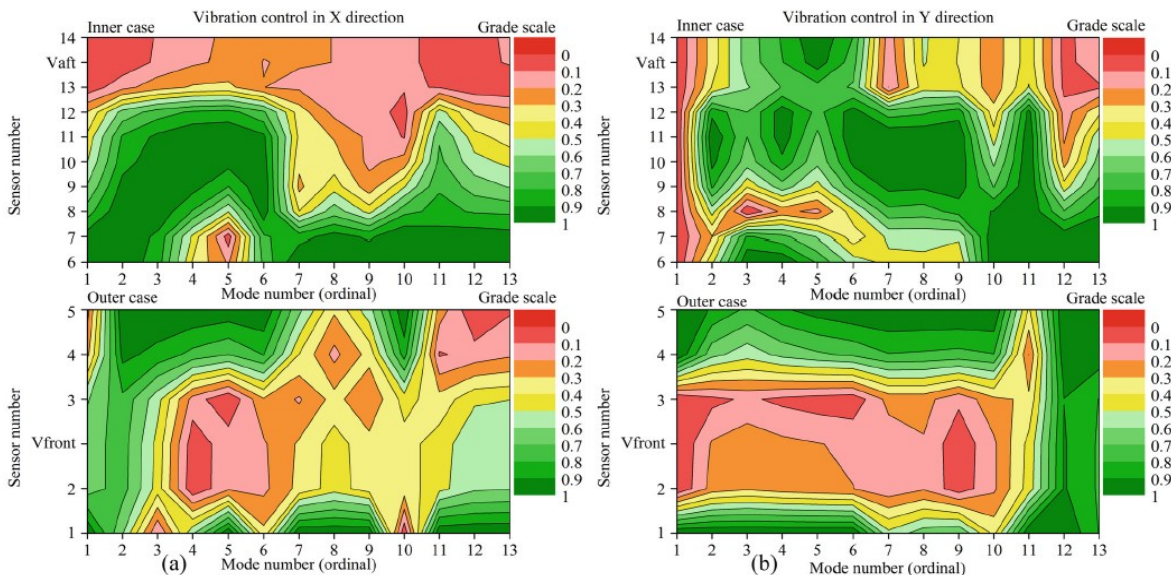
Vibration control in X direction

Mode №	Type	Sensor number																
		1	2	Vfront	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13		Vaft	14
1	RCS	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	IDLE
2	R	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	R	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	RCS	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	RCS	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	RCS	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	RCS	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	R	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	RCS	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	R	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	MAX
11	RCS	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	RCS	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	RCS	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	
Overall grade		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	

Vibration control in Y direction

Mode №	Type	Sensor number																
		1	2	Vfront	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13		Vaft	14
1	RCS	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	IDLE
2	R	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	R	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	RCS	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	RCS	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	RCS	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	RCS	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	R	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	RCS	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	R	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	MAX
11	RCS	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	RCS	1.0	0.9	0.9	0.9	1.0	1.0	1.0	1.0	0.7	0.4	0.3	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	
13	RCS	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	
Overall grade		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	

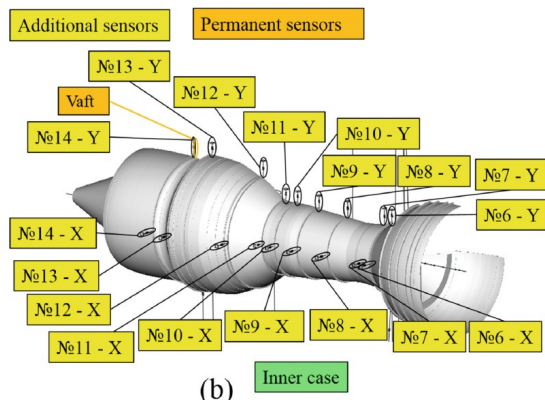
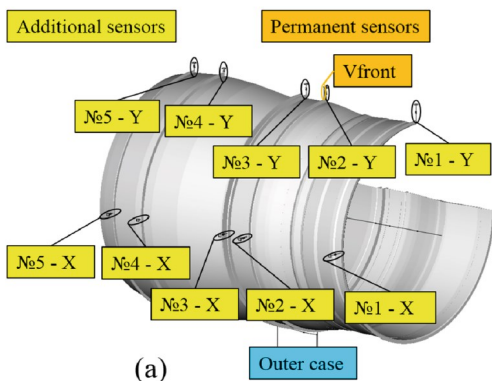
RCS – Совместная форма (ротор-корпус-подвеска) Критерий оценки: 1 – наилучшее значение, 0 – наихудшее значение



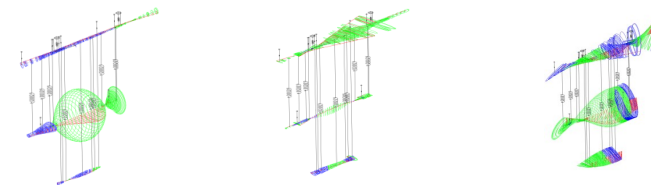
Цветовые контурные диаграммы для первичной оценки информативности расположения датчиков для контроля критических скоростей возбуждаемых ротором НД:
(a) горизонтальное направление (b) вертикальное направление

Предварительные таблицы оценки информативности расположения датчиков вибрации для контроля критических скоростей модели авиационного двигателя возбуждаемых ротором НД

4.3 Первичная оценка информативности датчиков вибрации: критические скорости возбуждаемые ротором ВД



- ❖ Анализ был проведен для форм колебаний критических скоростей возбуждаемых ротором ВД диапазоне скоростей 0%–130% от его максимальной рабочей скорости
- ❖ Для ротора ВД в рабочем диапазоне модель показала наличие 58 потенциально возможных критических скоростей



R – роторная форма C – корпусная форма RCS – Совместная форма (ротор-корпус-подвеска)

Расположение датчиков вибрации в модели авиационного двигателя в DYNAMICS R4:

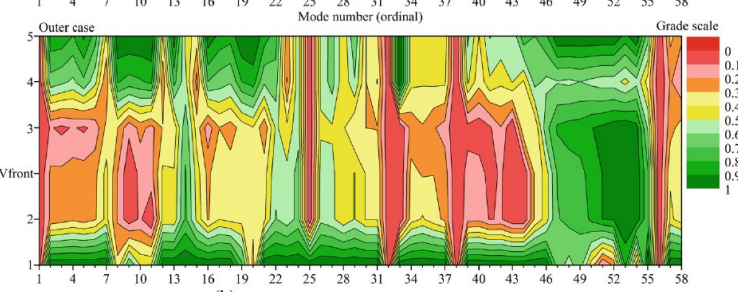
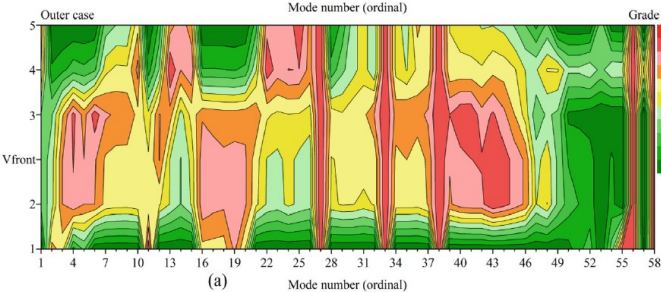
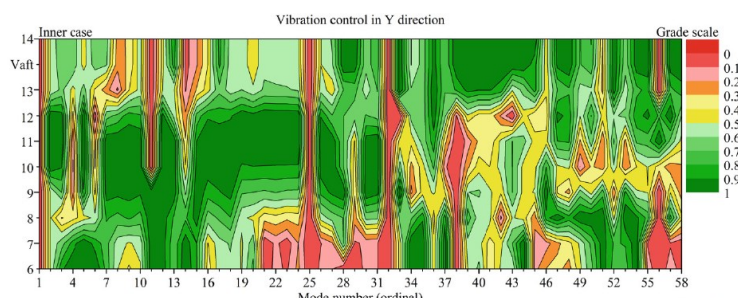
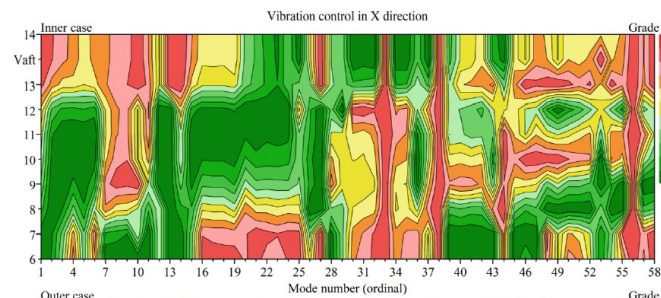
(a) Датчики внешнего корпуса; (b) Датчики внутреннего корпуса

Vibration control in X direction

Mode No	Type	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
1	RCS	0.7	0.7	0.6	0.3	0.2	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
58	RCS	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1

Vibration control in Y direction

Mode No	Type	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
1	RCS	0.7	0.7	0.6	0.3	0.2	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
58	RCS	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1

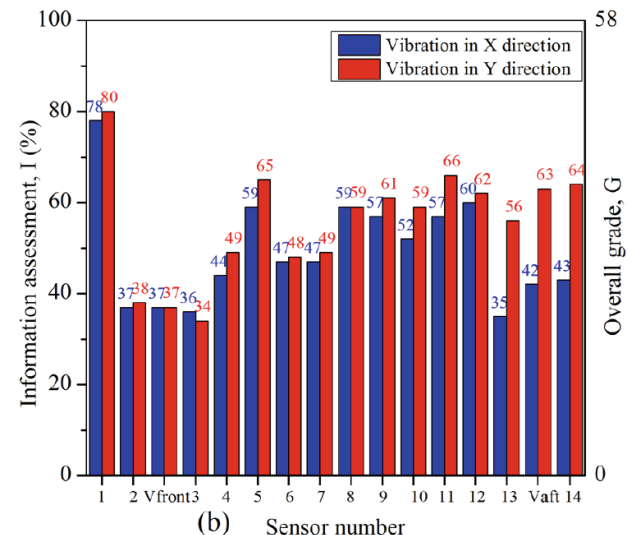
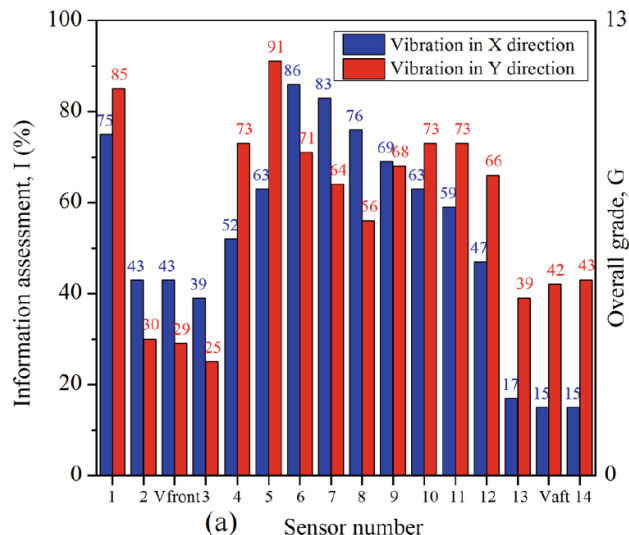


Критерий оценки: 1 – наилучшее значение, 0 – наихудшее значение

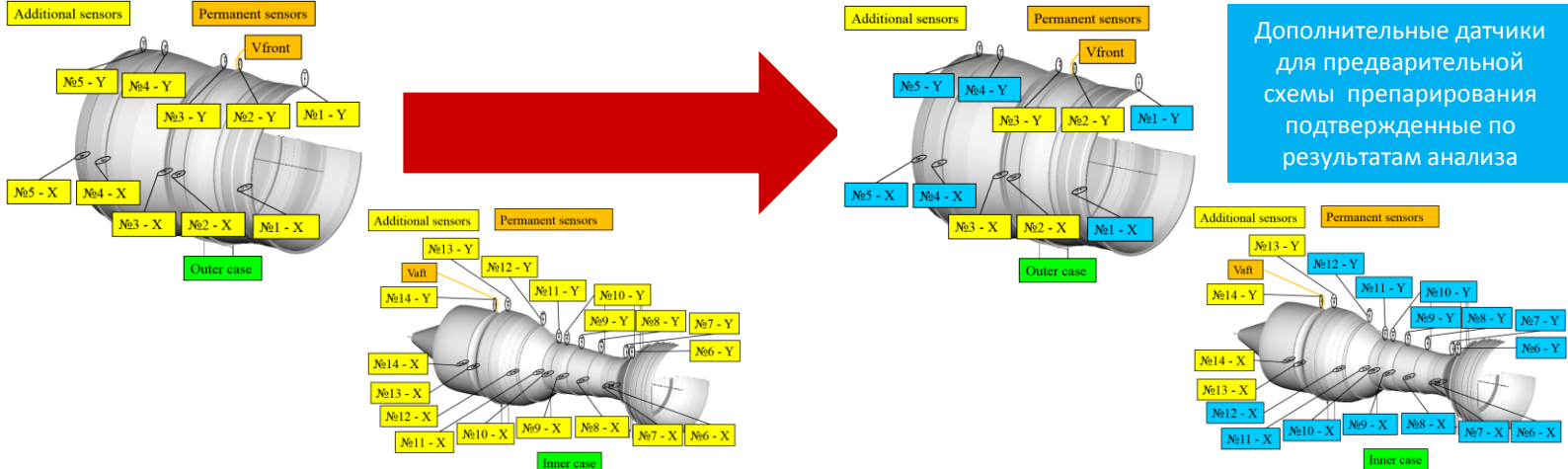
Цветовые контурные диаграммы для первичной оценки информативности расположения датчиков для контроля критических скоростей возбуждаемых ротором ВД: (a) горизонтальное направление (b) вертикальное направление

Предварительные таблицы оценки информативности расположения датчиков вибрации для контроля критических скоростей модели авиационного двигателя возбуждаемых ротором ВД

