



南京航空航天大学

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics

博士研究生学位论文答辩

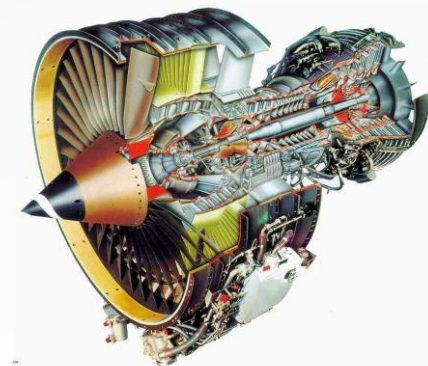
航空发动机整机振动耦合机理分析及 结构智能设计方法研究

Research on Coupled Vibration Mechanism Analysis and
Structural Intelligence Design Method of Aero Engine

答 辩 人：屈美娇

指导教师：陈 果 教授

专 业：载运工具运用工程



目录

- 1 绪论
- 2 航空发动机整机振动实体有限元建模及验证
- 3 航空发动机整机固有耦合振动分析
- 4 带机匣的航空发动机转子试验器的耦合振动机理研究
- 5 某型大涵道比涡扇发动机的整机振动耦合机理研究
- 6 航空发动机支承刚度智能优化设计
- 7 总结与展望

目录

1

绪论

2

航空发动机整机振动实体有限元建模及验证

3

航空发动机整机固有耦合振动分析

4

带机匣的航空发动机转子试验器的耦合振动机理研究

5

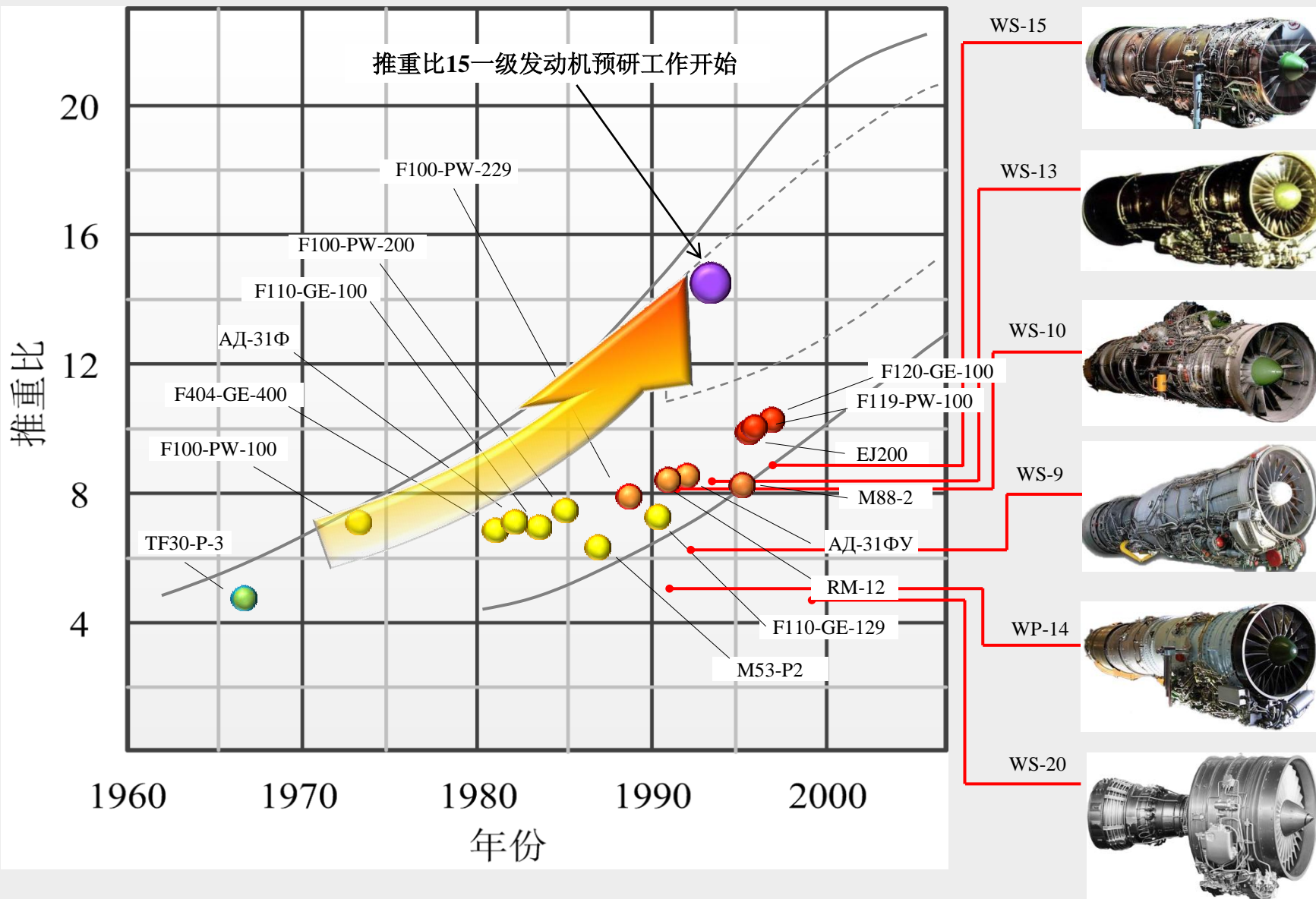
某型大涵道比涡扇发动机的整机振动耦合机理研究

6

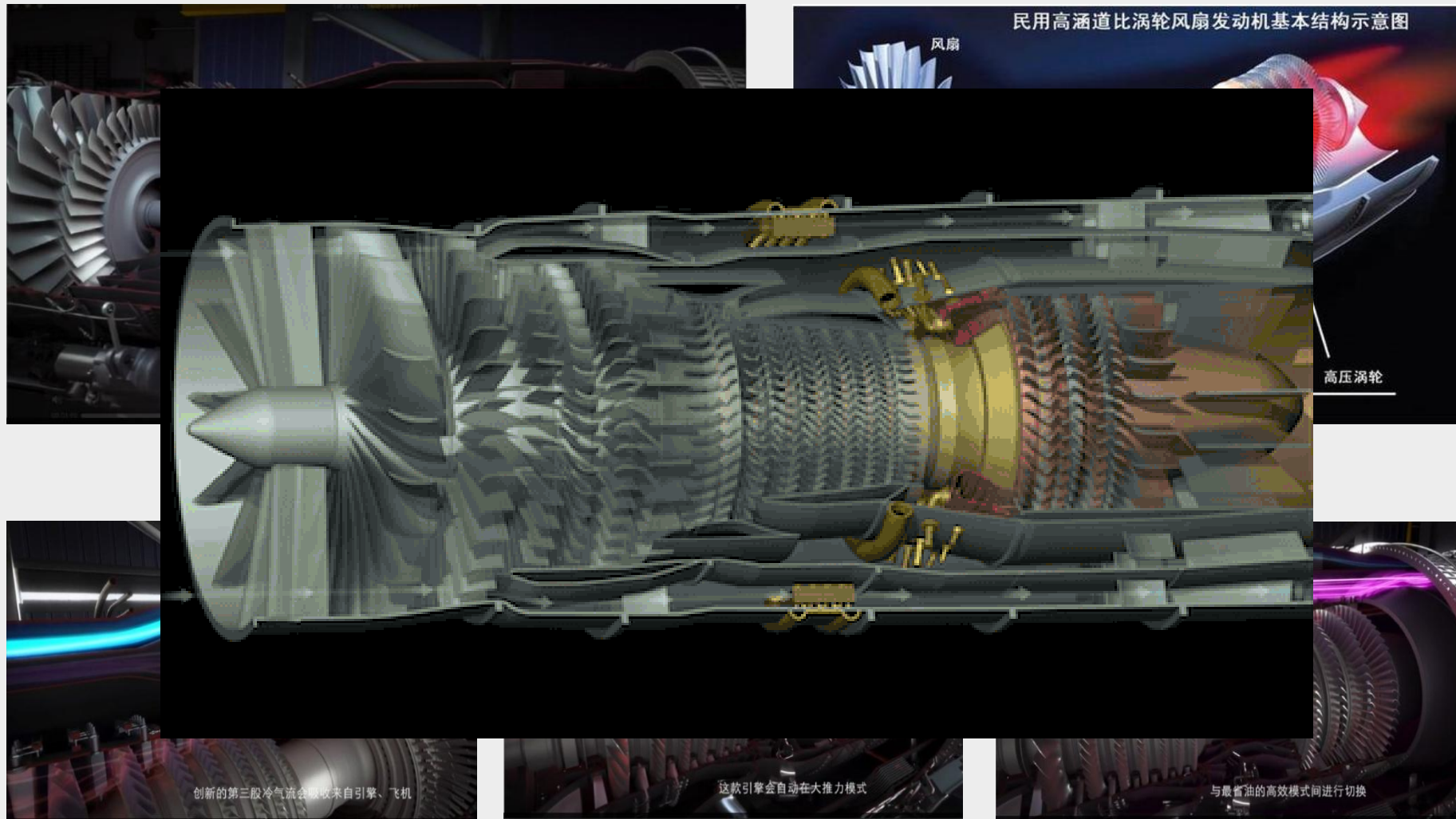
航空发动机支承刚度智能优化设计

7

总结与展望



美国第六代航空发动机——自适应变循环发动机 (AVET)



薄壁机匣

- 机匣结构刚性减弱，机匣振型
- 机匣结构传递振动，转子系统边界条件复杂

弹性支承

- 调节系统临界转速，出现刚体振型
- 吸收振动能量，减振，降低转子应变能

安装节

- 安装不完全刚性
- 安装节结构前后、水平垂直方向不对称



航空发动机转子和静子结构的耦合振动问题日益突出，转静耦合关系对整机临界转速、转静变形协调及整机振动优化都有重要影响。研究转静耦合机理，进一步建立完善的整机振动评价体系，开发高效准确的结构优化方法，对于提升航空发动机的安全性和可靠性具有重要意义。

传递矩阵法

模态综合法

有限单元法

目前航空发动机整机振动问题已经引起了广泛关注，很多学者建立了整机振动模型，但是对于转子结构和静子结构的耦合振动，以及转静耦合机理的研究较少。

优点：建模效率高，可以模拟复杂结构，计算速度快。

缺点：模型精度受接口处理影响，对非线性问题求解困难。

代表院校：

空军工程大学

西北工业大学

南京航空航天大学

北京航空航天大学

哈尔滨工业大学

606所

624所

浙江大学

东南大学

西安交通大学

天津大学

31所

清华大学

大连理工大学

海军工程大学

东北大学

华中科技大学

608所

基于部件的
航空发动机
多目标优化
设计

基于整机结
构的多目标
优化设计

整机振动优
化目标-定量
评价指标

- [1] Storace A F. Turbine engine structural efficiency determination[R]. AIAA 89-2571, 1989.
- [2] 刘继兴, 张大义, 郑华强, 洪杰. 不同推力级高涵道比涡扇发动机结构与力学特征定量评估[J]. 推进技术, 2018, 39(05): 1077-1084.
- [3] 马艳红, 曹冲, 李鑫, 洪杰. 航空发动机承力系统结构效率评估方法[J]. 航空动力学报, 2016, 31(2): 274-281.
- [4] 徐峰, 马艳红, 张力, 洪杰. 航空发动机承力系统抗变形能力评估[J]. 航空动力学报, 2016, 31(8): 1921-1928.
- [5] 于平超, 马艳红, 王存等. 航空发动机整机结构效率评估参数与计算方法[J]. 航空动力学报, 2016, 31(7): 1744-1753.
- [6] 郑华强, 彭刚, 马艳红等. 航空发动机结构力学性能定量分析方法[J]. 推进技术, 2018, 39(3): 645-652.
- [7] 彭刚, 朱彬, 张大义等. 高涵道比涡扇发动机结构与力学性能定量评估[J]. 航空动力学报, 2017(7).

问题的提出

1) 缺乏对于航空发动机整机振动机理的深入研究

虽然目前针对航空发动机整机振动已经引起了很多学者的关注，对于转子结构和静子结构耦合振动的研究较少。事实上，航空发动机整机振动的转静耦合关系对整机临界转速、转静变形协调以及整机振动优化都具有重要影响。

认识弄清航空
发动机转静耦
合振动机理

2) 缺乏完善的整机振动评价体系

目前，航空发动机整机振动的评价指标体系尚不完善。整机振动的评价标准主要是振动响应，其在设计之初，难以仿真准确，不能有效指导设计。

建立完善的整
机振动评价体
系

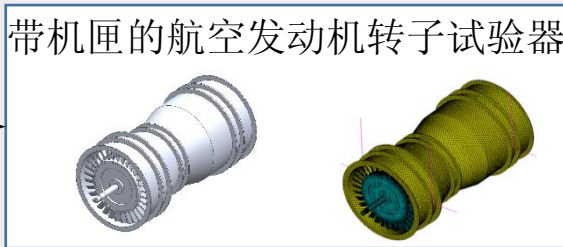
3) 航空发动机整机振动优化缺乏智能化的手段

我国的航空发动机设计主要依赖积累的设计经验及照搬国外经验，缺乏一套完备的设计思路和科学的设计方法。结构的优化设计对设计者经验依赖程度高，难以得到全局最优，且效率较低。

从设计阶段实现一款机型的振动评价，进而实现结构优化及整机振动优化，对于提升航空发动机的安全性和可靠性具有重要意义。

航空发动机整机振动耦合机理分析及结构智能设计方法研究

航空发动机整机振动实体有限元建模及验证



航空发动机整机固有耦合振动无量纲参数

临界转速危险系数

转子应变能危险系数

截面转静碰摩危险系数

耦合振动机理分析

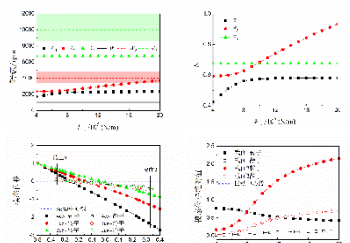
带机匣的航空发动机转子试验器

前支承

后支承

前安装节

后安装节



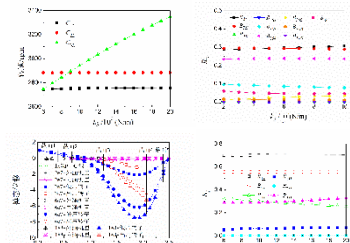
某型大涵道比双转子涡扇发动机

支承1

支承2

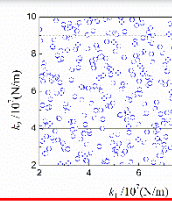
支承3

支承5

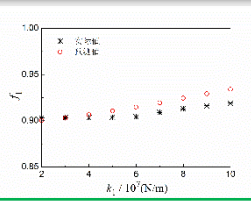


航空发动机支承刚度智能优化设计

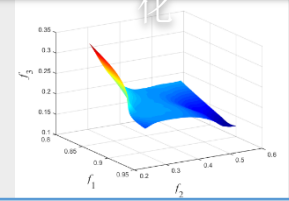
LCVT抽样



SVM计算代理模型



NSGA-II多目标优化



目录

1

绪论

2

航空发动机整机振动实体有限元建模及验证

3

航空发动机整机固有耦合振动分析

4

带机匣的航空发动机转子试验器的耦合振动机理研究

5

某型大涵道比涡扇发动机的整机振动耦合机理研究

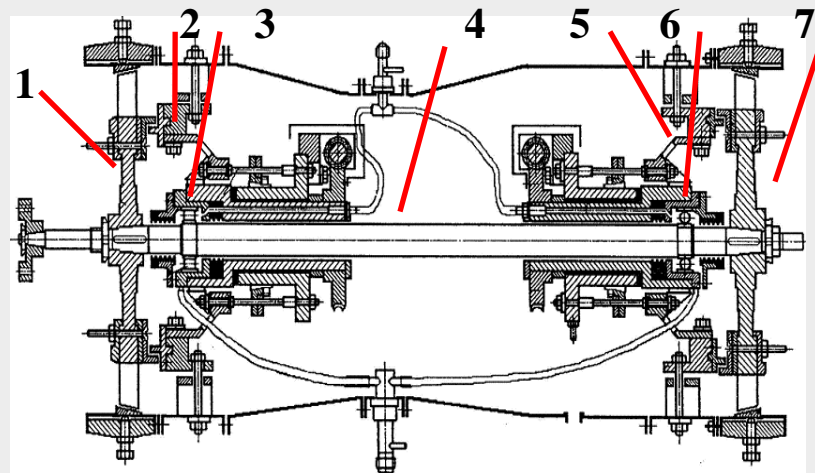
6

航空发动机支承刚度智能优化设计

7

总结与展望

航空发动机转子试验器简介

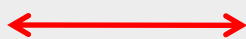


1-压气机转子盘 2-压气机静子 3-滚棒轴承
4-轴 5-涡轮静子 6-球轴承 7-涡轮转子盘



前
安
装
节

不对称



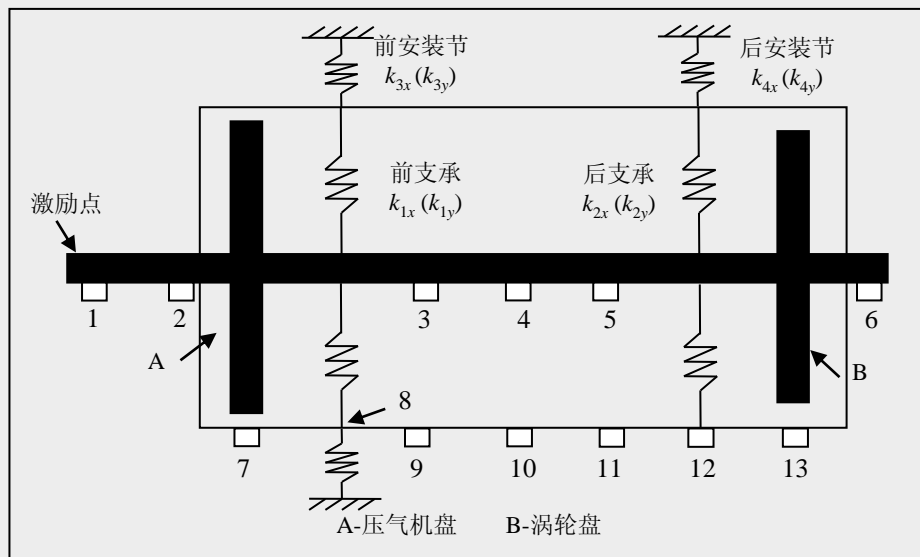
后
安
装
节



航空发动机转子试验器整机模态测试

试验方案

- ▶ 在转子上选取**6**个测点
- ▶ 在机匣上选取**7**个测点
- ▶ 激振点安装激振器，采用正弦激励
- ▶ 扫频范围**0-140Hz**，频率间隔**1Hz**



测试设备



HEV-500激振器



NI USB-9234采集卡

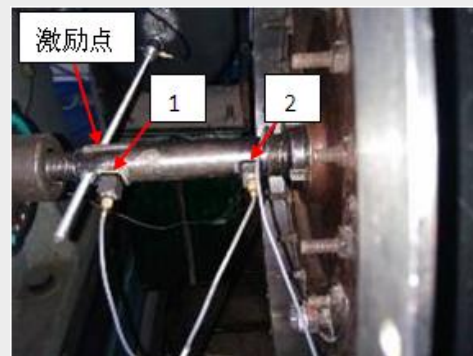
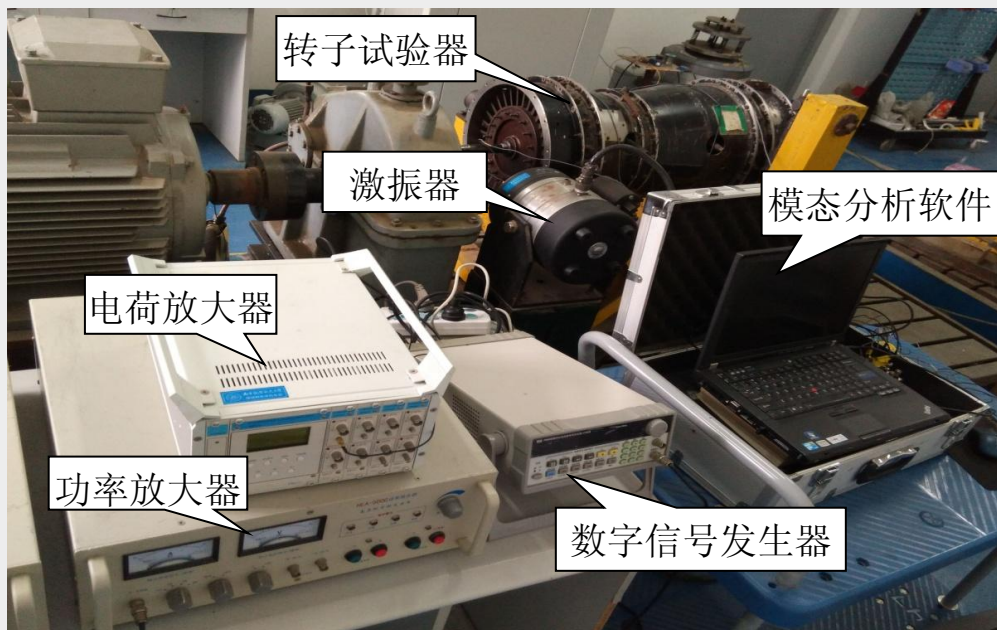