- ❖ Результаты расчетов показали, что ни один из датчиков не может полностью идентифицировать и контролировать все критические скорости в рабочем диапазоне двигателя.
- ❖ Для идентификации всех резонансных режимов авиационного двигателя необходимо формировать схему его препарирования из датчиков с высокой информативностью о его критических скоростях, возбуждаемых как ротором НД, так и ротором ВД
- ❖ На основании полученных результатов предварительная схема препарирования двигателя может быть сформирована из одноосевых датчиков вибрации, установленных на кронштейнах прикрепленных к фланцам внешнего корпуса двигателя в сечениях № 1, 4, 5 для контроля вибраций в направлениях X и Y.
- ❖ В тоже время на внутреннем корпусе одноосевые датчики вибрации следует установить на кронштейны прикрепленные к фланцам в сечениях № 6 – 12 для контроля вибраций в направлениях X и Y
- ❖ Из первоначально рассмотренных 14 сечений для формирования схемы препарирования было использовано только 10 сечений для установки датчиков вибрации необходимых для идентификации критических скоростей авиационного двигателя



Первичная оценка информативности расположения датчиков вибрации для контроля критических скоростей в модели авиационного двигателя: (a) возбуждение от ротора НД; (b) возбуждение от ротора ВД

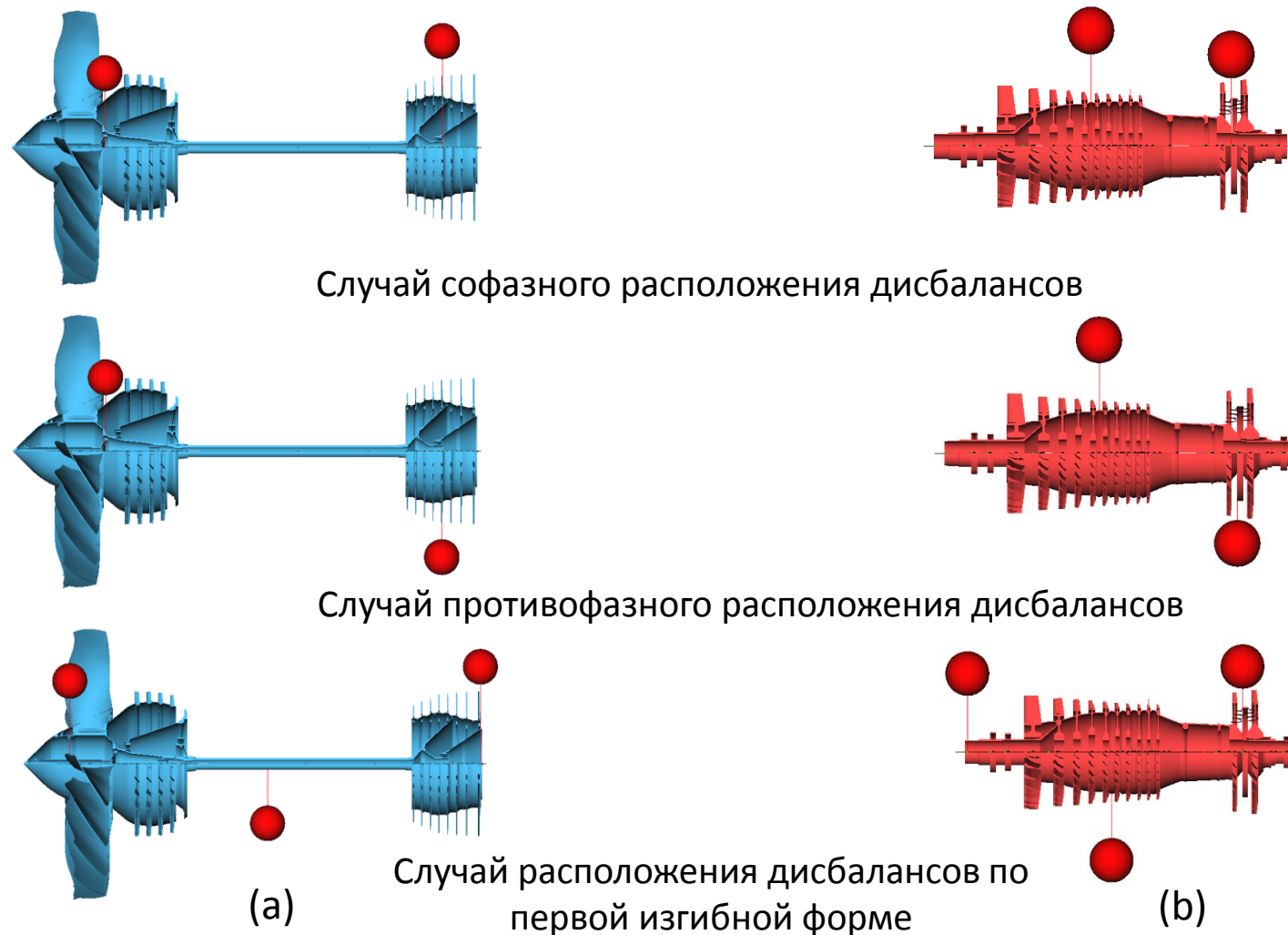


Дополнительные датчики для предварительной схемы препарирования подтвержденные по результатам анализа