F001B压电式力阻
抗传感器

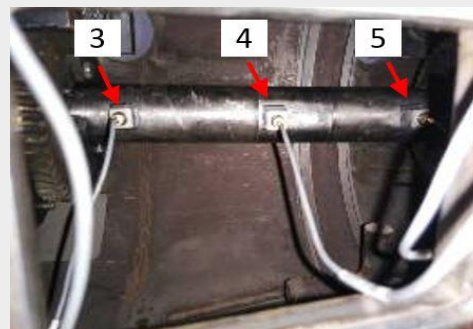


B&K加速度传感器

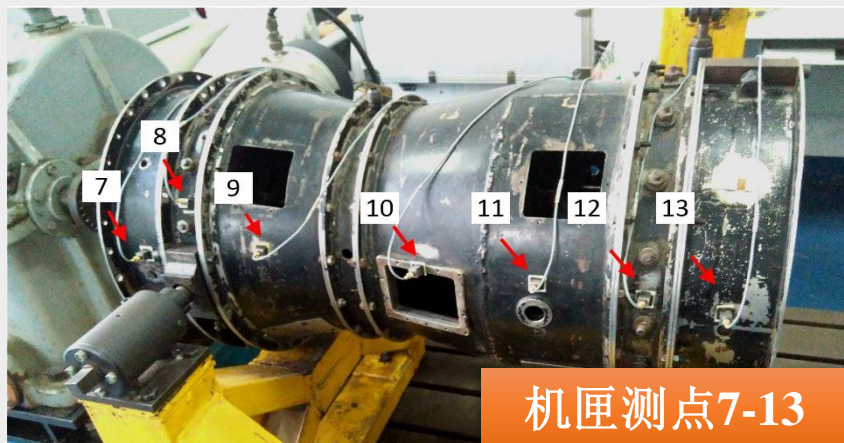
整机模态测试



测点1-2



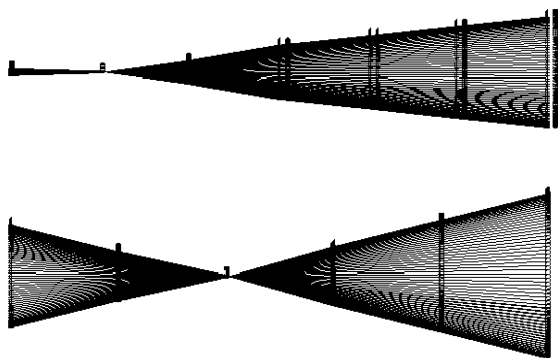
测点3-5



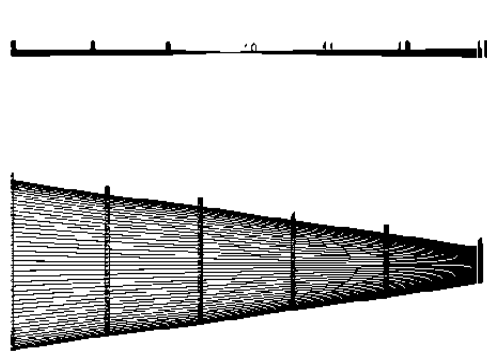
测点6

整机模态测试水平方向结果

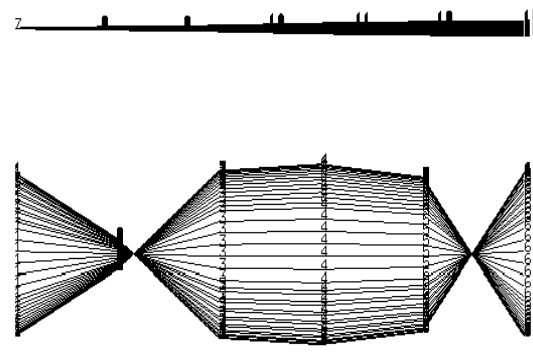
阶数	第1阶	第2阶	第3阶
固有频率 f/Hz	38.2	46.6	113.3
相对阻尼比	0.0113	0.0167	0.0134



转子俯仰，静子俯仰



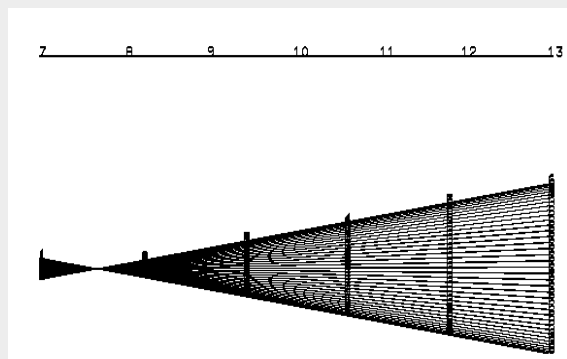
转子俯仰



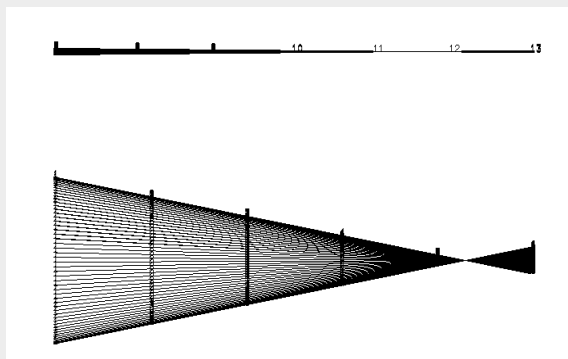
转子弯曲

整机模态测试垂直方向结果

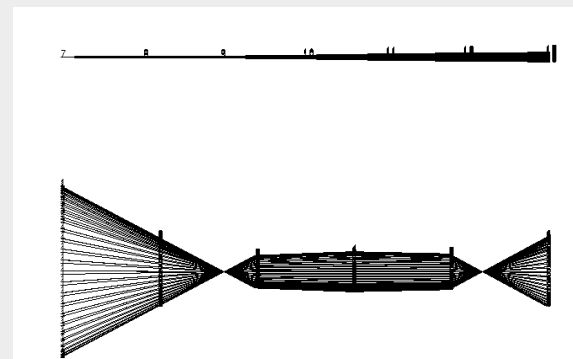
阶数	第1阶	第2阶	第3阶
固有频率 f/Hz	28.80	42.88	114.96
相对阻尼比	0.0276	0.0259	0.0489



转子俯仰

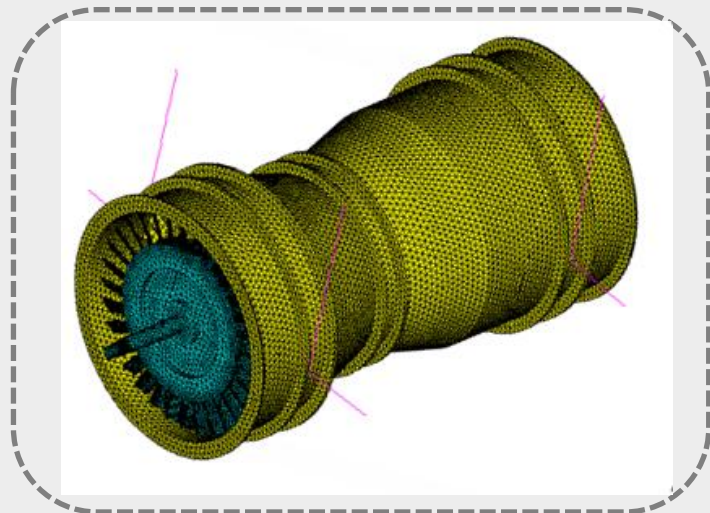
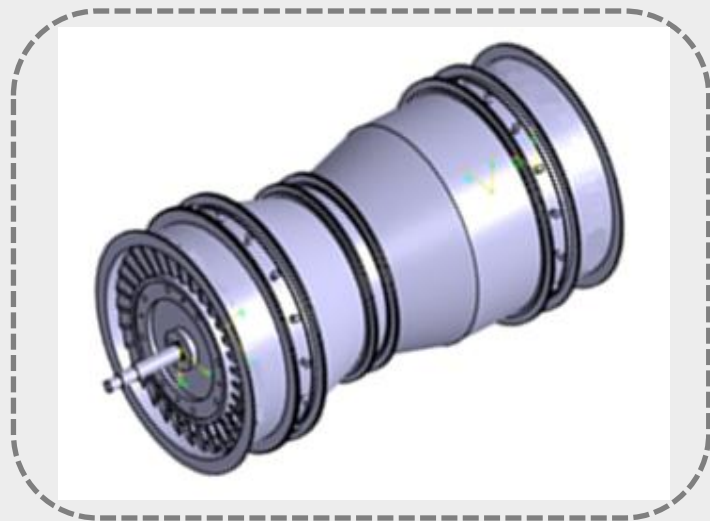


转子俯仰

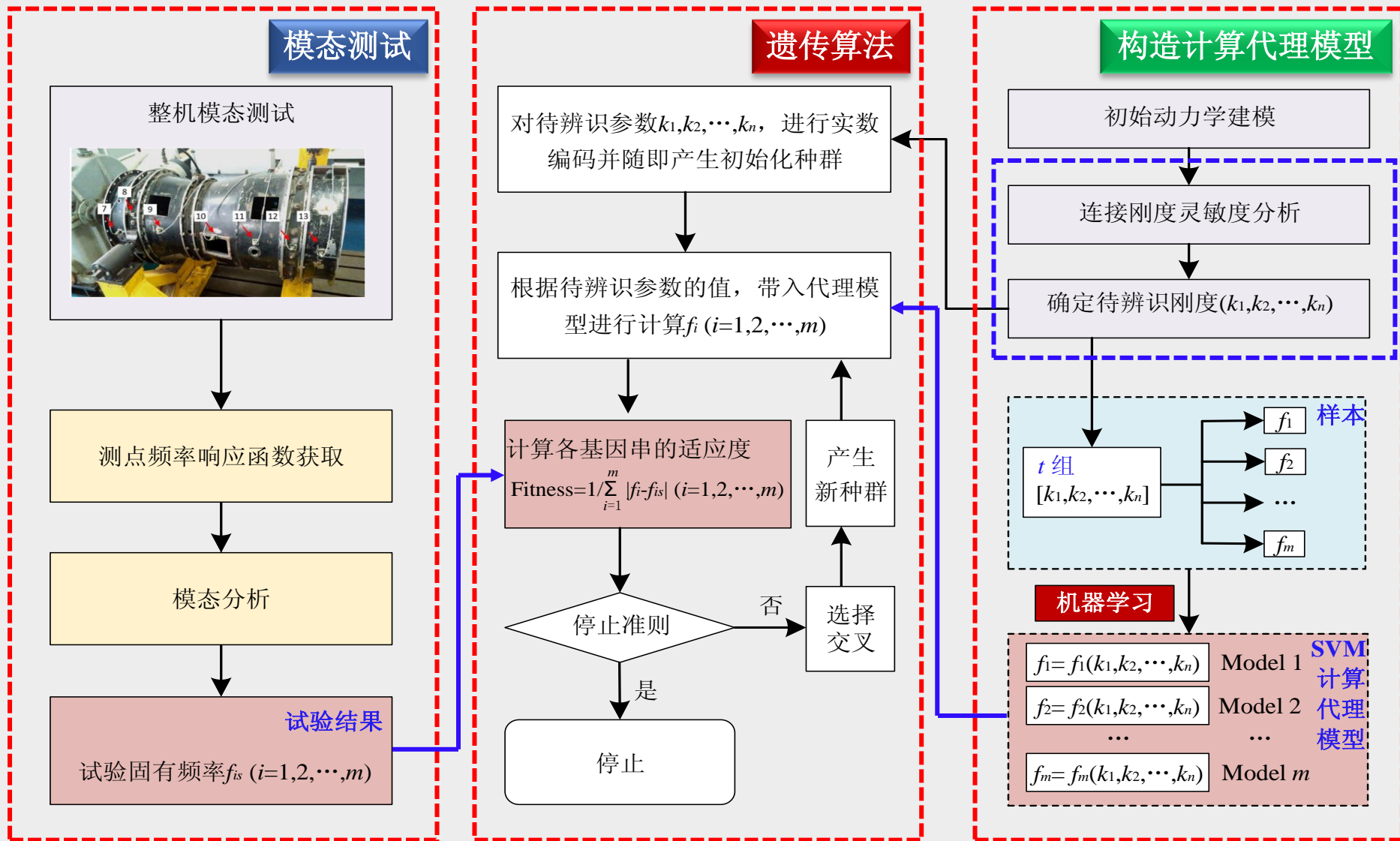


转子弯曲

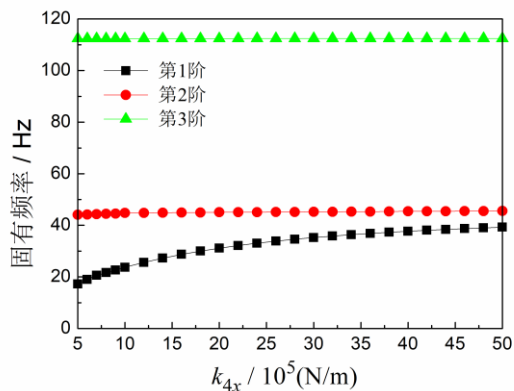
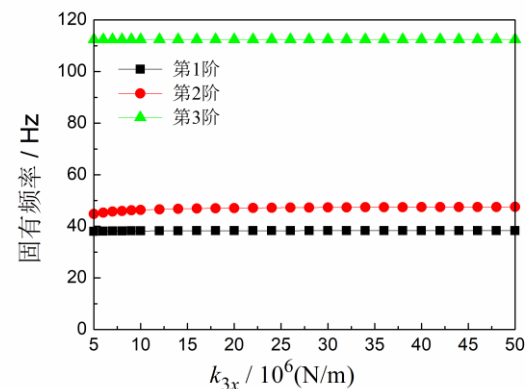
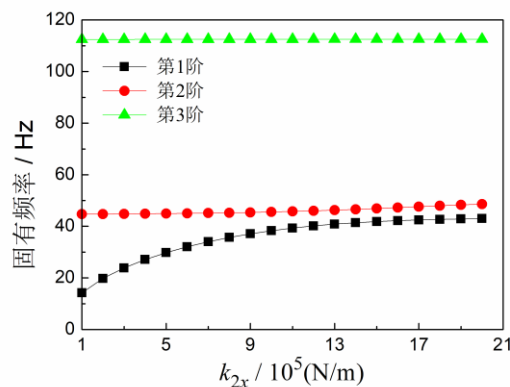
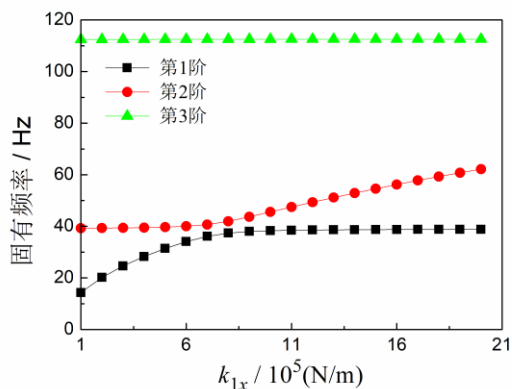
航空发动机转子试验器整机建模



航空发动机连接刚度智能辨识流程



刚度对固有频率的灵敏度分析——水平方向

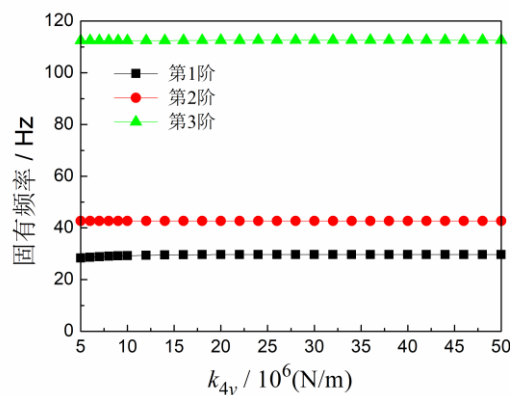
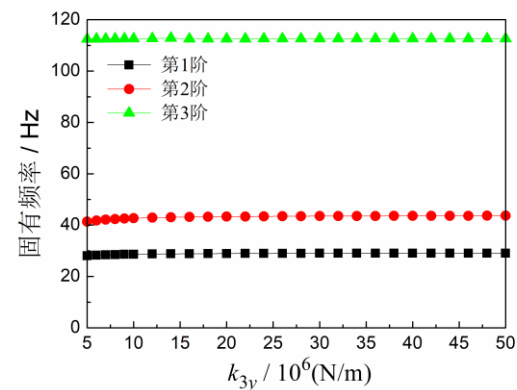
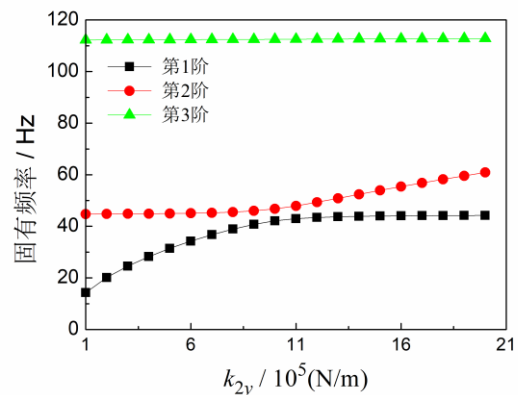
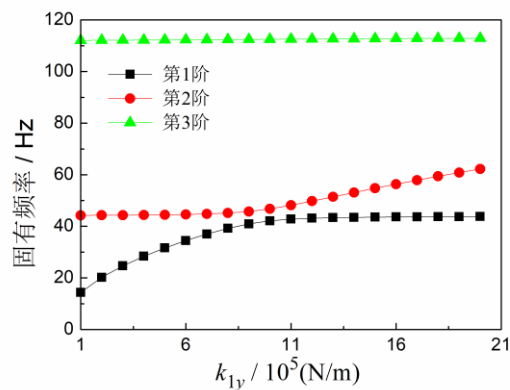


- 1) 水平方向前2阶固有频率均在不同程度上受 k_{1x} 、 k_{2x} 和 k_{4x} 的影响；
- 2) 水平方向第3阶固有频率受各刚度变化影响均很小；
- 3) 水平方向前3阶固有频率对 k_{3x} 的变化均不敏感。



选择水平方向支承刚度 k_{1x} 、 k_{2x} 和 k_{4x} 为优化参数

刚度对固有频率的灵敏度分析——垂直方向

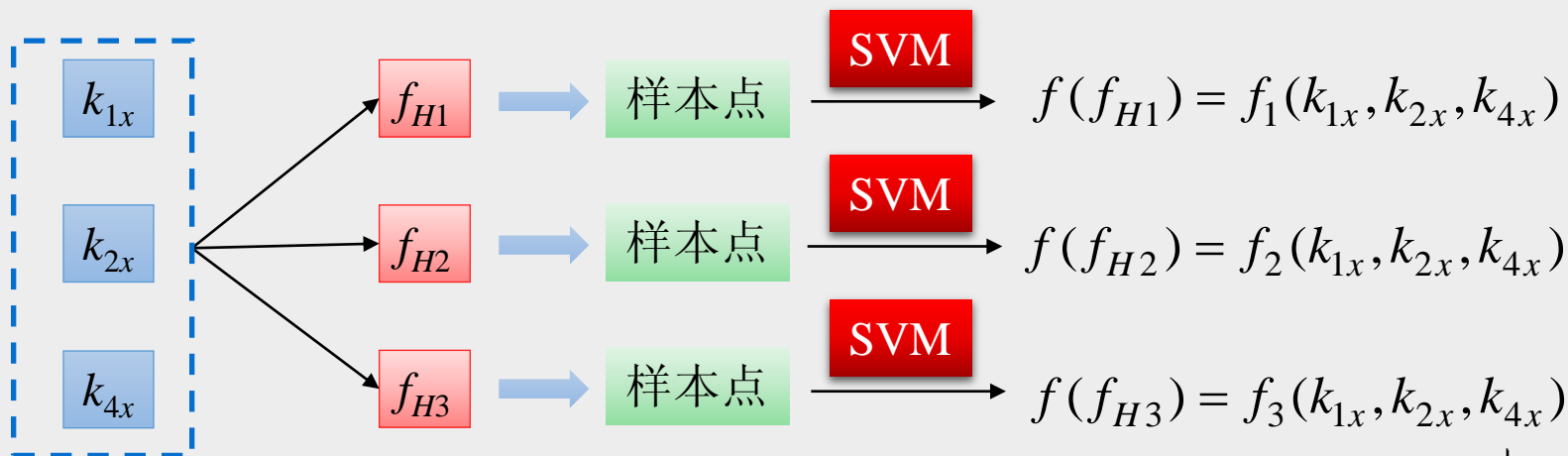


- 1) 垂直方向前2阶固有频率均在不同程度上受 k_{1y} 和 k_{2y} 的影响;
- 2) 垂直方向第3阶固有频率受各刚度变化影响均很小;
- 3) 垂直方向前3阶固有频率对 k_{3y} 和 k_{4y} 的变化不敏感。

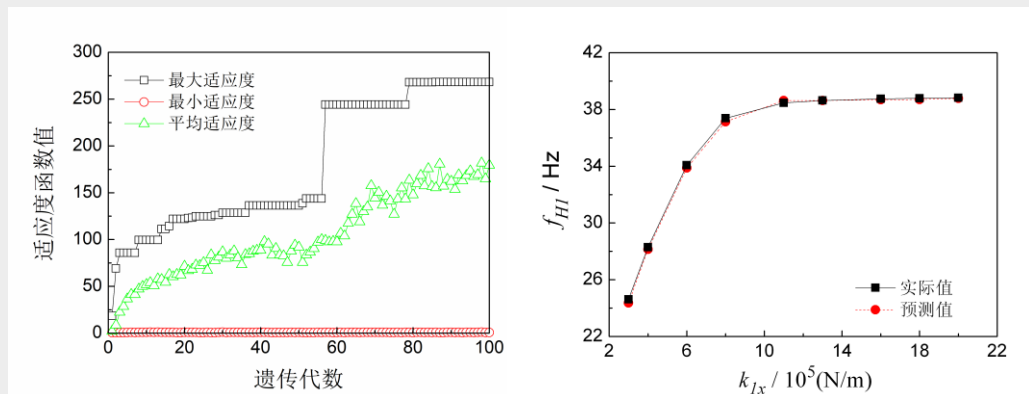


选择垂直方向支承刚度 k_{1y} 、 k_{2y} 为优化参数

样本计算、计算代理模型获取及基于遗传算法的刚度辨识



$$\text{Fitness} = \frac{1}{\sum_i^n |f_{cri} - \overline{f_{cri}}|}$$



遗传算法

k_{1x} 、 k_{2x} 、 k_{4x}

结果验证——水平方向

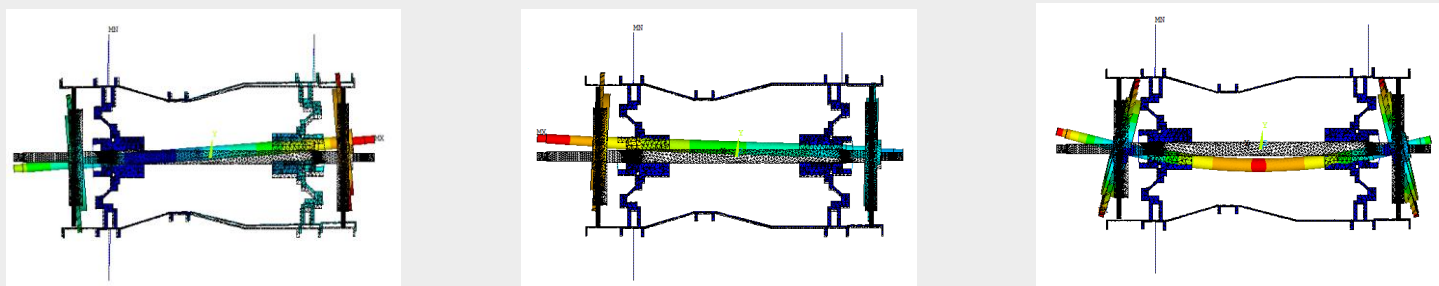
水平方向
辨识结果

$k_{1x}/10^6\text{N/m}$	$k_{2x}/10^6\text{ N/m}$	$k_{3x}/10^6\text{ N/m}$	$k_{4x}/10^6\text{ N/m}$
1.1008	1.1208	10	4.1031

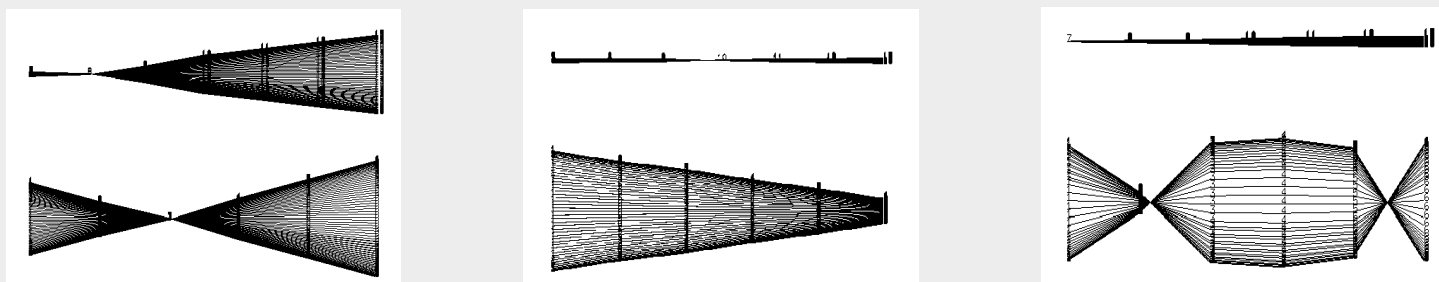
水平方向
结果验证

阶数	第1阶	第2阶	第3阶
试验/Hz	38.20	46.57	113.42
仿真/Hz	38.23	46.34	112.96
相对误差/%	-0.07	-0.49	-0.41

仿真
模态

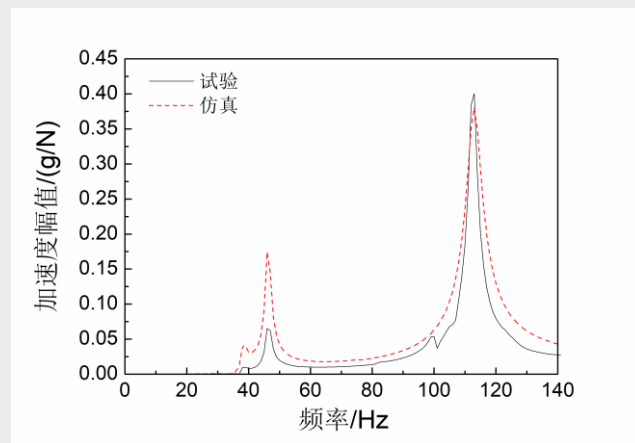
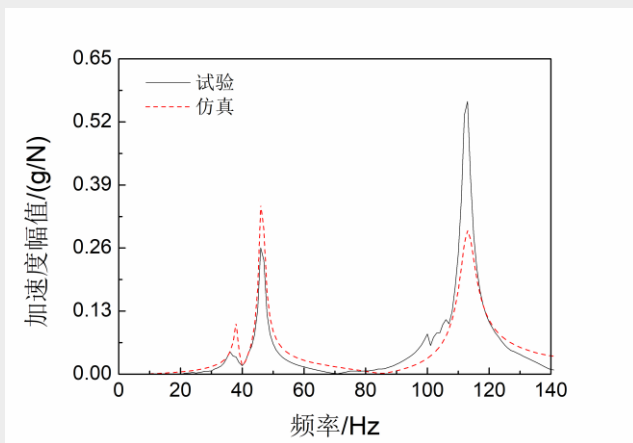


试验
模态

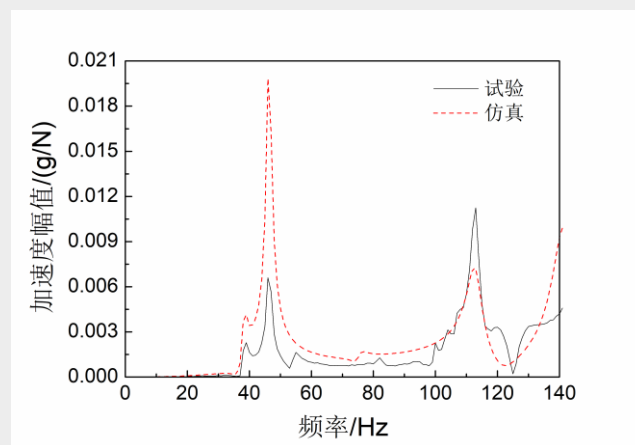
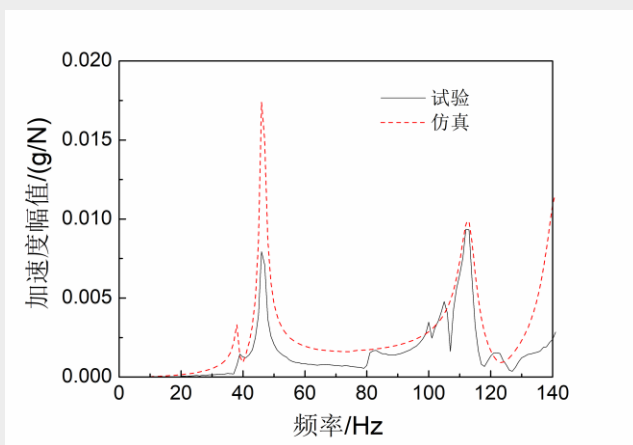


结果验证——水平方向

频率响应函数：转子测点1、4



频率响应函数：静子测点7、10



结果验证——垂直方向

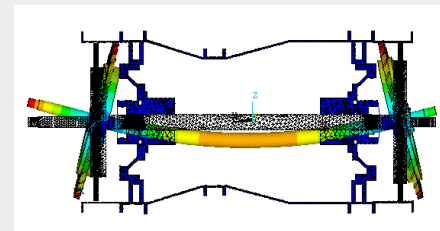
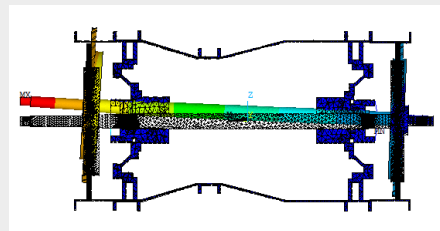
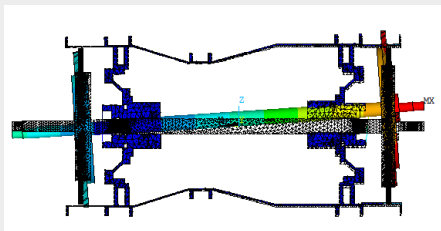
垂直方向
辨识结果

$k_{1y}/10^6 \text{ N/m}$	$k_{2y}/10^6 \text{ N/m}$	$k_{3y}/10^6 \text{ N/m}$	$k_{4y}/10^6 \text{ N/m}$
0.9408	0.464	10	6.0814

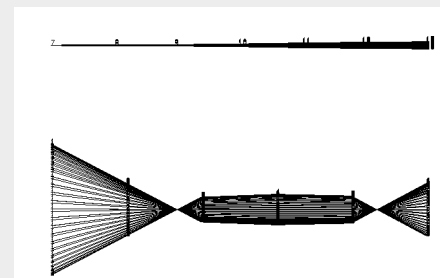
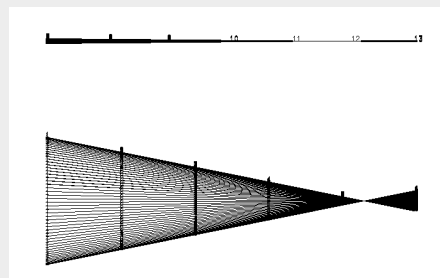
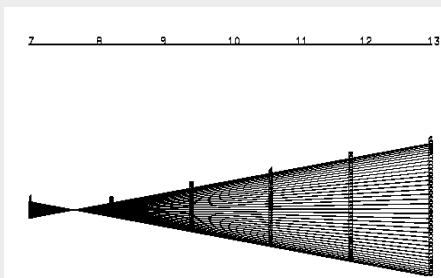
垂直方向
结果验证

阶数	第1阶	第2阶	第3阶
试验/Hz	28.84	42.88	114.96
仿真/Hz	28.65	42.69	112.27
相对误差/%	-0.66	-0.44	-2.34

仿真
模态

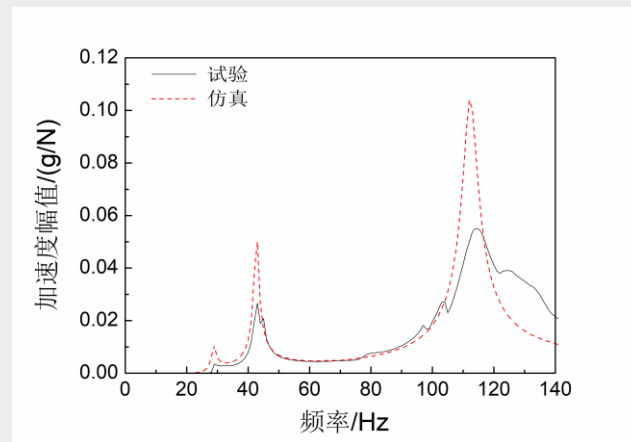
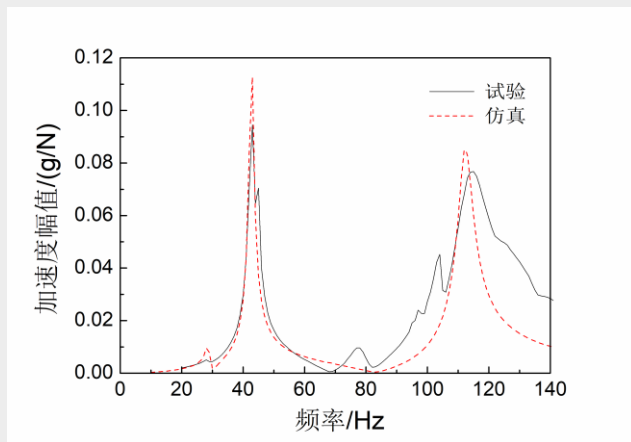


试验
模态

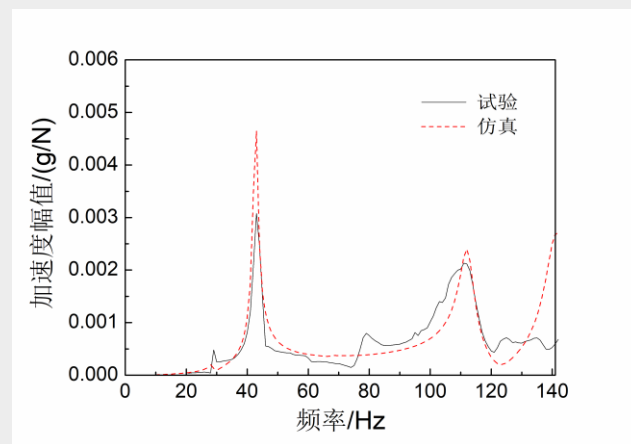
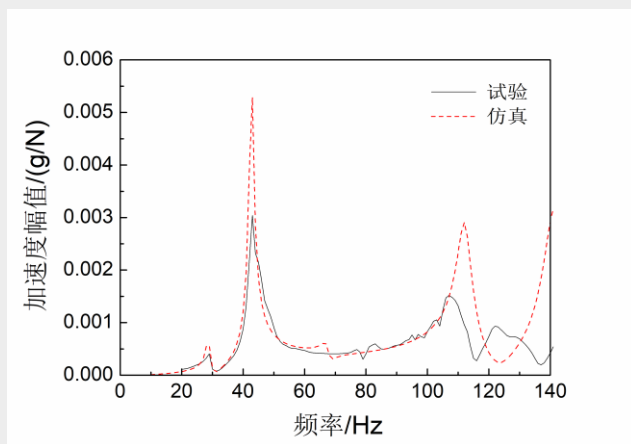


结果验证——垂直方向

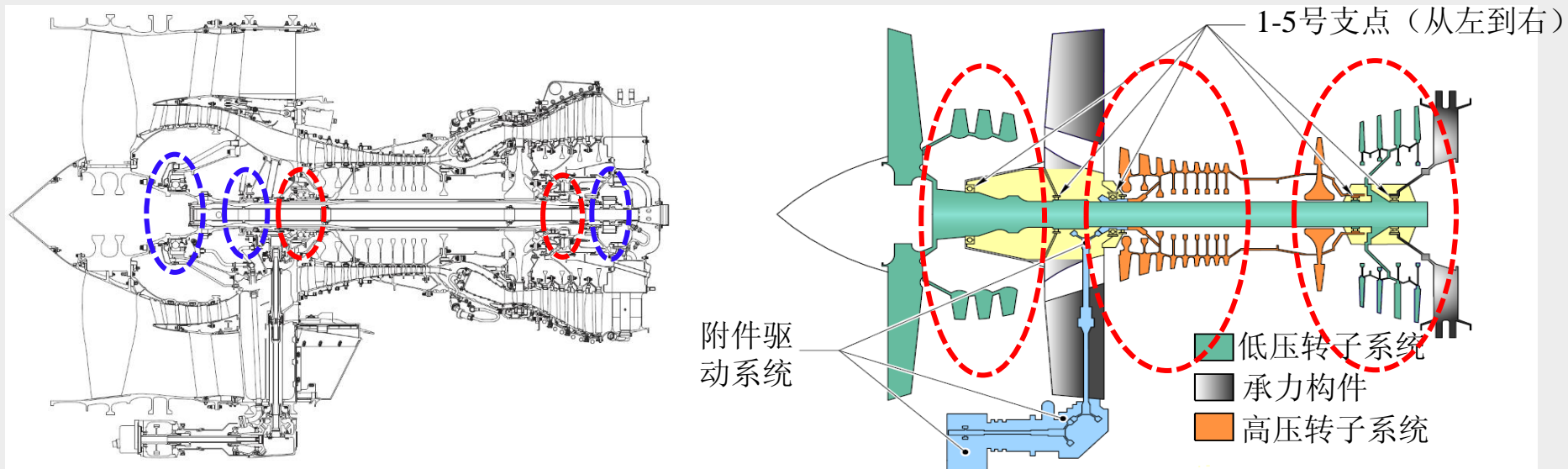
频率响应函数：转子测点1、4



频率响应函数：静子测点7、10



典型高涵道比涡扇发动机结构分析



1、2、5号
支点均支承
于静子结构

0-2-1

低压转子

3号支点支
承于静子
结构

1-0-1

高压转子

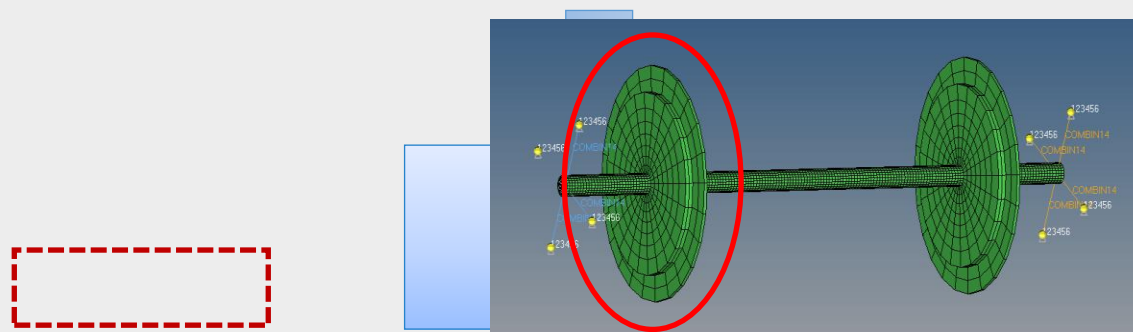
4号支点支承
于低压转子

等效圆环法

保持叶片整体的**极转动惯量与质量不变**，在叶盘外生成一圈圆环以代替叶片。

$$J_p = \frac{1}{2} m (R^2 + R_0^2) \quad \rightarrow \quad R$$

$$m = \pi (R^2 - R_0^2) h \rho$$



$$R - R_0 = ? l$$

多级等效圆环法



$$J_p = \frac{1}{2} \sum_{n=1}^k m_n (R_{n-1}^2 + R_n^2)$$

第 n 级等效圆环外径

$$m = \sum_{n=1}^k m_n$$

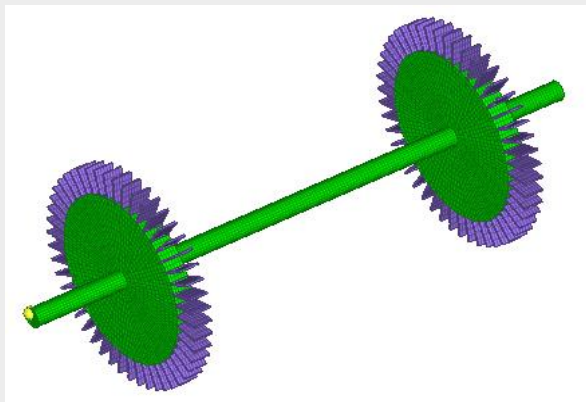
第 n 级等效圆环质量

$$m_n = \pi (R_n^2 - R_{n-1}^2) h_n \rho_n$$

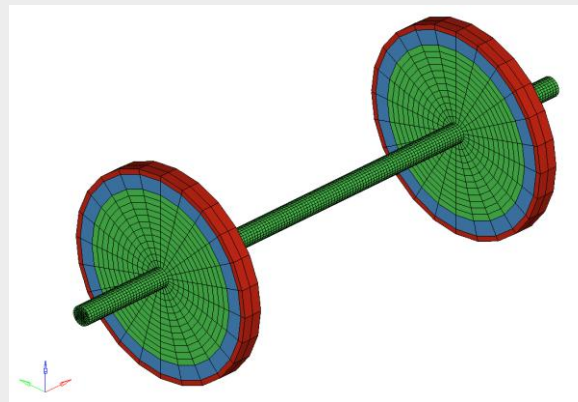
第 n 级等效圆环宽度与密度

整圈叶片极转动惯量与总质量

二级等效圆环法及其仿真验证

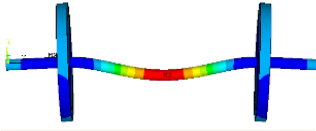


(a) 原模型

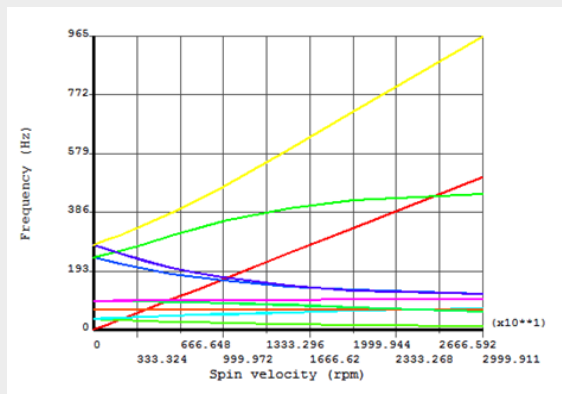


(b) 等效圆环法简化后

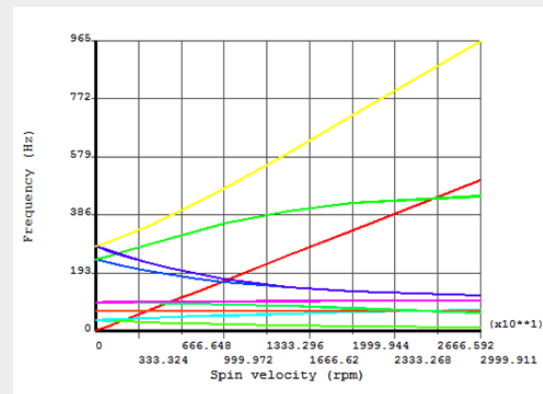
	简化前	简化后	减少量
单元数/个	42744	27864	34.81%
节点数/个	50411	30981	38.54%
计算时间/s	352	194	44.89%