Исходная схема препарирования

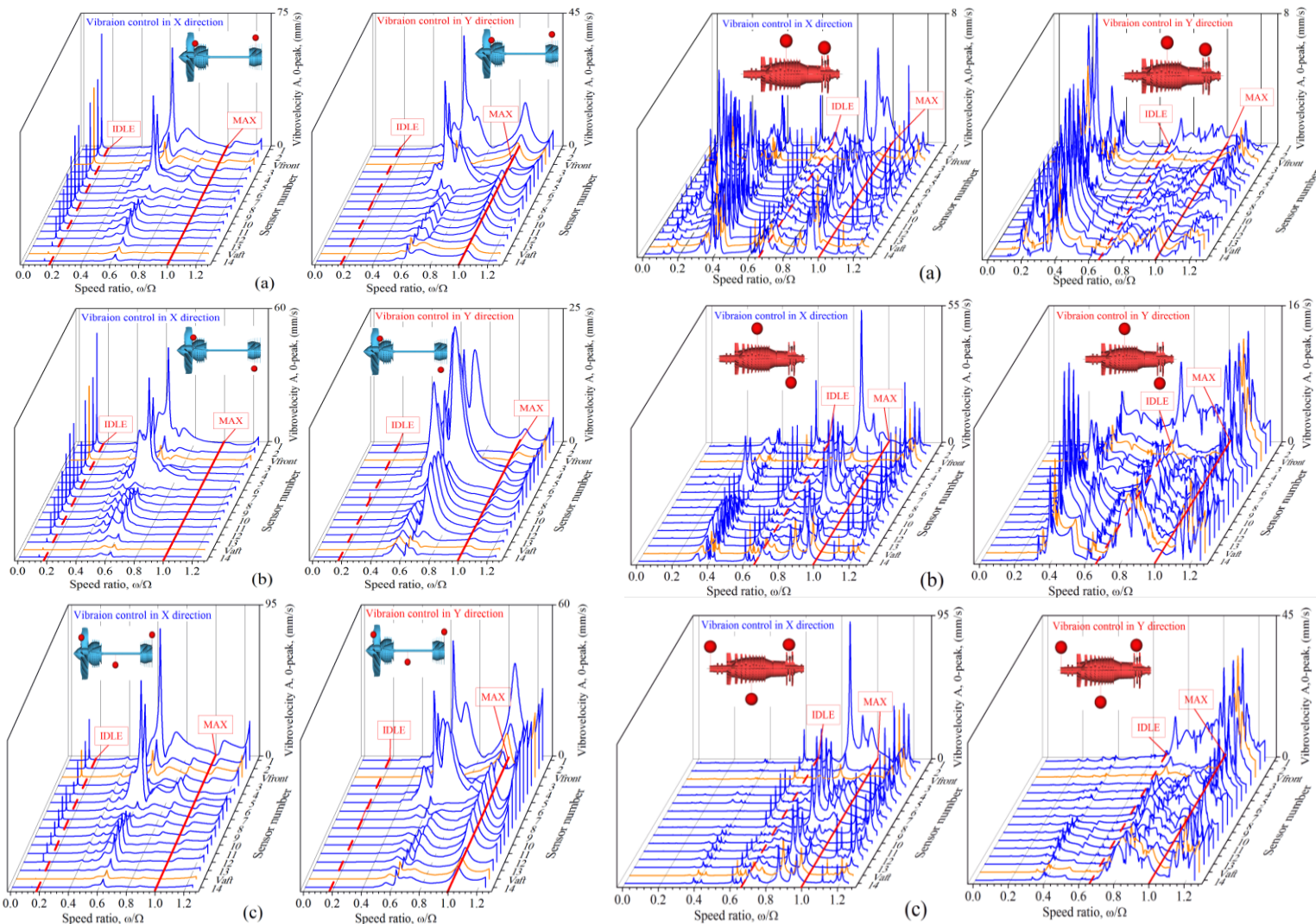
Предварительная схема препарирования

- ❖ Для уточнения первичной оценки информативности датчиков, модель авиационного двигателя была подготовлена для последующего анализа ее дисбалансного поведения
- ❖ Остаточные дисбалансы роторов НД и ВД двигателя оценивались с использованием класса точности балансировки G 6.3 (Стандарт I. S. O. 1940-1)
- ❖ Из-за ограничений объема настоящей статьи только три общих случая распределения остаточных дисбалансов были рассмотрены для каждого из роторов: “случай софазного расположения дисбалансов”; “случай противофазного расположения”; “случай расположения дисбалансов по первой изгибной форме”
- ❖ Следует отметить, что предложенный метод **не ограничен** тремя рассмотренными случаями распределения остаточных дисбалансов и количество случаев может быть увеличено до необходимого количества если это требуется для анализа



Распределение остаточных дисбалансов: (a) ротор НД; (b) ротор ВД

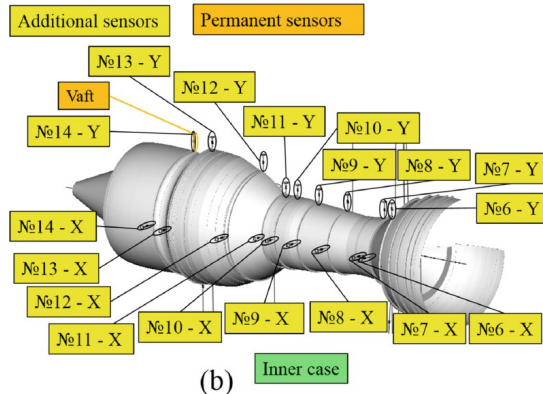
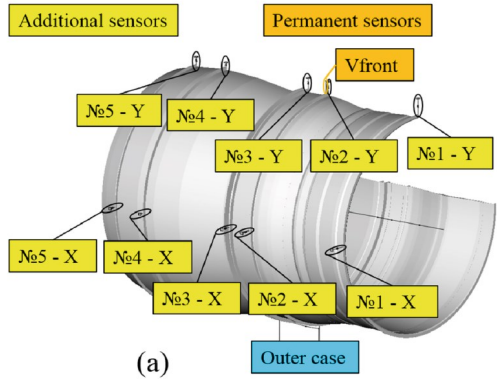
- ❖ Результаты расчетов были обобщенные в виде 3-D графиков для каждого случая дисбалансного поведения
- ❖ Показания штатных датчиков выделены отдельными линиями с оранжевым цветом
- ❖ Результаты расчетов показали, при возбуждении ротором НД во всех случаях дисбалансного поведения возбуждается только 9 критических скоростей из 13 потенциально возможных полученных в результате предварительного прогностического анализа.
- ❖ Для случая возбуждения ротора ВД возбуждается 47 критических скоростей в рабочем диапазоне двигателя из 58 потенциально возможных резонансных режимов, полученных в результате предварительного анализа
- ❖ Амплитудные кривые по штатным датчикам более гладкие, чем для дополнительных датчиков установленных на корпусах двигателя
- ❖ Число явных пиков вибрации, соответствующих резонансным режимам для них меньше, что подтверждает факт, что использование показаний штатных датчиков для подробной верификации расчетной модели будет затруднительным.



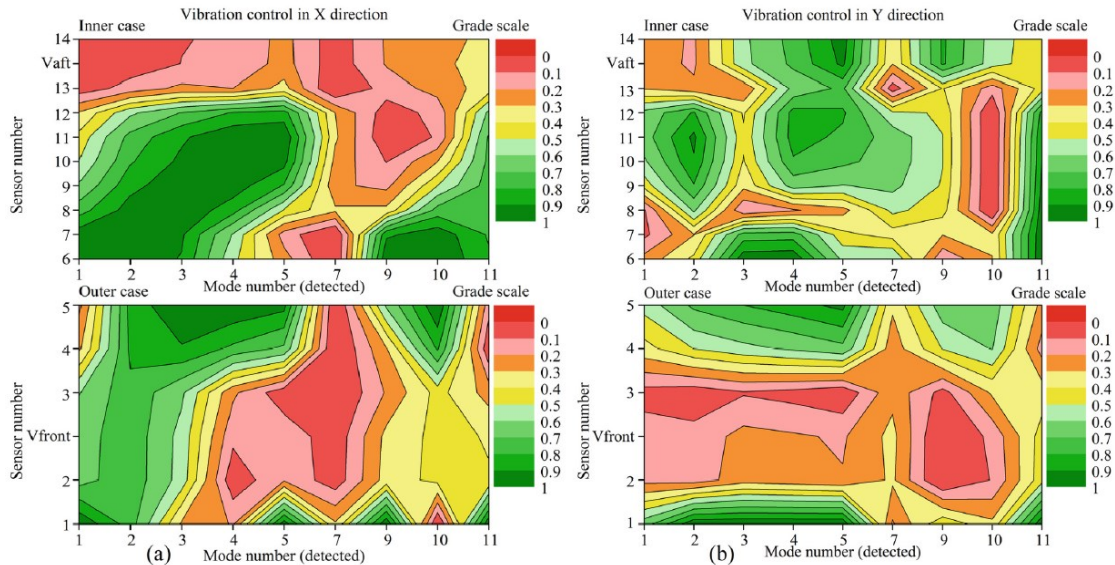
Результаты расчета дисбалансного поведения – возбуждение от ротора НД