振型描述		振型图	频率 (Hz)	误差
一阶弯曲	简化前		90.1576	0.45476%
	简化后		90.5676	
二阶弯曲	简化前		180.807	0.70960%
	简化后		182.09	
轴段一弯	简化前		522.26	0.49152%
	简化后		524.827	
轴段二弯	简化前		1279.4	0.39159%
	简化后		1284.41	

二级等效圆环法及其仿真验证



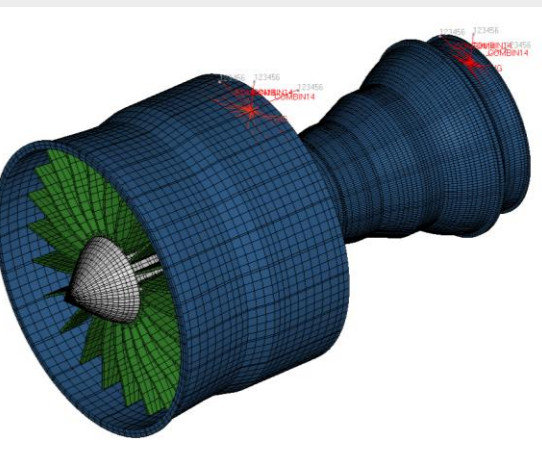
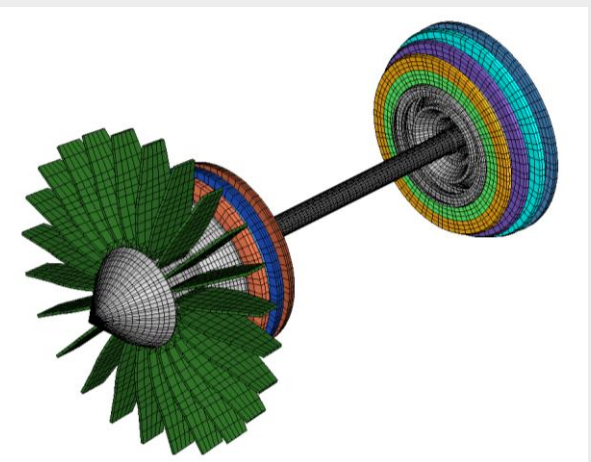
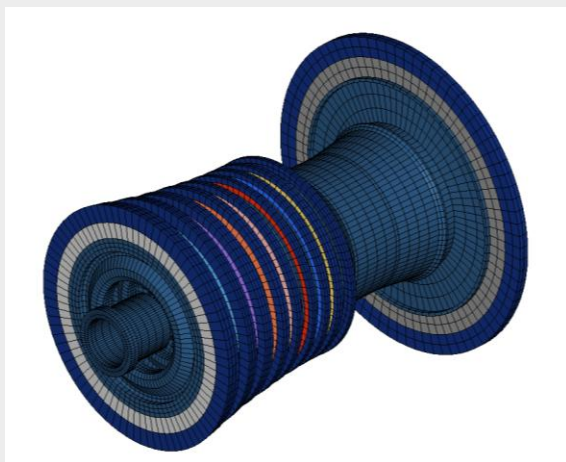
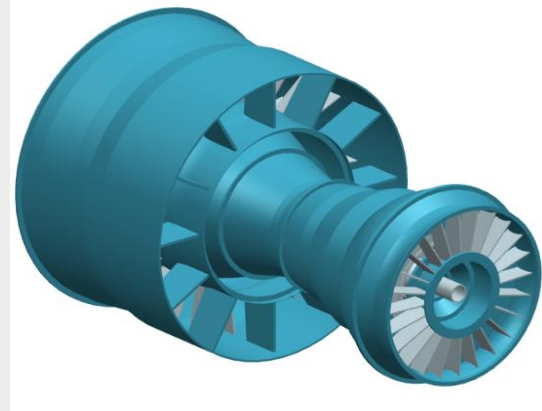
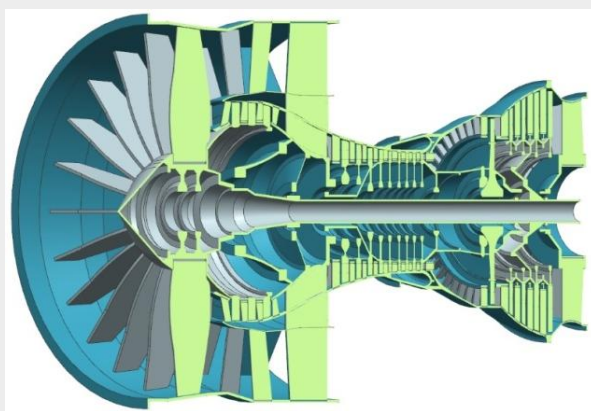
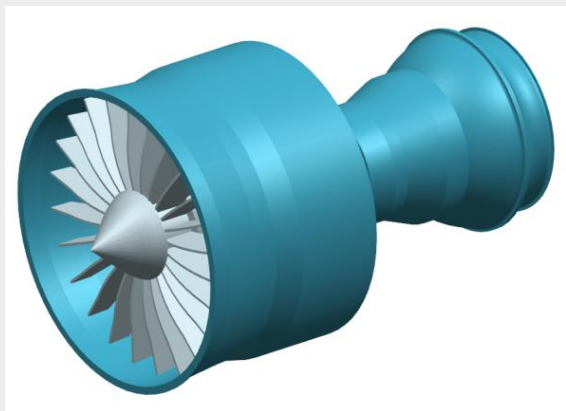
(a) 简化前

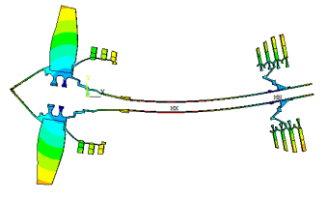
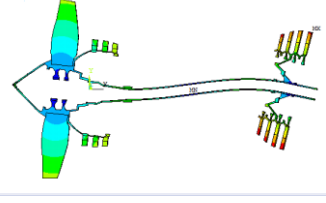
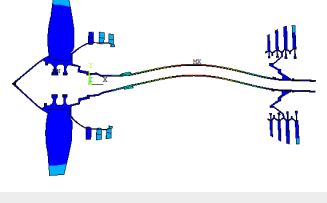


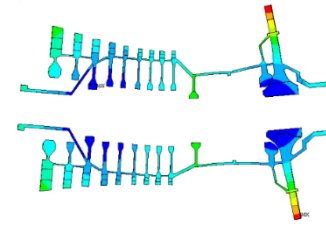
(b) 简化后

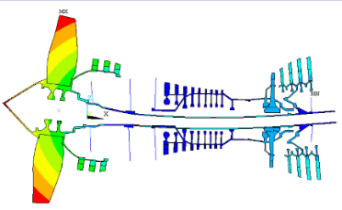
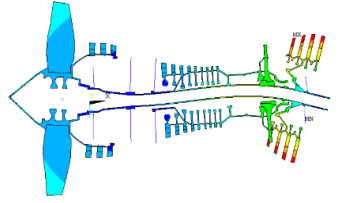
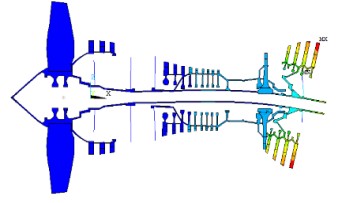
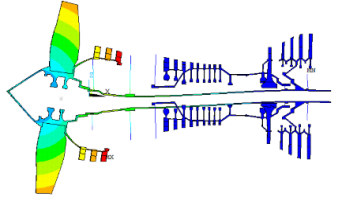
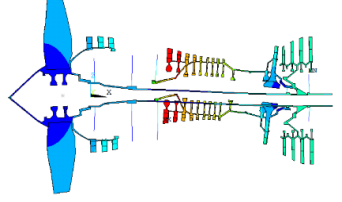
阶次	临界转速/rpm		误差
	简化前 (叶片)	简化后 (圆盘)	
1	2372.714	2377.567	0.20453%
2	5807.488	5827.874	0.35103%
3	26352.506	26406.980	0.20671%

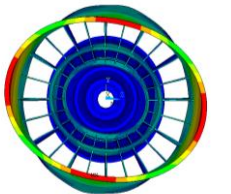
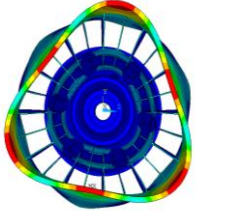
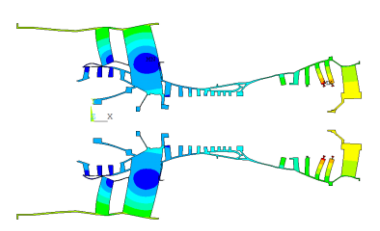
典型高涵道比涡扇发动机有限元建模



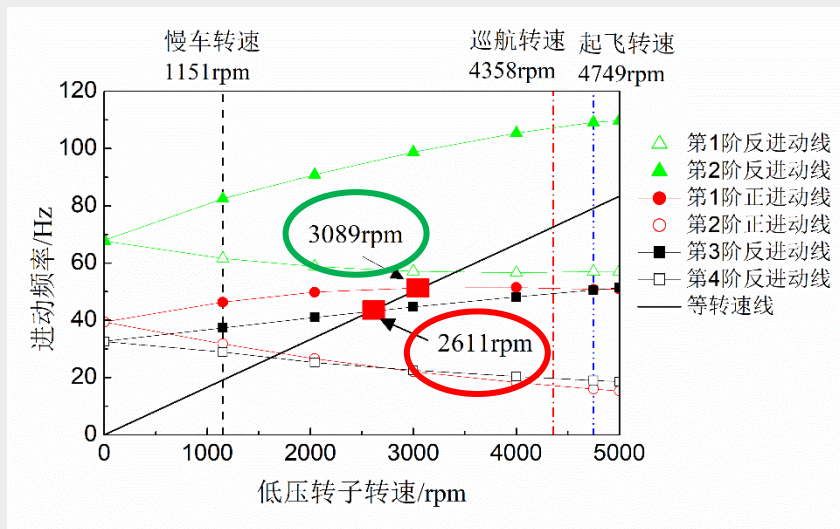
阶次	振型图	振型描述	共振频率/Hz
1		一阶弯曲	27.33
2		二阶弯曲	59.28
3		轴段一弯	215.60

阶次	振型图	振型描述	共振频率/Hz
1		一阶弯曲	354.18

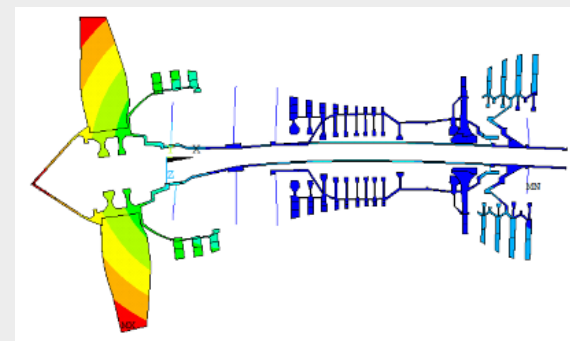
阶次	振型图	振型描述	共振频率/Hz
1		低压转子一弯	26.00
2		耦合振动；高压转子俯仰；低压转子二弯	44.62
3		低压涡轮俯仰	67.92
4		风扇俯仰	109.95
5		高压转子俯仰	112.58
6		耦合振动；高压转子俯仰；低压涡轮俯仰	189.54

阶次	振型图	振型描述	共振频率/Hz
1		外涵机匣径向 二阶弯曲	109.85
2		外涵与内涵机匣 整体一阶弯曲	166.64
3		外涵机匣径向 三阶弯曲	173.10
4		外涵机匣径向 四阶弯曲	261.13
5		内外涵机匣轴向平动	302.40

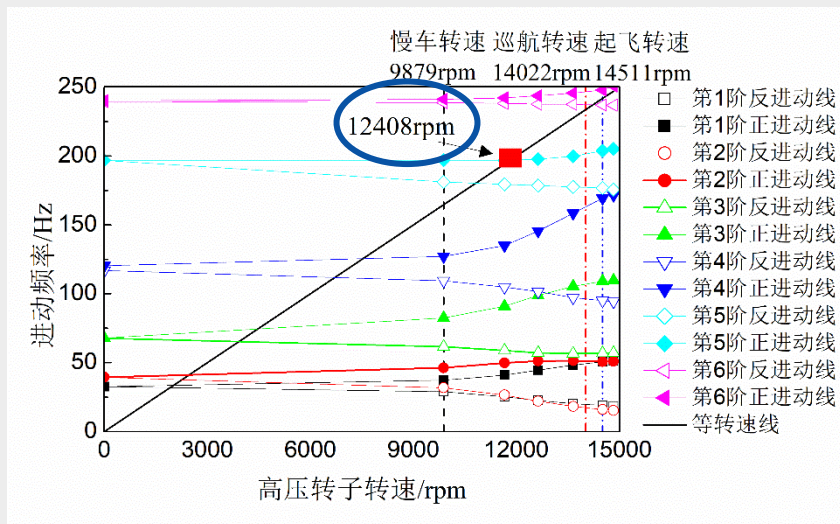
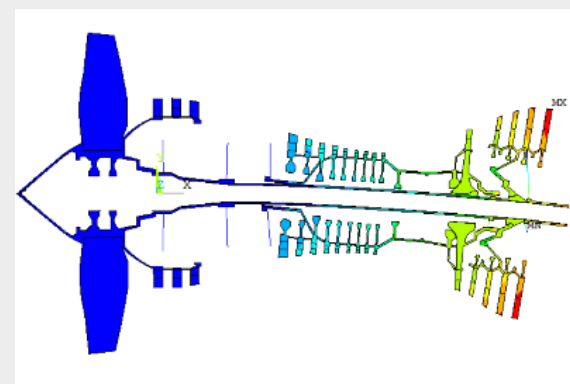
典型高涵道比涡扇发动机双转子系统临界转速分析



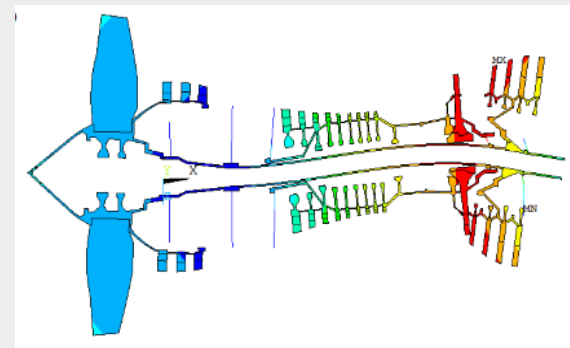
第1阶
2611rpm
12236rpm



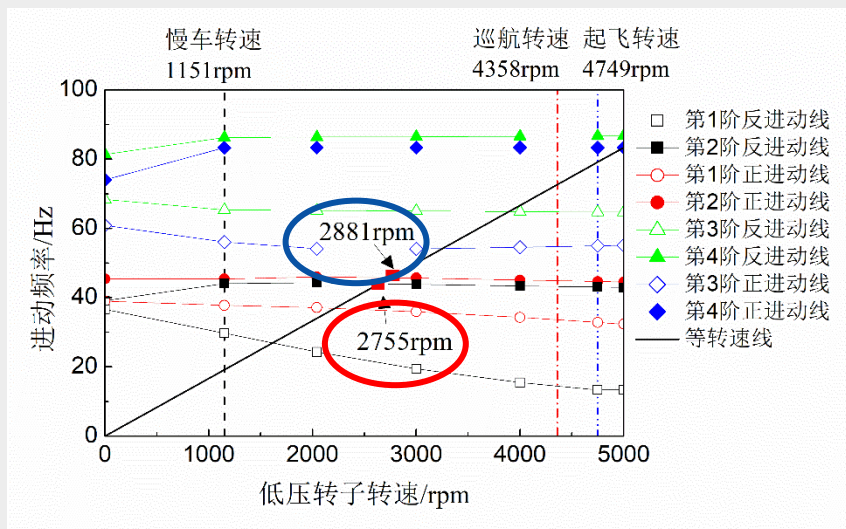
第2阶
2779rpm
12408rpm



第3阶
3089rpm
12725rpm

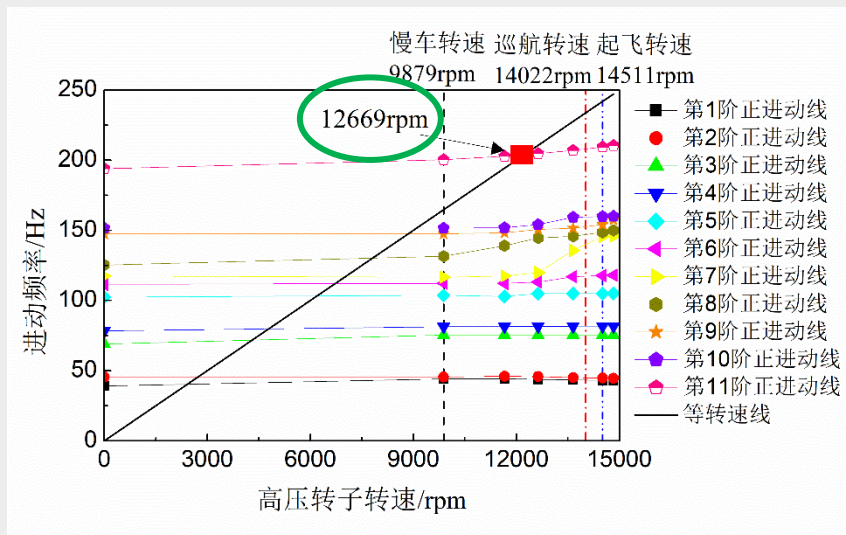


典型高涵道比涡扇发动机整机系统临界转速分析

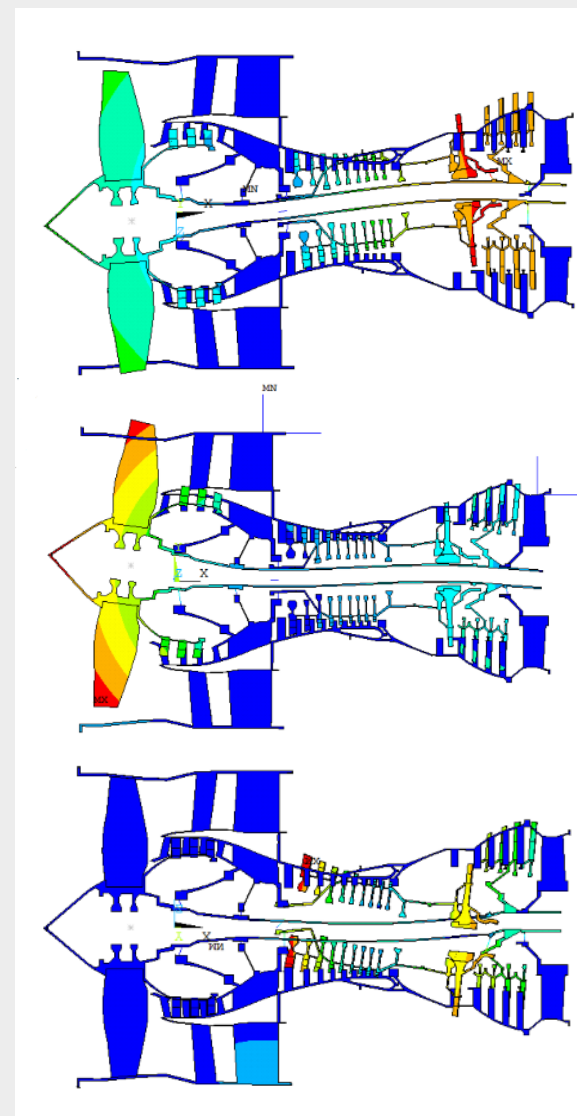


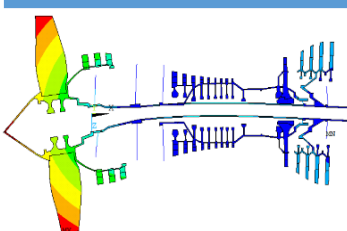
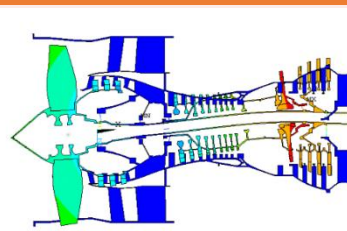
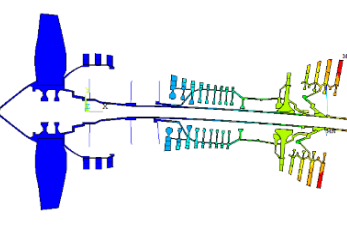
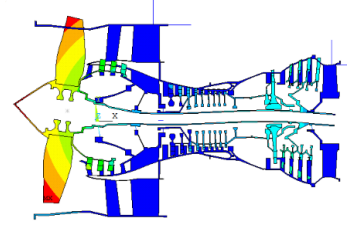
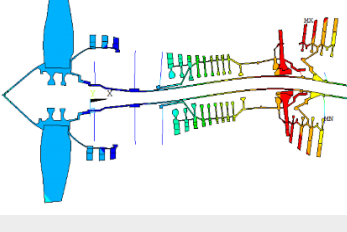
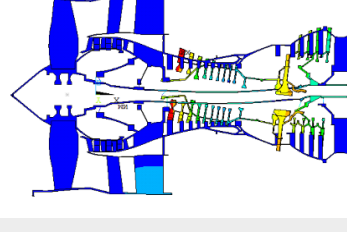
第1阶
2755rpm
12384rpm

第2阶
2881rpm
12512rpm



第3阶
3034rpm
12669rpm



阶次	激励源	振型图	临界转速 /rpm		阶次	激励源	振型图	临界转速 /rpm	
			低压	高压				低压	高压
1	低压		2611	12236	1	低压		2755	12384
2	高压		2779	12408	2	低压		2881	12512
3	低压		3089	12725	3	高压		3034	12669

- ✓ 单纯以静刚度等效忽略了静子结构的质量影响；
- ✓ 静子结构本身的传递特性为支承动刚度，静子机匣并不完全刚性，振动会在静子机匣上传递，再通过支承反作用于转子结构，从而形成转子各支承以及转子结构和静子结构相互影响的耦合振动，静子支承动刚度实际为刚度矩阵，采用静刚度则无法考虑交叉刚度的影响；
- ✓ 安装节并不完全对称，带来了静子支承刚度的水平和垂直方向不对称，造成了转子支承刚度的不对称。

1 提出了一种基于模态试验的航空发动机整机连接刚度辨识方法

对带机匣的航空发动机转子试验器进行了支承刚度和安装节刚度的智能辨识，对比了试验与仿真的测点频率响应函数。结果表明，采用智能方法识别得到的水平和垂直方向刚度均能够很好的表征试验器的连接刚度特性，所提出的识别方法正确，识别结果可靠。

2 建立了带机匣的航空发动机转子试验器的有限元模型

基于带机匣的航空发动机转子试验器有限元模型，进行了整机模态测试，建立了试验器的整机有限元模型，分析对其进行了模态分析，计算了测点频率响应函数，仿真结果与试验结果对应良好，充分验证了整机模型的准确性。

3 建立了某型双转子大涵道比涡扇发动机的整机有限元模型，并分析了其整机动力特性

提出了一种改进的转子叶片建模方法——多级等效圆环法，建立了某型双转子大涵道比涡扇发动机的整机有限元模型。分析了高、低压转子的自由模态、高低压转子组合模态、以及静子系统振动模态，在此基础上，分析了该型航空发动机的整机临界转速。

目录

1

绪论

2

航空发动机整机振动实体有限元建模及验证

3

航空发动机整机固有耦合振动无量纲参数定义

4

带机匣的航空发动机转子试验器的耦合振动机理研究

5

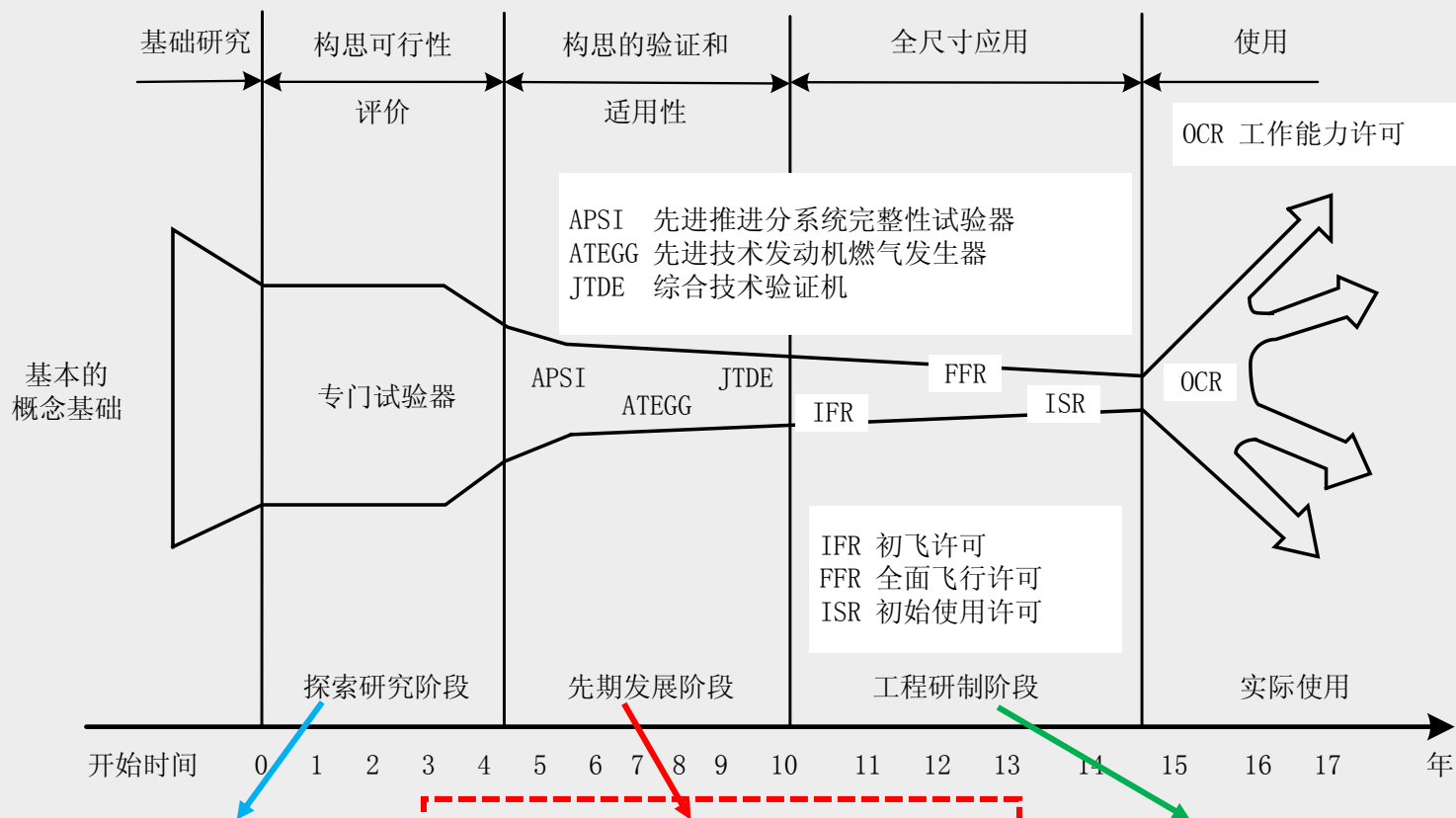
某型大涵道比涡扇发动机的整机振动耦合机理研究

6

航空发动机支承刚度智能优化设计

7

总结与展望



- ✓ 转子系统方案可行性
- ✓ 转子部件评价
- ✓ 不研究部件间作用

- ✓ 验证转子系统方案
- ✓ 系统环境下评价部件
- ✓ 重视各部件间耦合

- ✓ 不评价方案
- ✓ 关心具体应用
- ✓ 综合验证

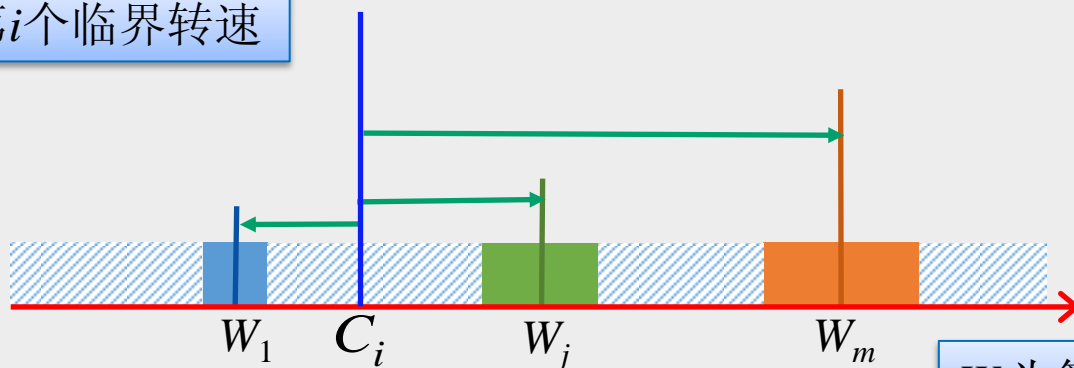
定义第*i*阶临界转速的临界转速危险系数 S_i 为：

$$S_i = 1 - \text{Min}_{j=1}^m \left\{ \frac{C_i - W_j}{W_j} \right\}, \quad i=1,2,\dots,n$$

临界转速
危险系数

定量衡量临界转速与工作转速的靠近程度。 S_i 越大，该阶临界转速离工作转速越近，则该阶临界转速越危险，根据航空发动机设计过程中对临界转速裕度的要求，各阶临界危险系数应不高于0.8。

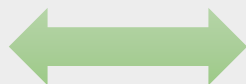
C_i 为第*i*个临界转速



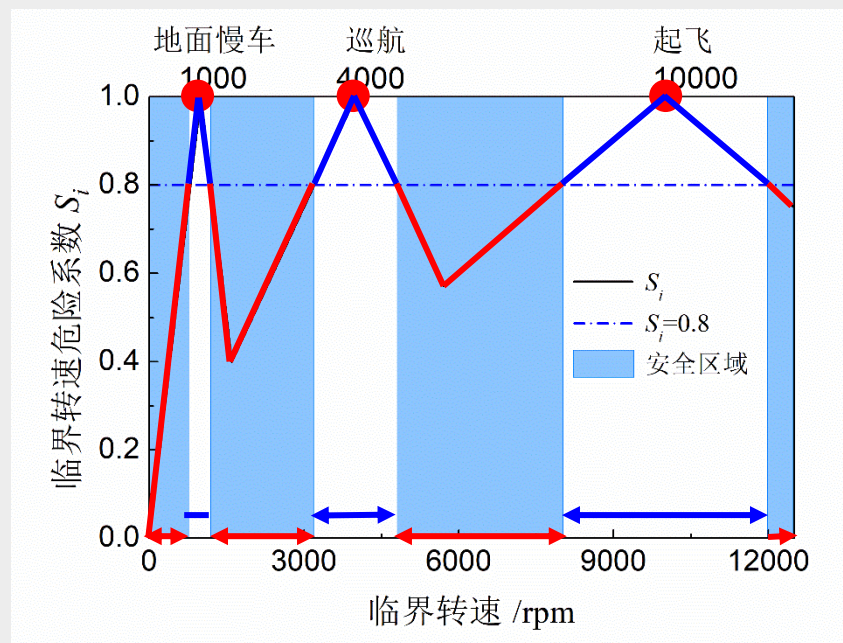
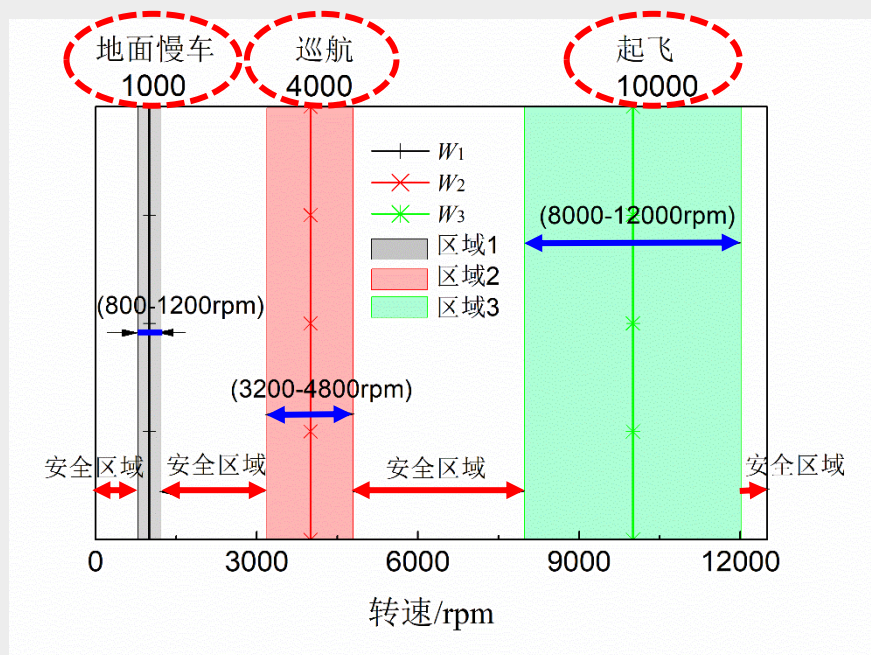
W_j 为第*j*个工作转速

临界转速危险系数合理性验证——单转子航空发动机

工作转速及转速区域

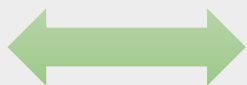


临界转速危险系数规律

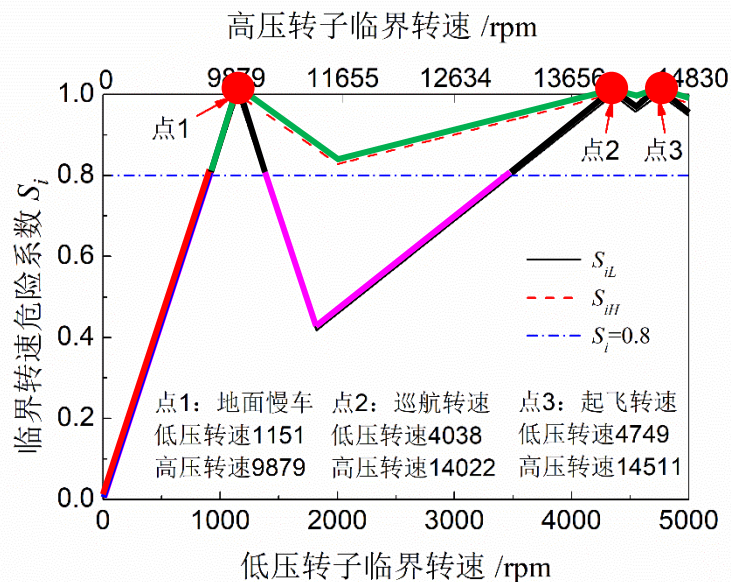
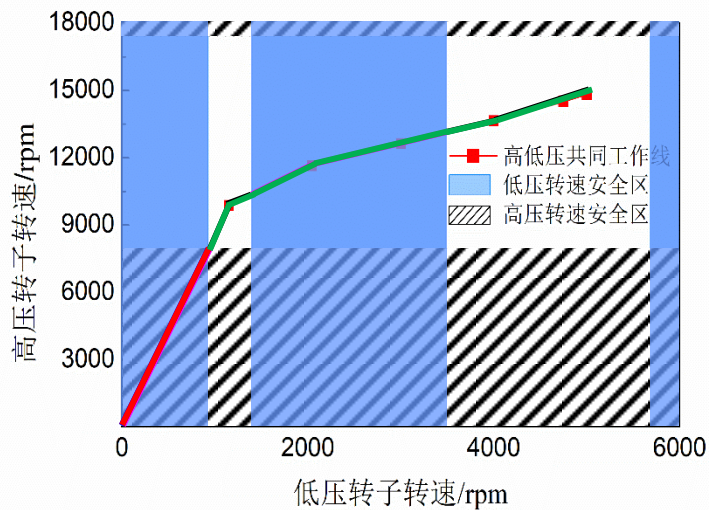
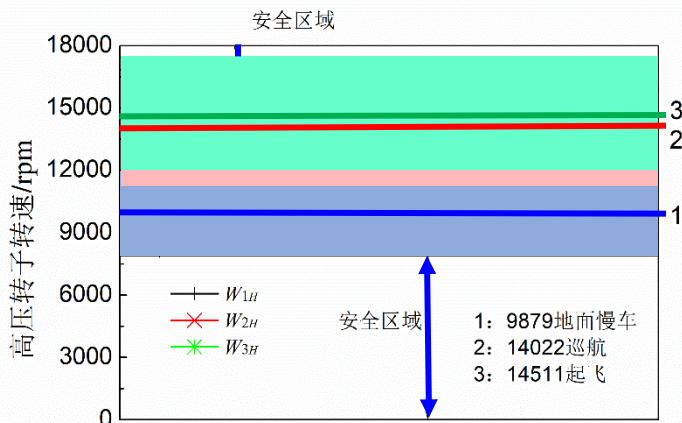
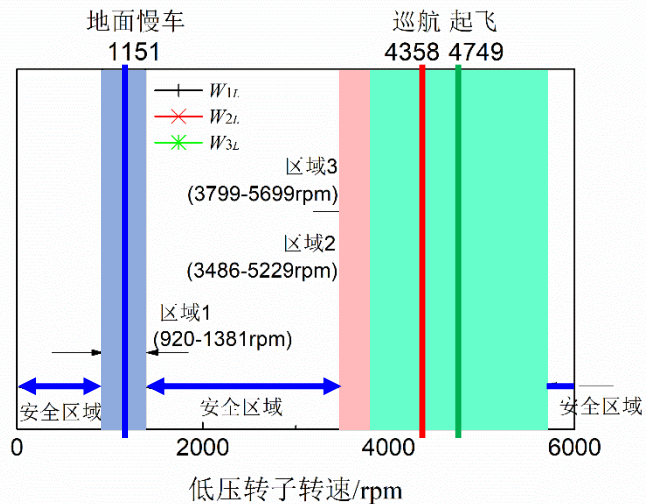


临界转速危险系数合理性验证——双转子航空发动机

工作转速及转速区域



临界转速危险系数规律



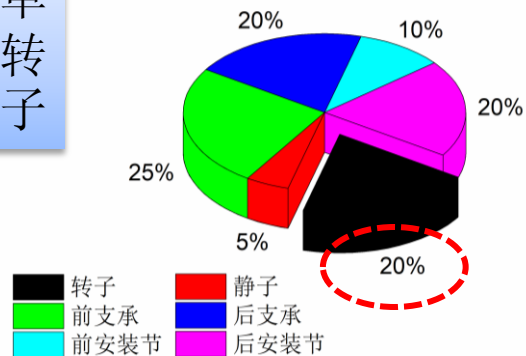
定义第*i*阶模态振型的转子应变能危险系数 B_i 为：

$$B_i = \frac{E_{ri}}{E_{wi}}, i = 1, 2, \dots, n$$

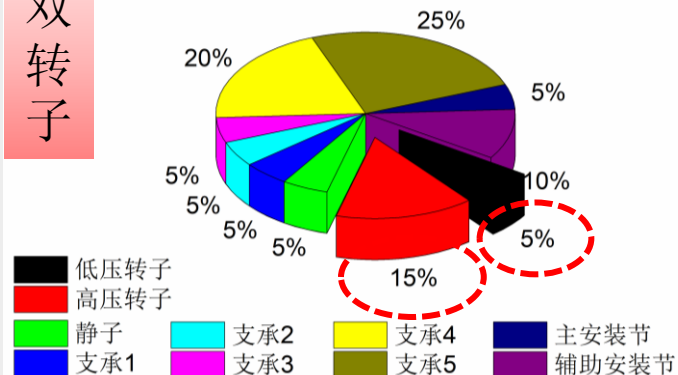
转子应变能
危险系数

E_{ri} 为第*i*阶模态振型中的转子弯曲应变能， E_{wi} 为第*i*阶模态振型发动机总应变能。根据航空发动机设计过程中对转子弯曲应变能的要求，各阶转子应变能因子均应小于**25%**。