Результаты расчета дисбалансного поведения – возбуждение от ротора ВД

4.7 Уточнение информативности датчиков вибрации: Критические скорости возбуждаемые ротором НД

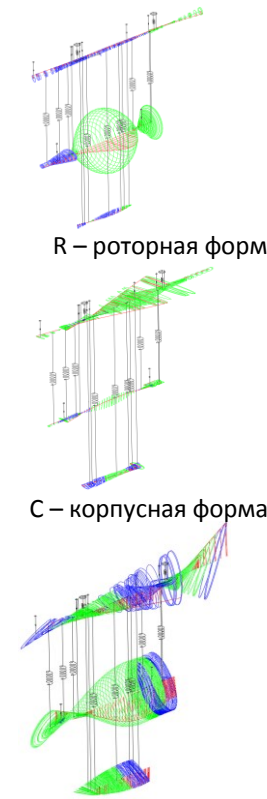


Расположение датчиков вибрации в модели авиационного двигателя в DYNAMICS R4:
(a) Датчики внешнего корпуса; (b) Датчики внутреннего корпуса



Осредненные цветковые контурные диаграммы для оценки информативности расположения датчиков для контроля критических скоростей возбуждаемых ротором НД построенные по результатам дисбалансного поведения: (a) горизонтальное направление (b) вертикальное направление

Общая обработка результатов проведенная для всех случаев дисбалансного поведения ротора НД позволила сформировать осредненные таблицы информативности расположения датчиков для контроля критических скоростей возбуждаемых ротором НД и их графические интерпретации в виде осредненных цветковых диаграмм



Vibration control in X direction

Mode №	Type	Sensor number																	
		1	2	Vfront	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13		Vaft	14	
1	RCS	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	IDLE ----- MAX	
2	R	0.8	0.8	0.8	0.8	0.8	0.9	1.0	1.0	1.0	0.9	0.8	0.7	0.6	0.2	0.1	0.1		
3	R	0.3	0.6	0.6	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		
4	RCS	0.2	0.0	0.1	0.2	0.8	1.0	0.5	0.6	0.9	1.0	1.0	1.0	0.8	0.2	0.1	0.1		
5	RCS	1.0	0.2	0.2	0.1	0.7	0.9	0.3	0.2	0.5	0.8	0.9	1.0	0.9	0.4	0.3	0.3		
7	RCS	0.3	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.3	0.2	0.3	0.3	0.3	0.0	0.1	0.1		
9	RCS	1.0	0.4	0.3	0.2	0.3	0.6	1.0	0.9	0.3	0.2	0.1	0.0	0.1	0.2	0.2	0.2		
10	R	0.0	0.4	0.4	0.5	0.8	1.0	1.0	1.0	0.8	0.5	0.3	0.1	0.2	0.3	0.3	0.3		
11	RCS	1.0	0.4	0.4	0.3	0.0	0.2	0.8	0.8	0.8	0.8	0.8	0.7	0.7	0.6	0.4	0.3		0.3
Overall grade		5.6	3.6	3.6	3.3	4.7	5.8	6.5	6.3	6.3	5.9	5.6	5.3	4.5	1.8	1.5	1.5		

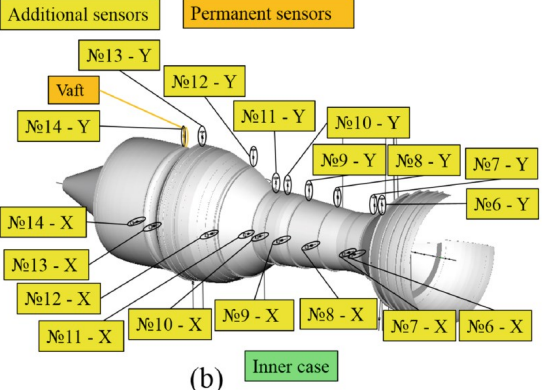
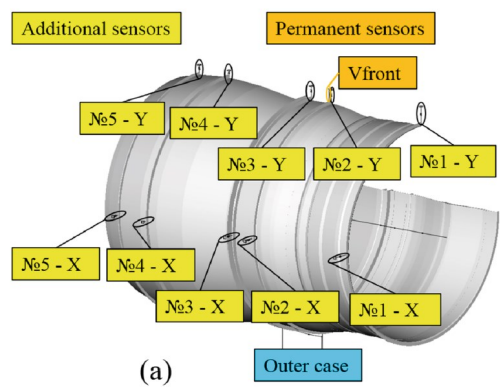
Vibration control in Y direction

Mode №	Type	Sensor number																
		1	2	Vfront	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13		Vaft	14
1	RCS	0.7	0.2	0.2	0.1	0.4	0.5	0.3	0.1	0.1	0.4	0.6	0.7	0.6	0.3	0.3	0.3	IDLE ----- MAX
2	R	1.0	0.2	0.2	0.1	0.5	0.7	0.4	0.3	0.6	0.8	0.9	0.9	0.8	0.2	0.2	0.2	
3	R	1.0	0.3	0.3	0.1	0.6	0.8	1.0	0.8	0.1	0.3	0.4	0.4	0.4	0.2	0.6	0.6	
4	RCS	1.0	0.2	0.2	0.1	0.6	0.9	1.0	0.8	0.2	0.6	0.8	0.9	0.9	0.6	0.7	0.8	
5	RCS	1.0	0.2	0.2	0.0	0.7	0.9	0.6	0.4	0.3	0.6	0.7	0.8	0.8	0.7	0.9	1.0	
7	RCS	0.2	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3	0.6	0.4	0.5	0.6	0.7	0.7	0.5	0.1	0.3	0.3	
9	RCS	0.5	0.0	0.0	0.1	0.5	0.7	0.1	0.3	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.4	0.8	0.8	
10	R	0.3	0.1	0.1	0.3	0.6	0.7	0.3	0.3	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.2	0.6	0.6	
11	RCS	1.0	0.5	0.5	0.4	0.2	0.3	1.0	1.0	1.0	0.9	0.9	0.9	0.8	0.5	0.4	0.4	
Overall grade		6.7	2.0	2.0	1.4	4.3	5.9	5.3	4.4	3.3	4.9	5.5	5.8	5.4	3.3	4.8	4.9	

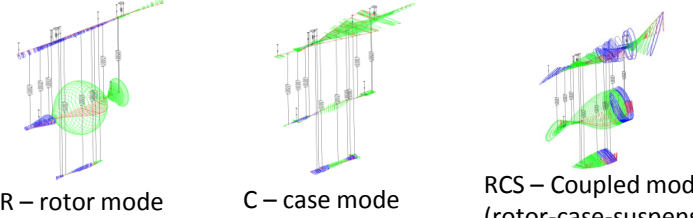
RCS – Совместная форма (ротор-корпус-подвеска) Критерий оценки: 1 – наилучшее значение, 0 – наихудшее значение

Осредненные таблицы оценки информативности расположения датчиков для контроля критических скоростей модели авиационного двигателя возбуждаемых ротором НД

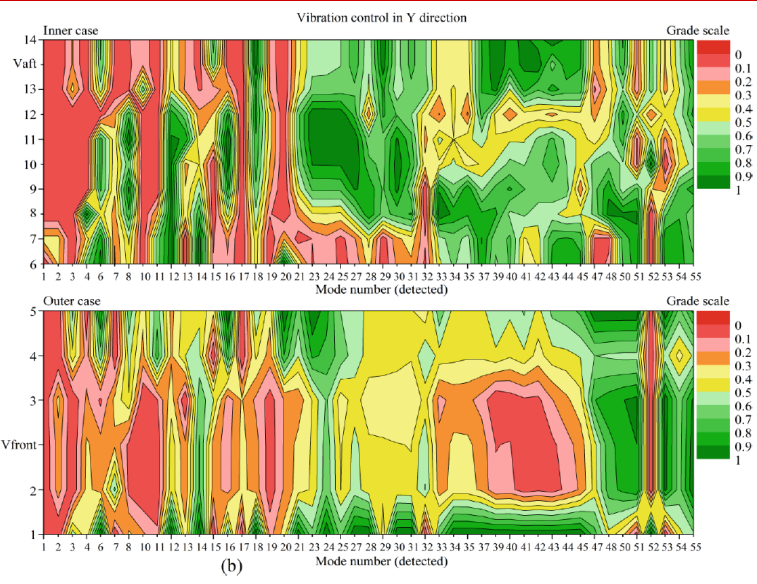
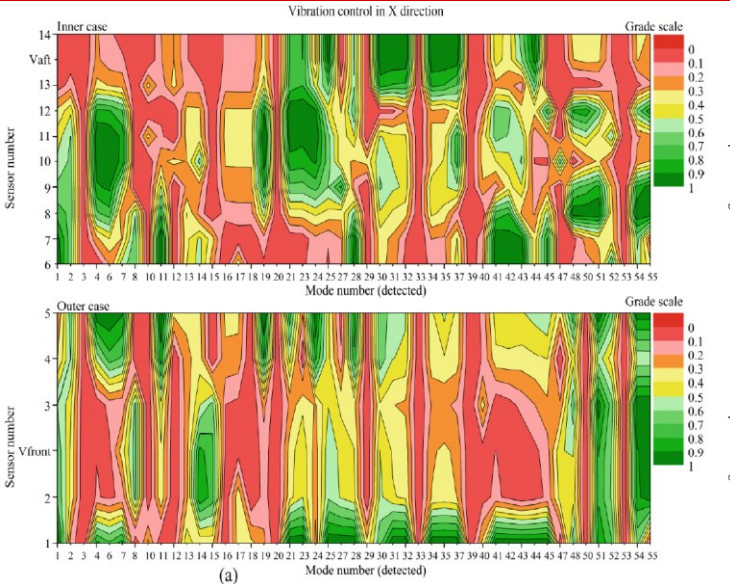
4.8 Уточнение информативности датчиков вибрации: Критические скорости возбуждаемые ротором ВД



❖ Общая обработка результатов проведенная для всех случаев дисбалансного поведения ротора ВД позволила сформировать осредненные таблицы информативности расположения датчиков для контроля критических скоростей возбуждаемых ротором ВД и их графические интерпретации в виде осредненных цветовых диаграмм



Расположение датчиков вибрации в модели авиационного двигателя в DYNAMICS R4:
(а) Датчики внешнего корпуса; (б) Датчики внутреннего корпуса