单
转
子



双
转
子



定义第*i*阶模态下截面*j*的截面转静碰摩危险系数 T_{ij} 为，：

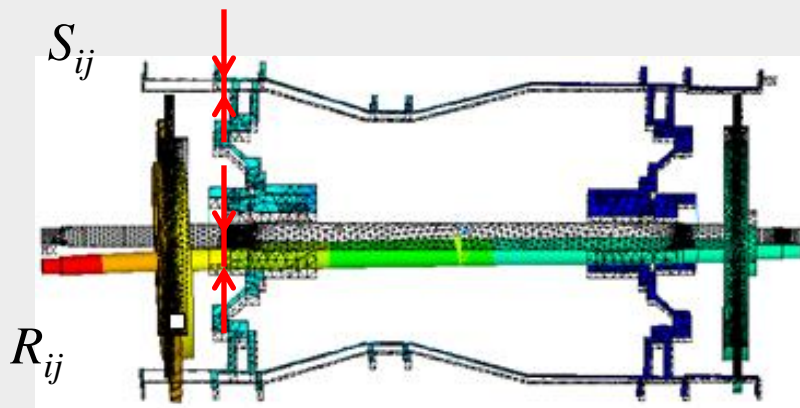
$$T_{ij} = \frac{|R_{ij} - S_{ij}|}{\text{Max}_j |R_{ij}| + \text{Max}_j |S_{ij}|}$$

截面转静碰
摩危险系数

定量比较截面转静碰摩危险程度，研究截面转静振型协调问题。**截面转静碰摩危险系数越大，则该截面转静碰摩危险程度越高。**

第*i*阶模态振型中，*j*截面处
静子模态振型分量

第*i*阶模态振型中，*j*截面处
转子模态振型分量



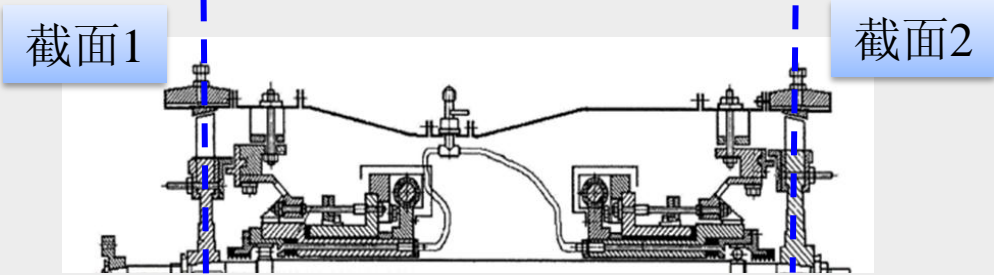
临界
转速
危险
系数

阶次 <i>i</i>	C_i/rpm	$ C_i - W_i /W_i$			$\text{Min}_j \left\{ \frac{ C_i - W_j }{W_j} \right\}$	S_i
		对 W_1	对 W_2	对 W_3		
1	2294	1.294	0.427	0.7706	0.427	0.573
2	2780	1.781	0.305	0.722	0.305	0.695
3	6777	5.777	0.694	0.322	0.322	0.678

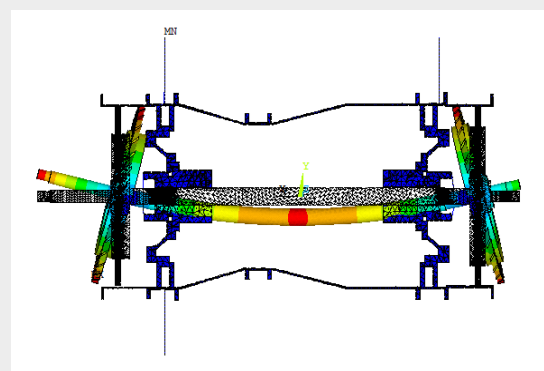
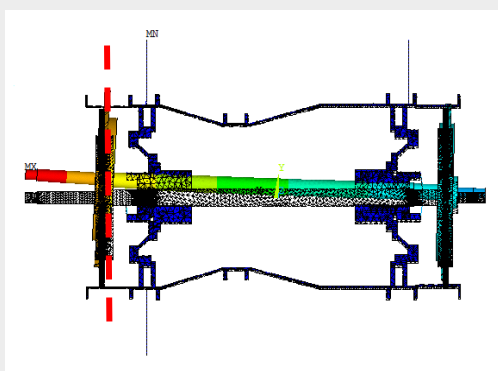
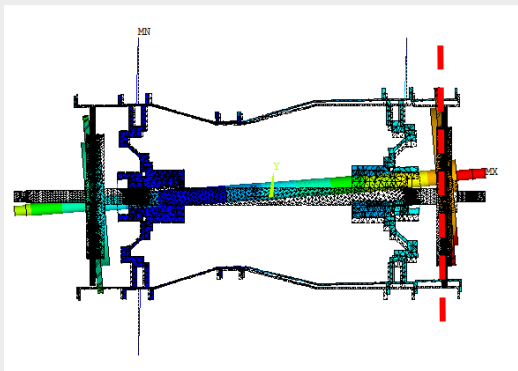
转子
应变
能危
险系
数

阶次 <i>i</i>	E_{wi}/J	应变能比例/%					
		B_i	静子	前安装节	后安装节	前支承	后支承
1	28848	1.38	0.81	0.77	40.03	8.65	48.36
2	42389	2.40	0.53	6.51	4.33	80.93	5.30
3	251870	97.75	0.02	0.39	0.05	0.74	1.05

截面转静碰
摩危险系数



阶次 <i>i</i>	$Max_j R_{ij} + Max_j S_{ij} $	$ R_{ij} - S_{ij} $		T_{ij}	
		截面1	截面2	截面1	截面2
1	20.826	0.454	0.942	0.0218	0.0452
2	14.736	0.753	0.137	0.0511	0.00927
3	14.667	0.154	0.077	0.0105	0.00523



临界转速危险系数

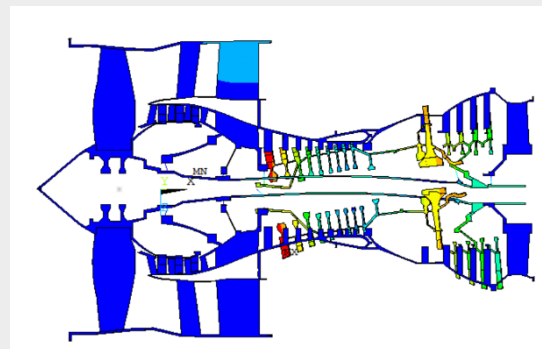
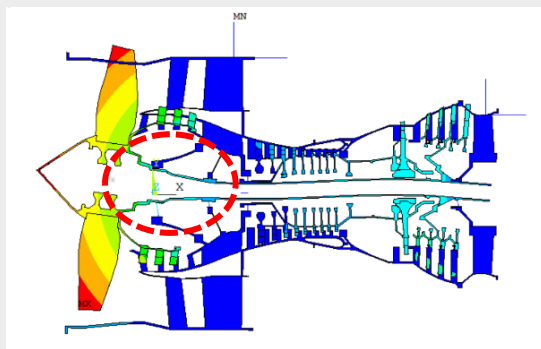
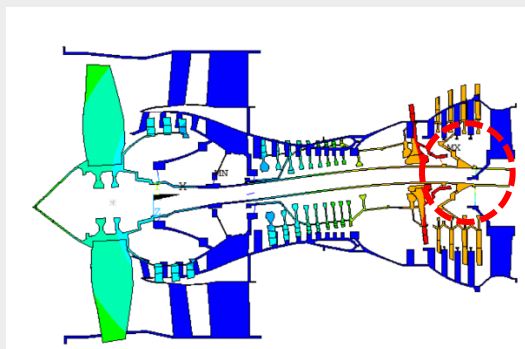
低压转子

阶次	C_{iL}/rpm	$ C_{iL}-W_{iL} /W_{iL}$			$\text{Min}_j \left\{ \frac{ C_{iL}-W_{jL} }{W_{jL}} \right\}$	S_{iL}
		对 W_{1L}	对 W_{2L}	对 W_{3L}		
1	2755	1.394	0.368	0.420	0.368	0.632
2	2881	1.503	0.339	0.393	0.339	0.661
3	3034	1.636	0.304	0.361	0.304	0.696

高压转子

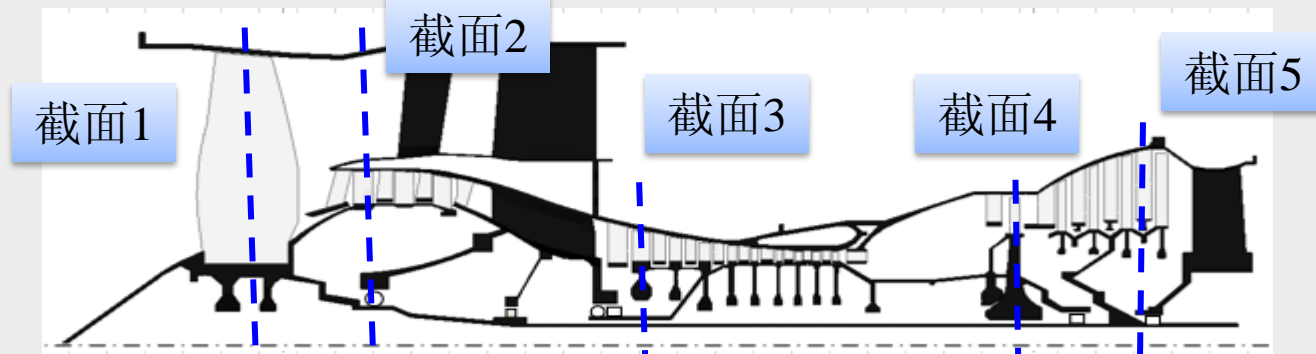
阶次	C_{iH}/rpm	$ C_{iH}-W_{iH} /W_{iH}$			$\text{Min}_j \left\{ \frac{ C_{iH}-W_{jH} }{W_{jH}} \right\}$	S_{iH}
		对 W_{1H}	对 W_{2H}	对 W_{3H}		
1	12384	0.254	0.117	0.147	0.117	0.883
2	12512	0.267	0.108	0.138	0.108	0.892
3	12669	0.282	0.096	0.127	0.096	0.904

转子应变能危险系数

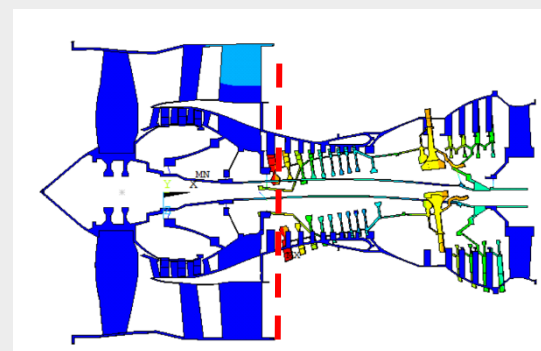
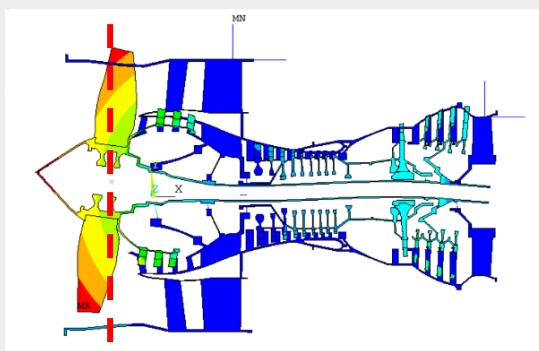
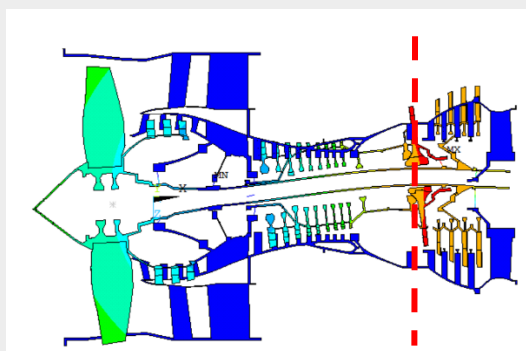


阶次	E_{wi}/J	应变能比例/%									
		B_{iL}	B_{iH}	静子	主安 装节	辅助安 装节	1号 支承	2号 支承	3号 支承	4号 支承	5号 支承
1	24106	73.40	6.38	1.36	0.11	0.12	1.58	0.80	1.63	0.65	13.99
2	45433	51.44	0.11	10.13	1.67	0.02	24.08	12.13	0.07	0.05	0.31
3	551032	24.07	21.89	14.69	4.59	0.53	0.21	0.03	12.27	20.06	1.66

截面转静碰
摩危险系数



阶次	$Max_j R_{ij} +$ $Max_j S_{ij} $	$ R_{ij} - S_{ij} $					T_{ij}				
		截面1	截面2	截面3	截面4	截面5	截面1	截面2	截面3	截面4	截面5
1	59.388	0.601	0.277	0.286	2.860	1.021	0.010	0.005	0.005	0.048	0.017
2	4.805	0.653	0.366	0.025	0.097	0.072	0.136	0.076	0.005	0.021	0.015
3	221.873	8.112	6.555	27.438	20.757	17.328	0.037	0.030	0.124	0.094	0.078



1 提出了航空发动机整机耦合振动的定量评价指标

提出了临界转速危险系数、转子应变能危险系数、截面转静碰摩危险系数作为评价指标，用以定量评估航空发动机的整机耦合振动，并分析了3个指标的合理性。

2 评估了带机匣的航空发动机转子试验器的整机耦合振动特性

以带机匣的航空发动机转子试验器为例，阐述了单转子航空发动机的临界转速危险系数、转子应变能危险系数、截面转静碰摩危险系数的具体计算方法，并采用所提出的3个指标分析了试验器的整机耦合振动特性。

3 评估了某型双转子大涵道比涡扇发动机的整机耦合振动特性

以某型双转子大涵道比涡扇发动机为例，阐述了双转子航空发动机的临界转速危险系数、转子应变能危险系数、截面转静碰摩危险系数的具体计算方法，并采用所提出的3个指标分析了该型航空发动机的整机耦合振动特性。

目录

1

绪论

2

航空发动机整机振动实体有限元建模及验证

3

航空发动机整机固有耦合振动无量纲参数定义

4

带机匣的航空发动机转子试验器的耦合振动机理研究

5

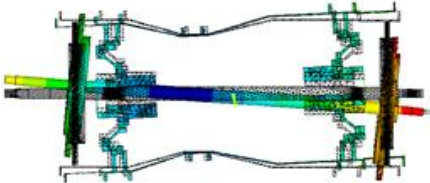
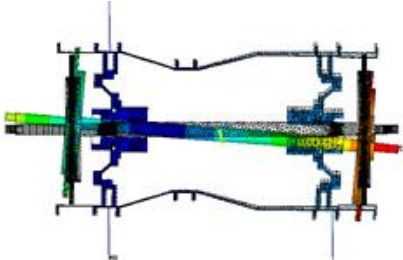
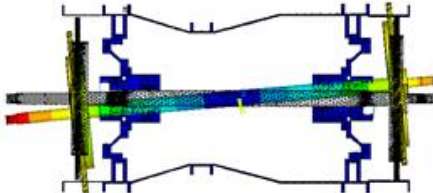
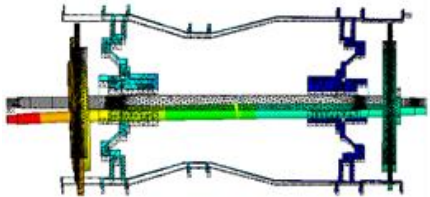
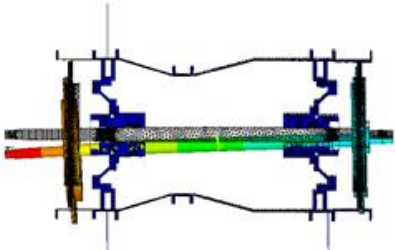
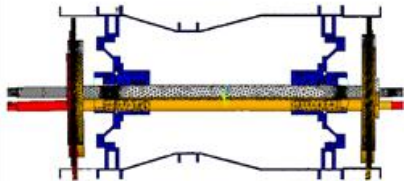
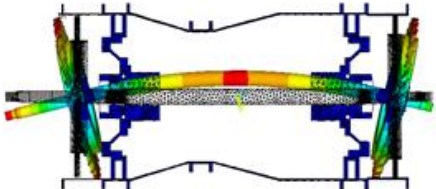
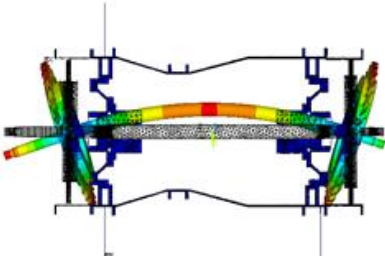
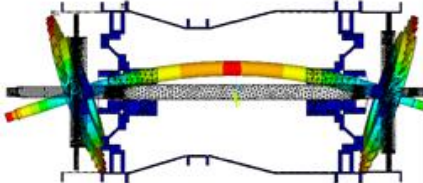
某型大涵道比涡扇发动机的整机振动耦合机理研究

6

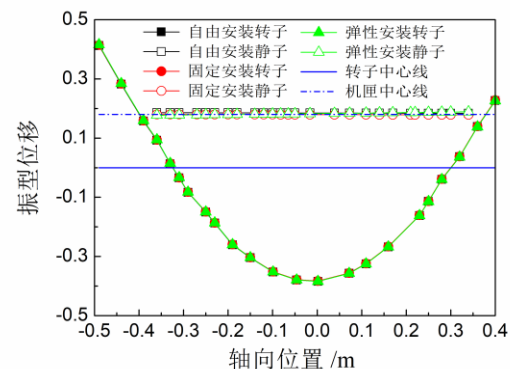
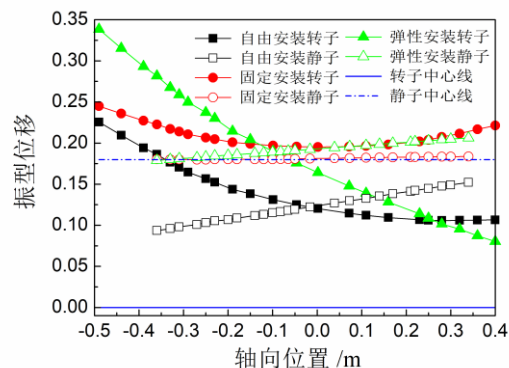
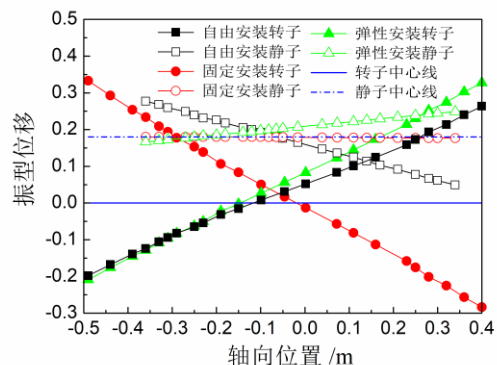
航空发动机支承刚度智能优化设计

7

总结与展望

	自由边界	弹性边界	固定边界
第一阶	55.06Hz 	38.23Hz 	42.59Hz 
第二阶	56.02Hz 	46.34Hz 	47.09Hz 
第三阶	112.97Hz 	112.96Hz 	112.97Hz 

安装方式对转子试验器耦合振动特性的影响分析



在安装节自由安装边界、固定安装边界和具有一定刚度的弹性安装边界下，试验器第1阶模态振型差异很大，第2阶模态振型总体保持一致，第3阶模态振型几乎完全一致。



模态振型的转静耦合程度越高，安装条件对该阶模态影响越大。在研究特定的模态振型时，应设置合理的安装条件。

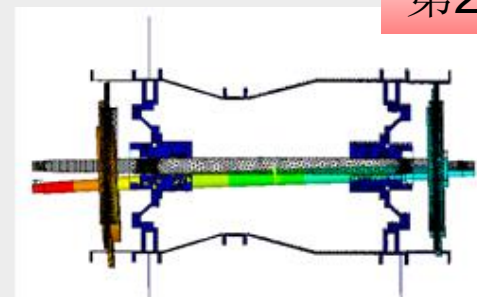
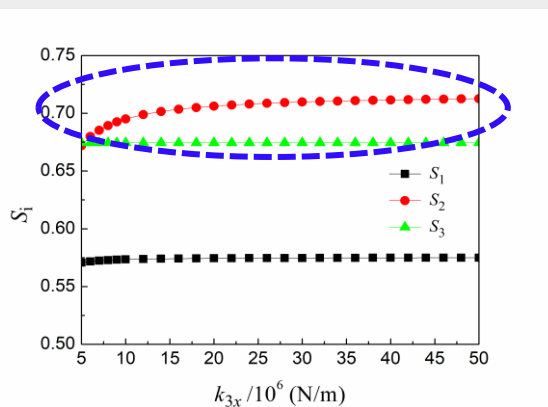
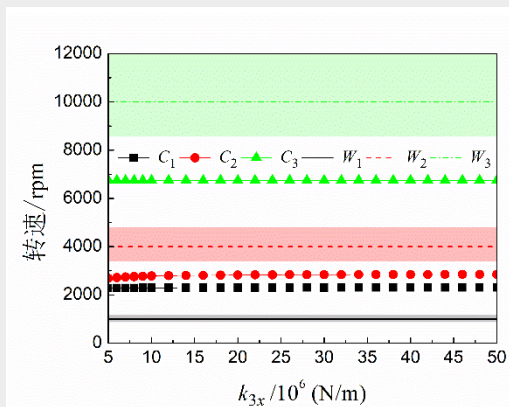
安装节刚度对转子试验器临界转速危险系数的影响分析