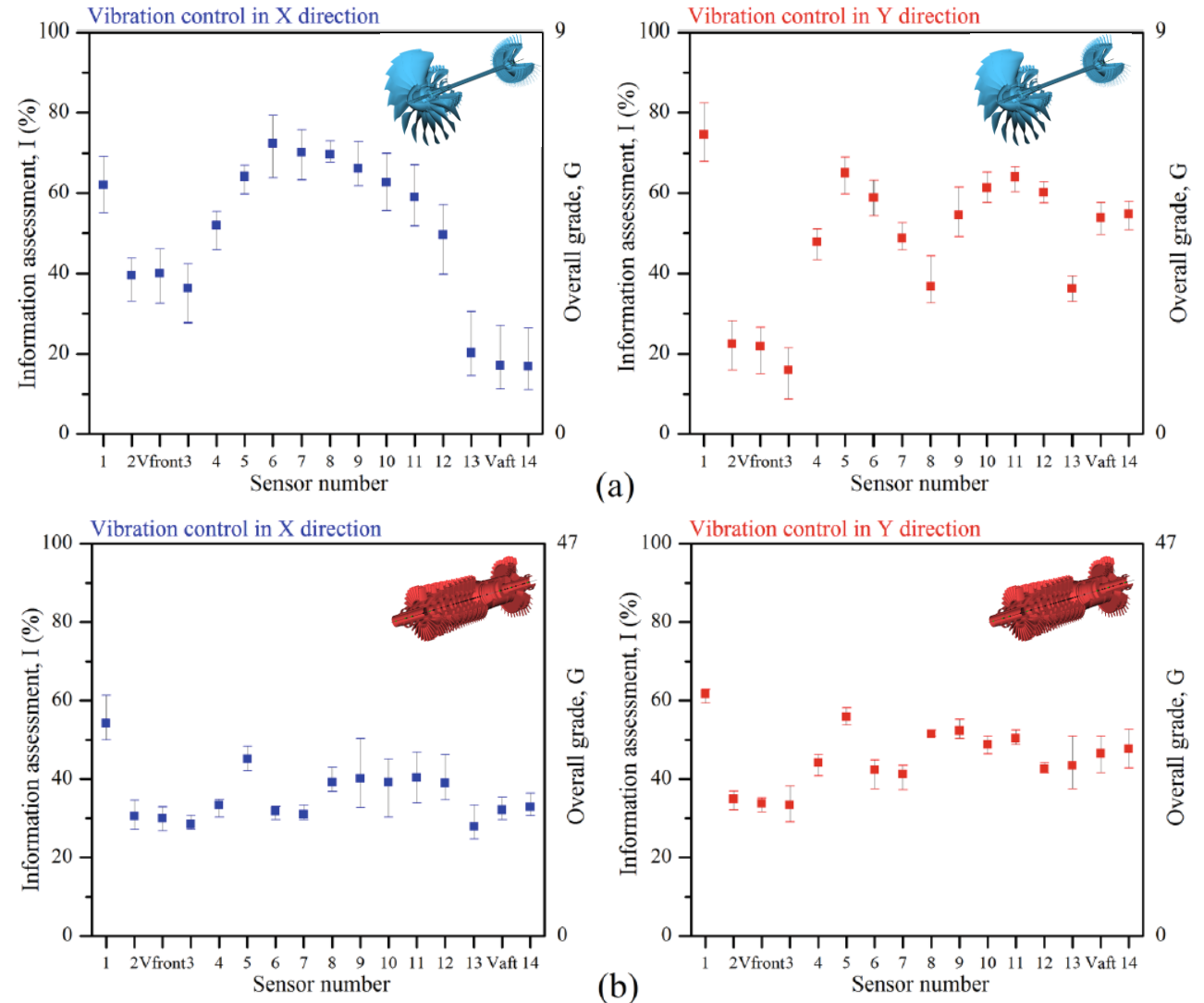
Vibration control in X direction

Model Type	Sensor number															
No	1	2	Vfront	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	Vaft	14
1 RCS	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 RCS	0.2	0.1	0.4	0.5	0.4	0.5	0.4	0.5	0.4	0.5	0.4	0.5	0.4	0.5	0.4	0.5
3 RCS	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
4 RCS	0.6	0.1	0.1	0.0	0.5	0.0	0.0	0.1	0.7	0.9	0.0	0.0	0.8	0.3	0.2	0.2
5 R	0.7	0.1	0.1	0.1	0.0	0.0	0.1	0.2	0.1	0.0	0.0	0.1	0.0	0.8	0.3	0.1
6 R	0.0	0.1	0.4	0.1	0.7	0.9	0.5	0.1	0.2	0.3	0.0	0.0	0.7	0.3	0.1	0.0
7 RCS	0.0	0.6	0.6	0.6	0.0	0.0	0.7	0.1	0.6	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
8 RCS	0.0	0.6	0.6	0.6	0.0	0.0	0.7	0.1	0.6	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
9 R	0.1	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
10 R	0.0	0.4	0.4	0.5	0.9	0.9	0.8	0.5	0.1	0.1	0.1	0.1	0.2	0.2	0.2	0.2
11 R	0.0	0.4	0.4	0.5	0.9	0.9	0.8	0.5	0.1	0.1	0.1	0.1	0.2	0.2	0.2	0.2
12 RCS	0.1	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
13 RCS	0.5	0.3	0.5	0.3	0.1	0.3	0.4	0.4	0.2	0.3	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
14 RCS	0.5	0.0	0.0	0.0	0.4	0.5	0.5	0.1	0.1	0.0	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
15 R	0.5	0.8	0.8	0.6	0.0	0.0	0.7	0.1	0.6	0.6	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
16 RCS	0.0	0.0	0.1	0.1	0.3	0.2	0.0	0.0	0.1	0.2	0.3	0.3	0.2	0.2	0.1	0.1
17 RCS	0.4	0.4	0.0	0.1	0.1	0.3	0.4	0.2	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3	0.1	0.1
18 RCS	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
19 RCS	0.2	0.1	0.2	0.2	0.0	0.1	0.1	0.5	0.8	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.2	0.2
20 RCS	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
21 RCS	0.4	0.4	0.0	0.1	0.1	0.3	0.4	0.2	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3	0.1	0.1
22 RCS	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
23 RCS	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
24 R	0.2	0.2	0.2	0.3	0.4	0.4	0.4	0.1	0.4	0.7	0.0	0.0	0.0	0.1	0.2	0.2
25 C	0.0	0.6	0.6	0.5	0.4	0.4	0.1	0.1	0.4	0.6	0.4	0.4	0.7	0.9	0.0	0.0
26 C	0.0	0.5	0.5	0.4	0.1	0.0	0.2	0.3	0.8	0.3	0.3	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0
27 RCS	0.0	0.4	0.4	0.5	0.3	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
28 RCS	0.0	0.4	0.4	0.5	0.3	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
29 RCS	0.0	0.4	0.4	0.5	0.3	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
30 R	0.7	0.5	0.5	0.4	0.7	0.7	0.3	0.1	0.5	0.6	0.6	0.5	0.1	0.9	0.0	0.0
31 R	0.0	0.4	0.4	0.5	0.3	0.3	0.3	0.4	0.5	0.5	0.1	0.1	0.8	0.0	0.0	0.0
32 C	0.0	0.4	0.4	0.5	0.3	0.3	0.3	0.4	0.5	0.5	0.1	0.1	0.8	0.0	0.0	0.0
33 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
34 R	0.0	0.3	0.3	0.2	0.4	0.4	0.1	0.7	0.4	0.5	0.3	0.3	0.8	0.0	0.0	0.0
35 C	0.0	0.3	0.3	0.2	0.4	0.4	0.1	0.7	0.4	0.5	0.3	0.3	0.8	0.0	0.0	0.0
36 RCS	0.0	0.3	0.3	0.2	0.4	0.4	0.1	0.7	0.4	0.5	0.3	0.3	0.8	0.0	0.0	0.0
37 RCS	0.0	0.3	0.3	0.2	0.4	0.4	0.1	0.7	0.4	0.5	0.3	0.3	0.8	0.0	0.0	0.0
38 RCS	0.0	0.3	0.3	0.2	0.4	0.4	0.1	0.7	0.4	0.5	0.3	0.3	0.8	0.0	0.0	0.0
39 RCS	0.0	0.3	0.3	0.2	0.4	0.4	0.1	0.7	0.4	0.5	0.3	0.3	0.8	0.0	0.0	0.0
40 RCS	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.2	0.0	0.3	0.3	0.2	0.0	0.0	0.1	0.1	0.1
41 RCS	0.0	0.1	0.0	0.1	0.0	0.1	0.0	0.0	0.1	0.4	0.4	0.6	0.7	0.8	0.8	0.8
42 RCS	0.1	0.1	0.0	0.1	0.0	0.1	0.0	0.0	0.1	0.4	0.4	0.6	0.7	0.8	0.8	0.8
43 RCS	0.0	0.0	0.0	0.1	0.0	0.1	0.0	0.0	0.1	0.4	0.4	0.6	0.7	0.8	0.8	0.8
44 C	0.0	0.1	0.1	0.2	0.4	0.5	0.3	0.1	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
45 R	0.0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.6	0.8	0.5	0.2	0.1	0.3	0.8	0.0	0.0	0.0	0.0
46 R	0.0	0.5	0.5	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
47 C	0.0	0.1	0.1	0.2	0.4	0.5	0.3	0.1	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
48 C	0.0	0.1	0.1	0.2	0.4	0.5	0.3	0.1	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
49 RCS	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.2	0.2	0.1	0.7	0.7	0.5	0.1	0.9	0.0	0.0	0.0
50 RCS	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
51 RCS	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
52 RCS	0.7	0.6	0.6	0.7	0.4	0.5	0.7	0.3	0.2	0.3	0.6	0.2	0.3	0.6	0.2	0.3
53 R	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
54 RCS	0.5	0.9	0.9	0.0	0.5	0.0	0.6	0.6	0.1	0.8	0.2	0.6	0.1	0.3	0.3	0.3
55 RCS	0.1	0.0	0.0	0.5	0.0	0.0	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
Overall grade	0.65	1.43	1.43	1.34	1.5	2.0	1.6	1.51	1.81	1.81	1.69	1.8	1.81	1.51	1.51	1.51