临界转速

临界转速危险系数

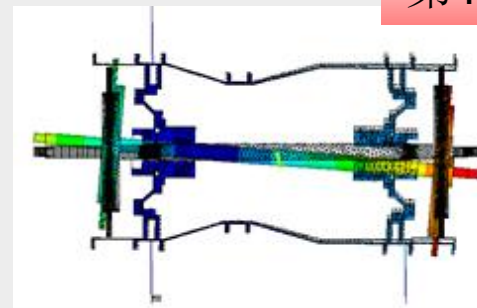
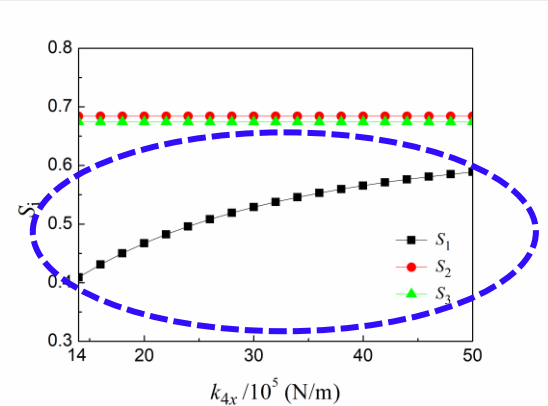
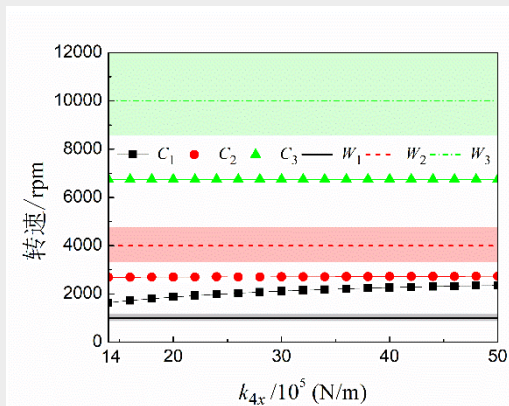
前
安
装
节

第2阶



后
安
装
节

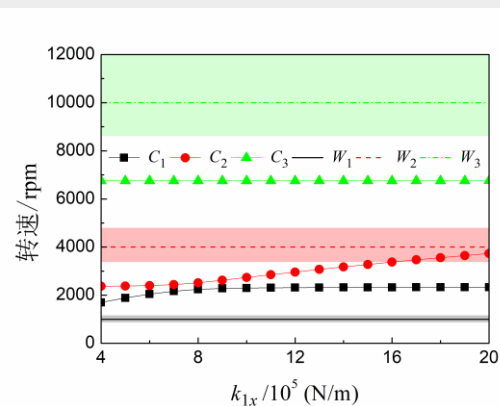
第1阶



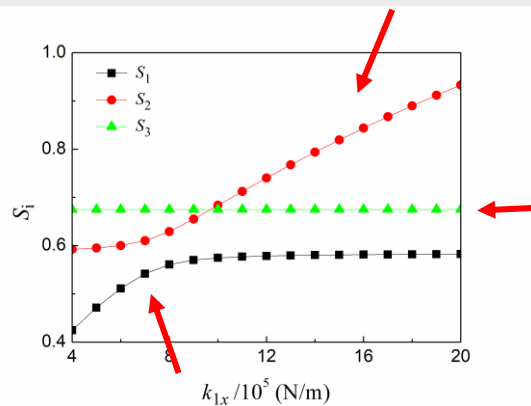
支承刚度对转子试验器临界转速危险系数的影响分析

前支承

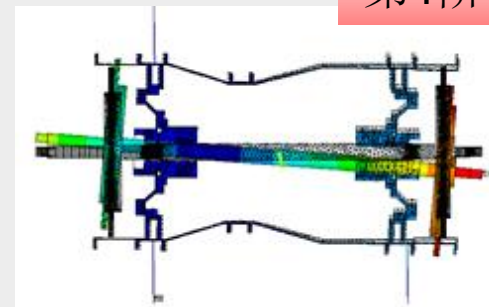
临界转速



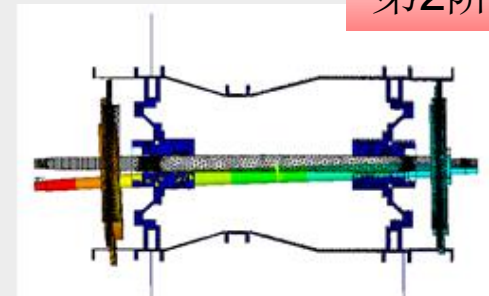
临界转速危险系数



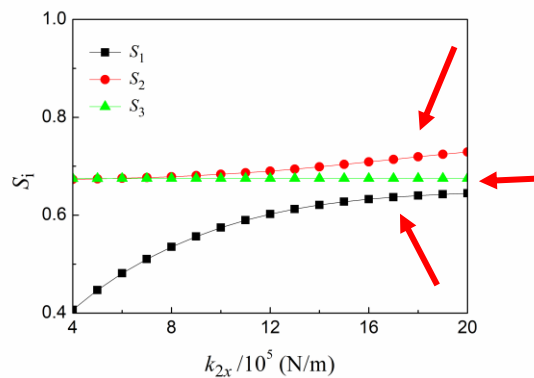
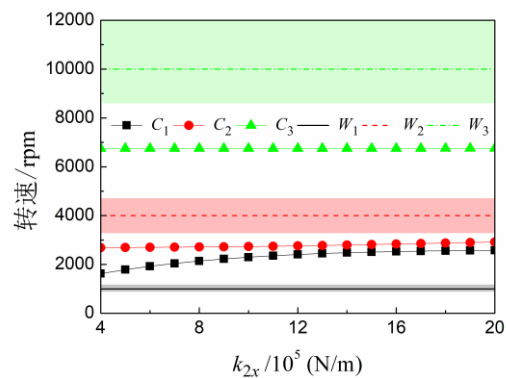
第1阶



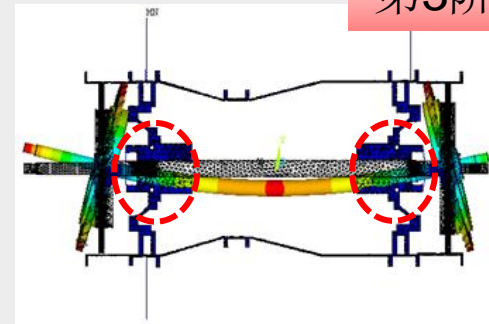
第2阶



后支承



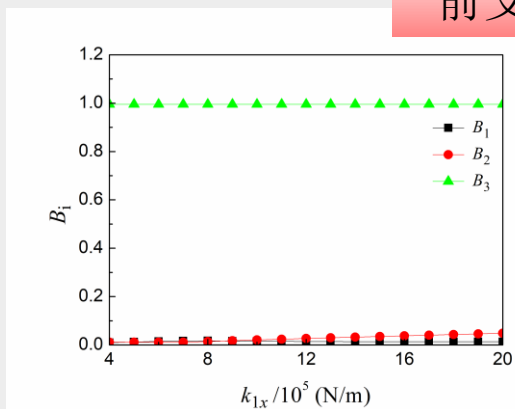
第3阶



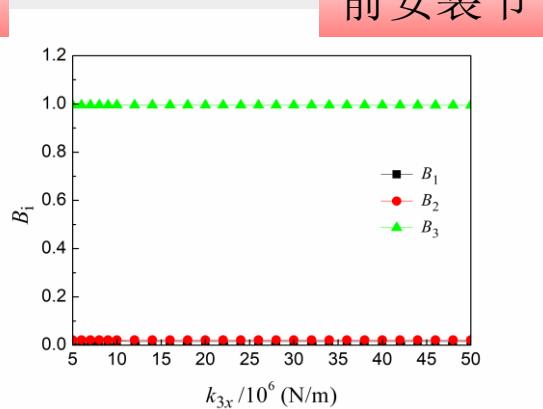
安装节/支承刚度对转子试验器转子应变能危险系数的影响分析

转子应变能危险系数

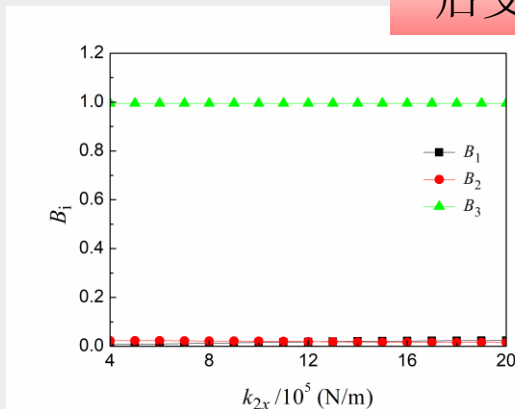
前支承



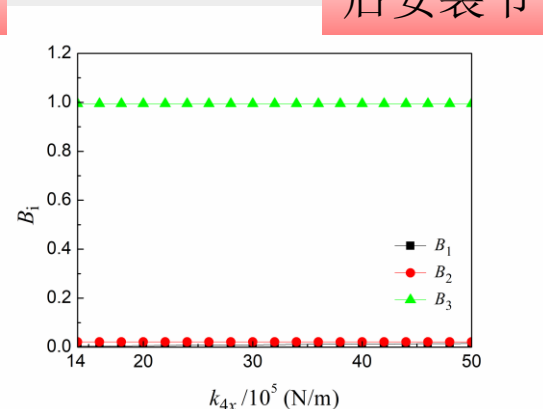
前安装节



后支承

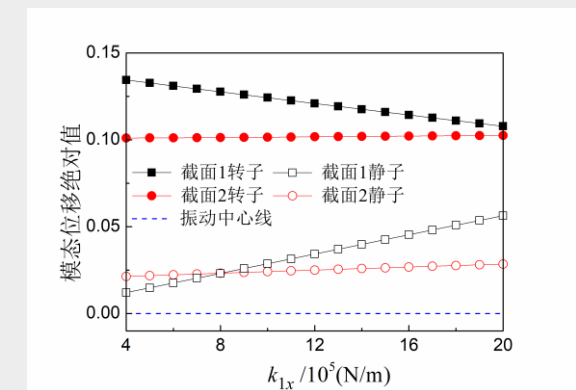
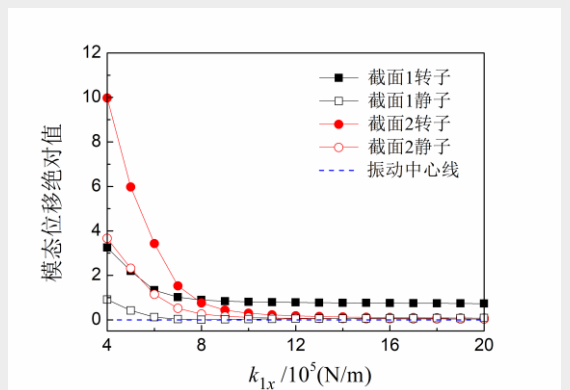
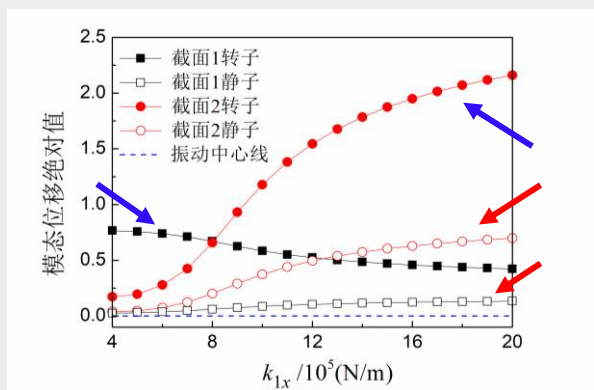
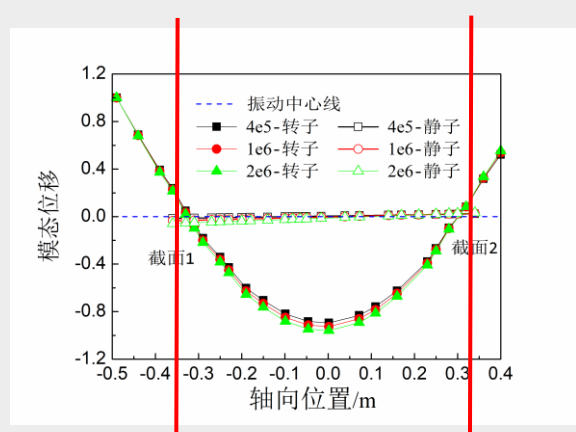
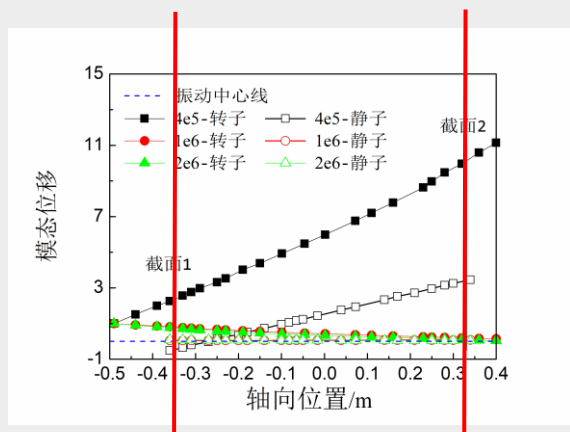
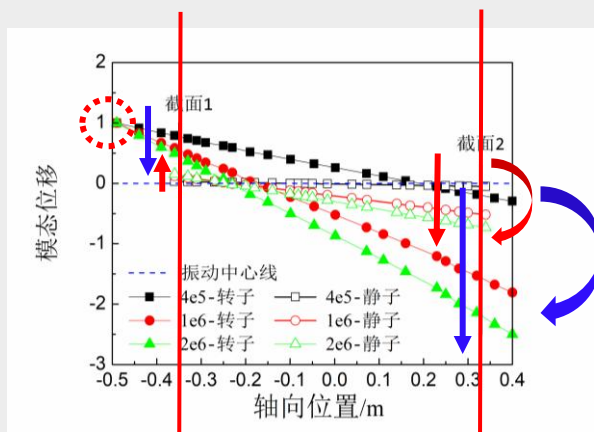
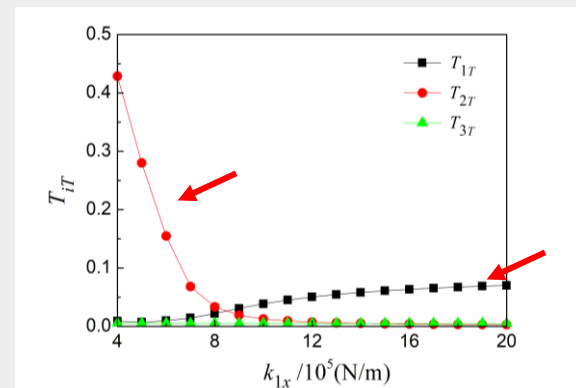
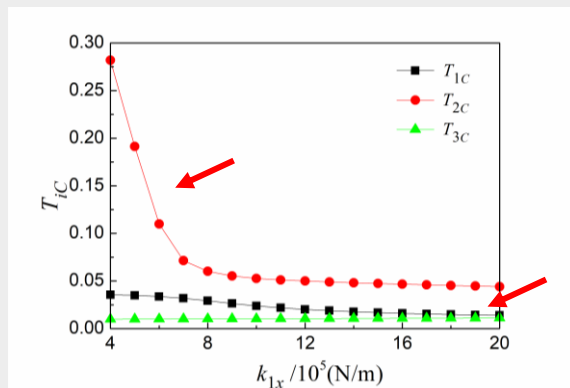


后安装节

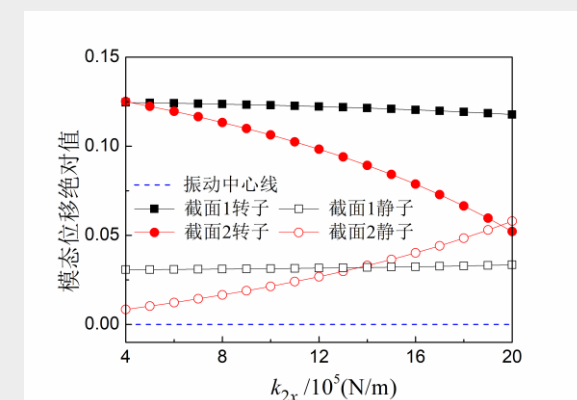
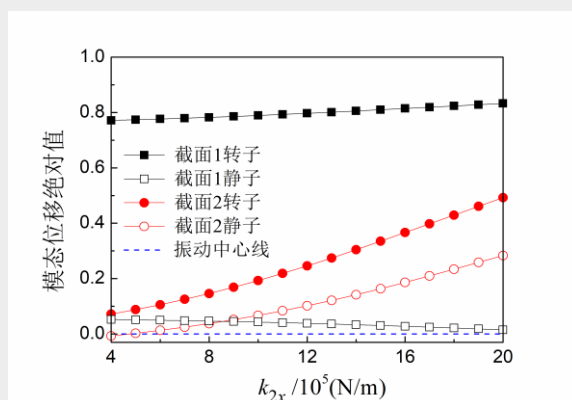
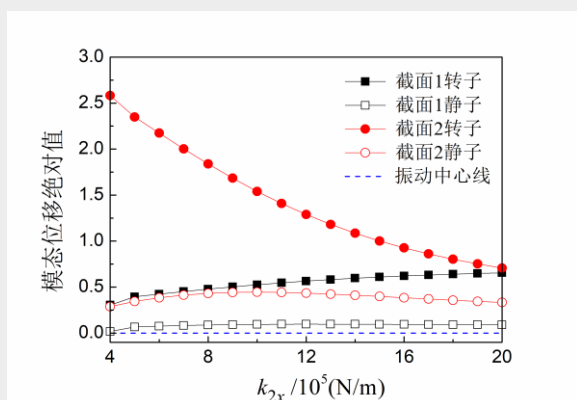
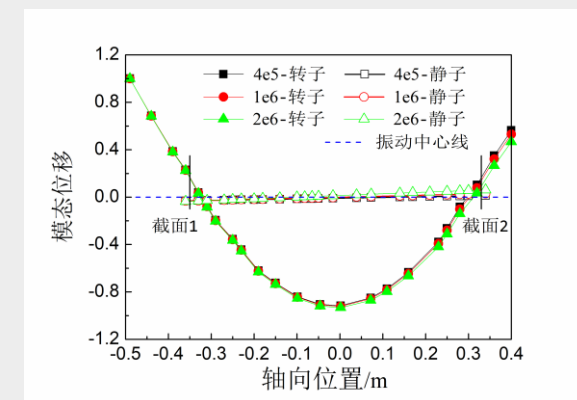
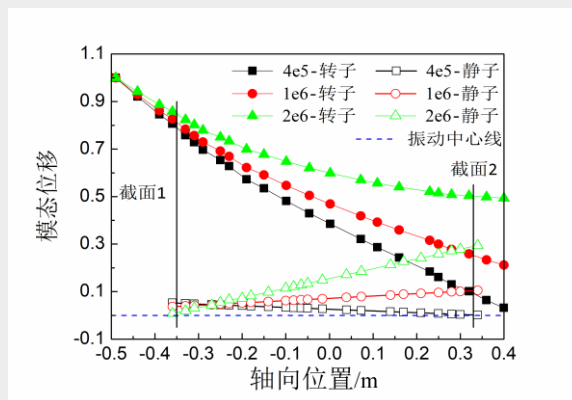
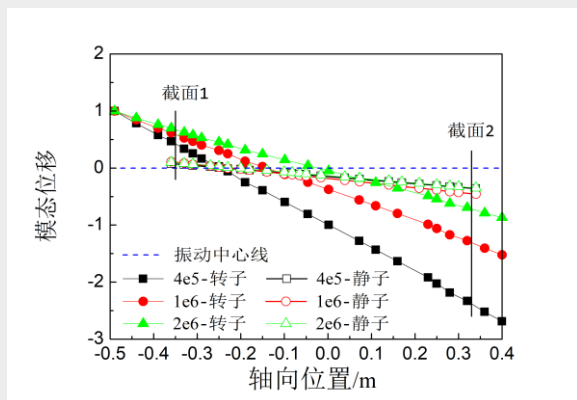
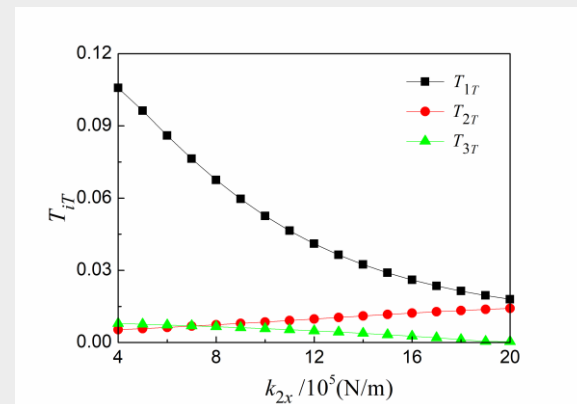
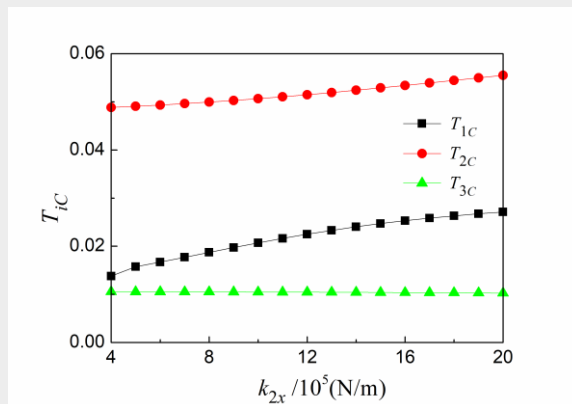