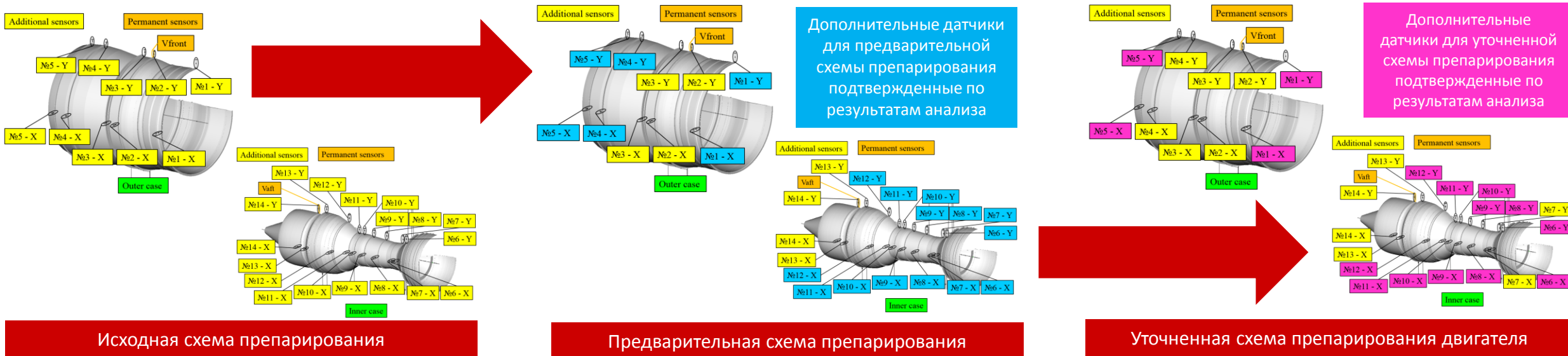
Vibration control in Y direction

Model Type	Sensor number															
No	1	2	Vfront	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	Vaft	14
1 RCS	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 RCS	0.0	0.3	0.3	0.0	0.6	0.5	0.3	0.0	0.6	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
3 RCS	0.6	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
4 RCS	0.3	0.2	0.2	0.2	0.7	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
5 RCS	0.0	0.3	0.3	0.0	0.6	0.5	0.3	0.0	0.6	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
6 RCS	0.0	0.3	0.3	0.0	0.6	0.5	0.3	0.0	0.6	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
7 RCS	0.0	0.4	0.3	0.1	0.0	0.6	0.6	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3	0.0	0.1	0.1	0.1
8 RCS	0.1	0.1	0.1	0.5	0.5	0.5	0.2	0.1	0.5	0.5	0.6	0.7	0.0	0.0	0.0	0.0
9 R	0.1	0.1	0.1	0.5	0.5	0.5	0.2	0.1	0.5	0.5	0.6	0.7	0.0	0.0	0.0	0.0
10 R	0.0	0.3	0.3	0.2	0.7	0.7	0.6	0.0	0.1	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
11 R	0.1	0.1	0.1	0.5	0.5	0.5	0.2	0.1	0.5	0.5	0.6	0.7	0.0	0.0	0.0	0.0
12 RCS	0.0	0.5	0.5	0.4	0.3	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
13 RCS	0.3	0.2	0.0	0.1	0.1	0.0	0.4	0.4	0.3	0.3	0.3	0.3	0.0	0.4	0.3	0.3
14 RCS	0.0	0.3	0.3	0.0	0.6	0.5	0.3	0.0	0.6	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
15 R	0.0	0.3	0.3	0.0	0.6	0.5	0.3	0.0	0.6	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
16 RCS	0.2	0.2	0.2	0.1	0.0	0.0	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.1	0.1
17 RCS	0.0	0.1	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
18 RCS	0.1	0.1	0.1	0.3	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.8
19 RCS	0.2	0.0	0.0	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2
20 RCS	0.3	0.2	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2
21 RCS	0.0	0.4	0.3	0.2												

- ❖ Анализ общих оценок для каждого датчика, установленного в модели для контроля критических скоростей авиационного двигателя, выявленных в расчетах дисбалансного поведения, позволил определить максимальные и минимальные значения их информативности.
- ❖ Последующий анализ результатов позволил сформировать графики разброса информативности датчиков по контролю критических скоростей возбуждаемых роторами НД и ВД авиационного двигателя
- ❖ На основании результатов расчетов ранее сформированная предварительная схема препарирования двигателя датчиками вибрации может быть скорректирована и число рекомендуемых в схеме датчиков может быть снижено



Разброс оценок информативности расположения датчиков вибрации для контроля критических скоростей авиационного двигателя, уточненный по результатам дисбалансного поведения: (а) возбуждение от ротора НД (б) возбуждение от ротора ВД



- ❖ На внешнем корпусе двигателя рекомендуется использовать одноосевые датчики для контроля вибраций в направлениях X и Y установленные на кронштейнах, прикрепленных к фланцам в сечениях № 1 и 5, так как проведенный анализ дисбалансного поведения двигателя подтвердил их общую высокую информативность.
- ❖ Датчик № 4 был убран из схемы препарирования, так как результаты расчетов дисбалансного поведения двигателя показали более низкие значения его информативности, в сравнении с их предварительными значениями
- ❖ На внутреннем корпусе двигателя рекомендуется оставить в исходной схеме препарирования датчики в сечениях № 6, 8 – 12 для контроля вибраций в направлениях X и Y, так как результаты расчетов дисбалансного поведения подтвердили их высокую информативность, которая также выше, чем информативность заднего штатного датчика установленного в зоне крепления подвески
- ❖ Датчики № 8 – 12 показали схожие оценки по контролю критических скоростей возбуждаемых ротором ВД, но высокие оценки датчики набрали при идентификации разных наборов критических скоростей, поэтому для того, чтобы контролировать их все, эти датчики были оставлены в уточненной схеме препарирования авиационного двигателя датчиками вибрации.
- ❖ Схема препарирования двигателя, сформированная по результатам предварительного анализа и состоящая из датчиков расположенных в 10 сечениях, в конечном итоге была уменьшена до 8 сечений для расположения датчиков

1. Введение
2. Описание модели
3. Метод
4. Результаты расчетов
5. Заключение

- ❖ **Предложенный метод** позволяет произвести первичную оценку информативности мест расположения датчиков вибрации по результатам расчетов критических скоростей с учетом демпфирования и анализу их форм колебаний
- ❖ **Проведенный анализ** позволяет сформировать схему препарирования двигателя датчиками вибрации, установленными на корпусах двигателя с высокой информативностью о его критических скоростях
- ❖ **Информативность датчиков** может быть дополнительно уточнена по результатам дисбалансного поведения. Исследование различных картин распределения дисбалансов на роторах двигателя может помочь оценить разброс оценок информативности датчиков в виде их максимальных и минимальных значений и уменьшить число датчиков необходимых для эффективной идентификации критических скоростей двигателя
- ❖ **Апробация методики** на модели авиационного двигателя большой степени двухконтурности позволила оценить информативность расположения датчиков вибрации на нем и сформировать схему его препарирования из датчиков с высокой информативностью о его критических скоростях и их формах колебаний
- ❖ **Разработанная схема препарирования** может быть использована на реальном двигателе при проведении специальных испытаний направленных на верификацию его расчетной модели

Спасибо за внимание!