随着各刚度的增大，试验器前3阶转子应变能危险系数变化均不大。

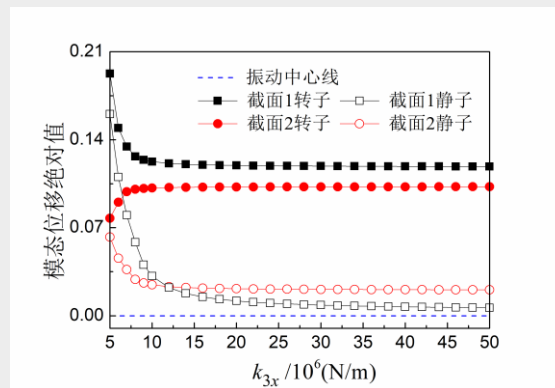
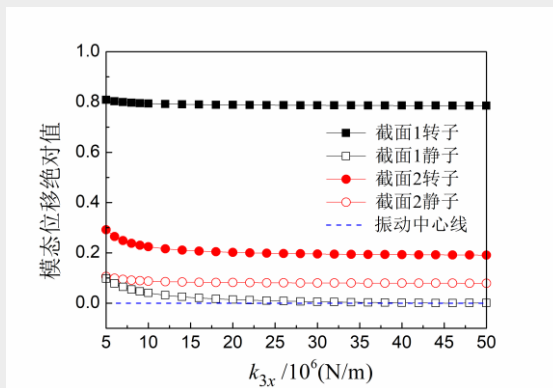
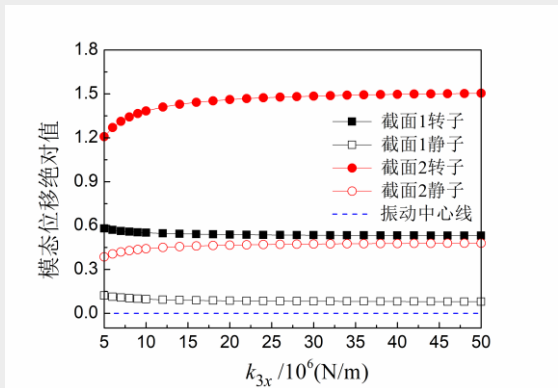
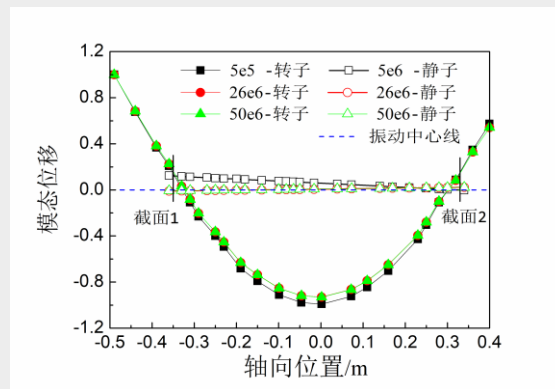
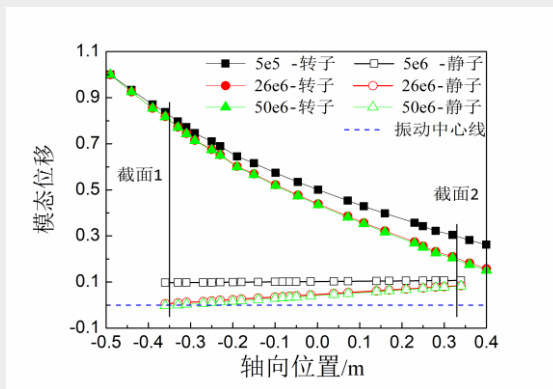
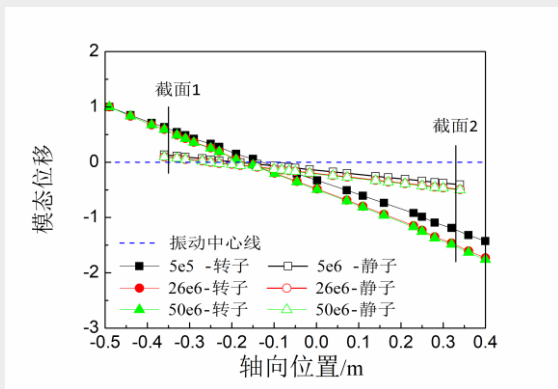
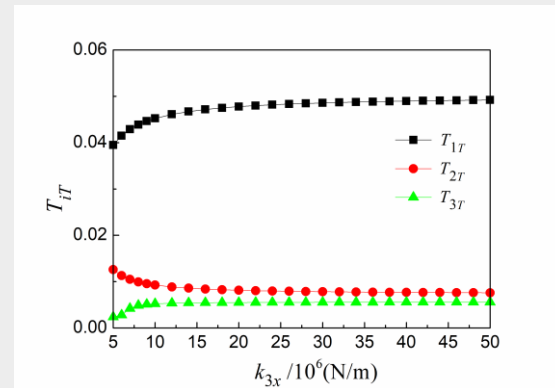
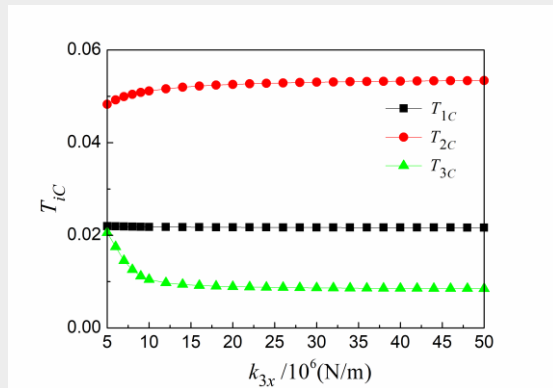
前支承刚度对第2阶各截面的转静碰摩危险系数影响较大。



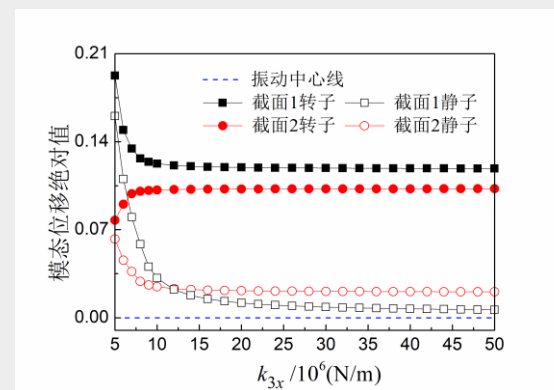
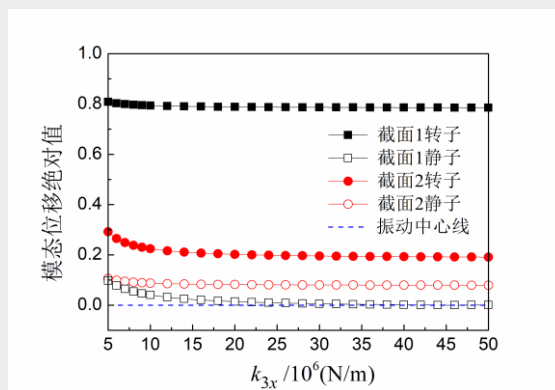
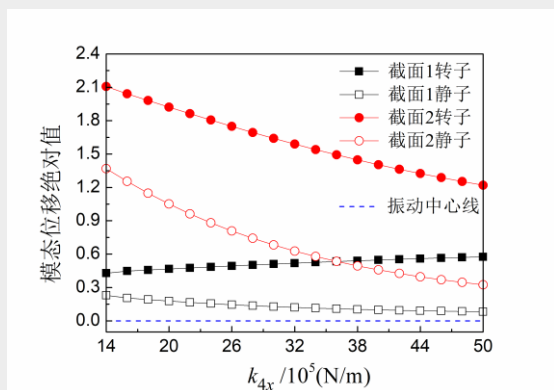
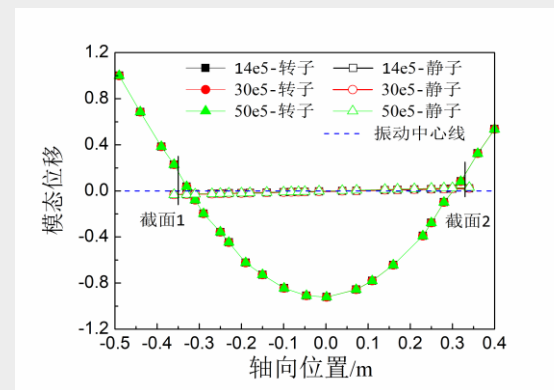
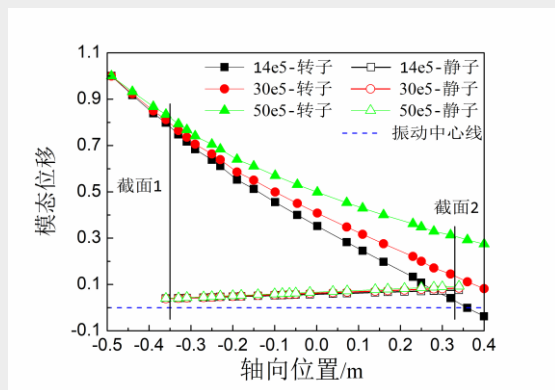
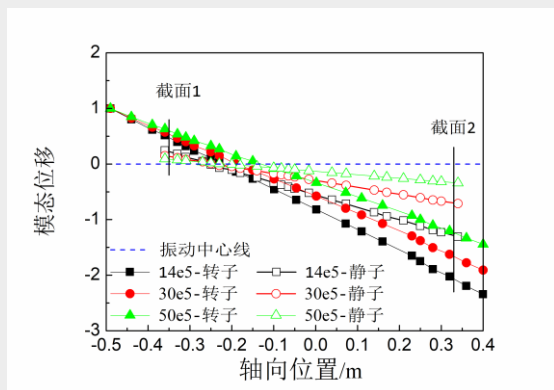
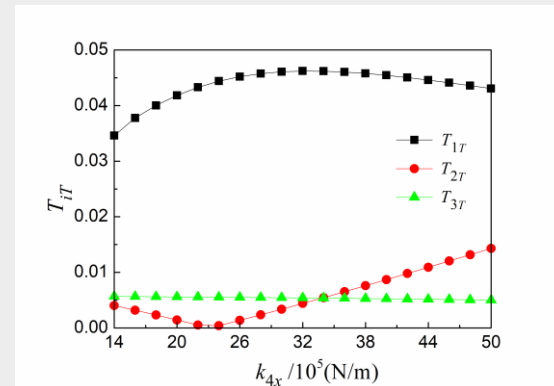
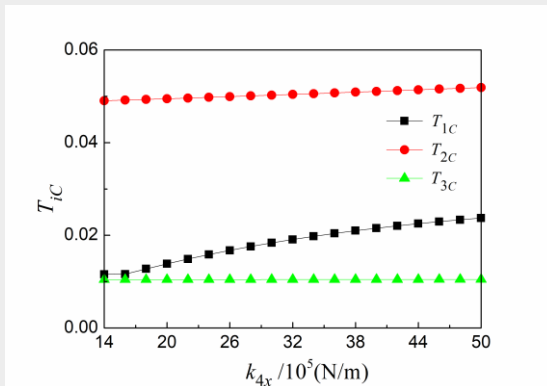
后支承刚度对前2阶各截面的转静碰摩危险系数均有一定影响。



前安装节刚度在一定范围内对压气机截面后2阶和涡轮截面的转静摩擦危险系数有一定影响。



后安装节刚度对前2阶各截面的转静碰摩危险系数有一定影响。



分析了安装节刚度和支承刚度对带机匣的航空发动机转子试验器的整机耦合振动特性的影响

分析了安装节刚度和支承刚度的改变对试验器临界转速危险系数、转子应变能危险系数和截面转静碰摩危险系数的影响规律，分析得到的各刚度的影响规律表明了试验器转子和静子的耦合振动机理，可以为试验器整机特性的调整和优化提供依据和参考。**第三章所定义参数能够正确反映临界转速、转子应变能及截面转静碰摩危险程度的特性。**

目录

1

绪论

2

航空发动机整机振动实体有限元建模及验证

3

航空发动机整机固有耦合振动无量纲参数定义

4

带机匣的航空发动机转子试验器的耦合振动机理研究

5

某型大涵道比涡扇发动机的整机振动耦合机理研究

6

航空发动机支承刚度智能优化设计

7

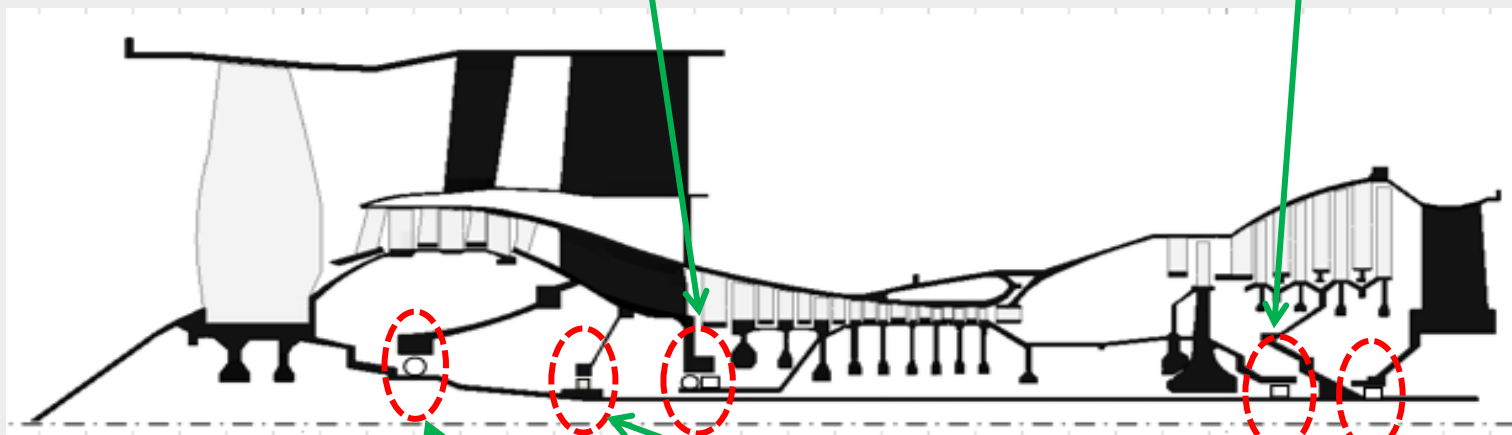
总结与展望

某型大涵道比双转子涡扇发动机的支承刚度分析

高压转子：1-0-1，支点3支承在静子上，支点为中介支承

支承3：滚珠滚棒轴承并用，承受轴向和径向载荷

支承4：采用滚棒轴承，仅承受径向载荷，支承在低压转子上，为中介轴承



低压转子支承：0-2-1，全部支承在静子结构上

支承1：采用滚珠轴承，提供轴向定位，承受轴向和径向载荷

支承2：采用滚棒轴承，仅承受径向载荷

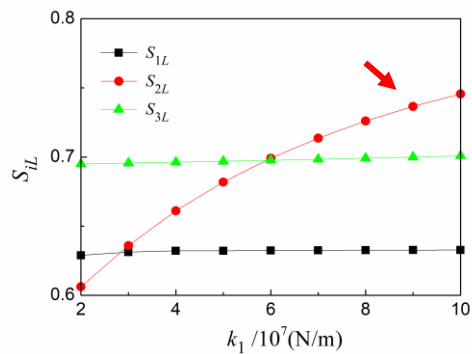
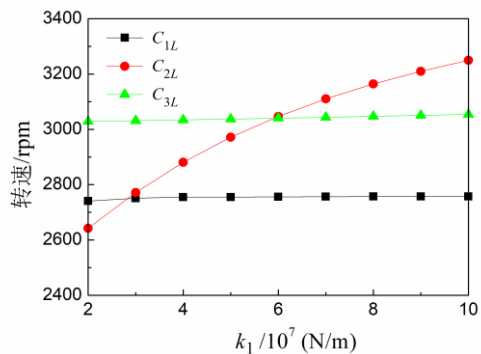
支承5：采用滚棒轴承，仅承受径向载荷

支承1刚度对临界转速危险系数的影响分析

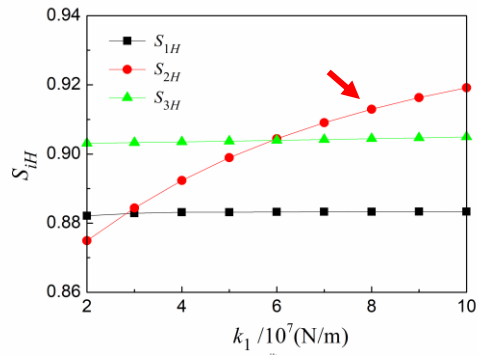
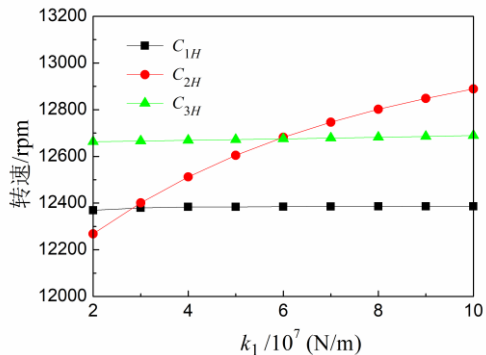
临界转速

临界转速危险系数

低压转子



高压转子



k_1 变化对第2阶临界转速和临界转速危险系数影响较大。主要是由于，第2阶临界转速对应的模态振型为**风扇俯仰**，受支承1影响较大。

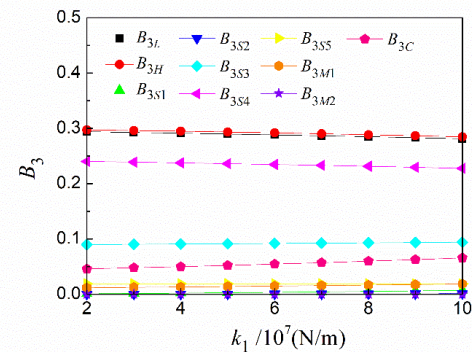
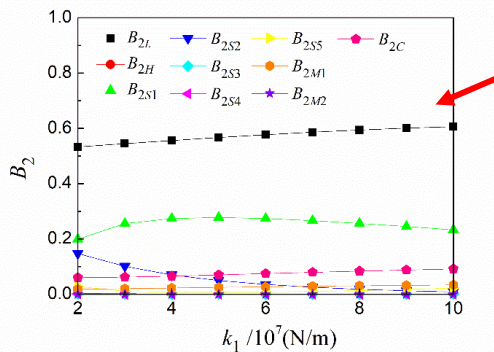
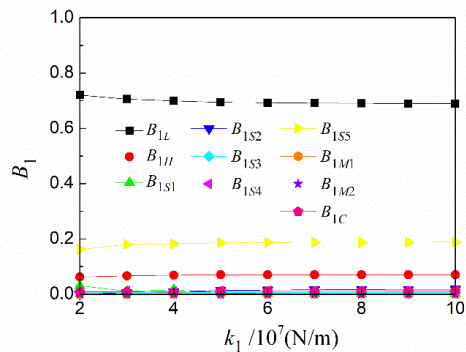
支承1刚度对转子应变能危险系数的影响分析

第1阶

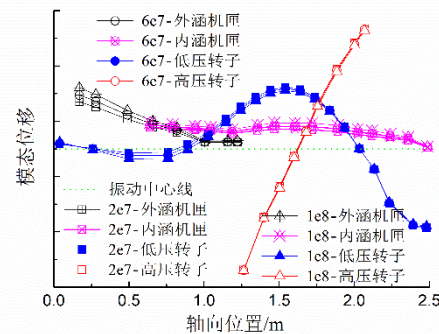
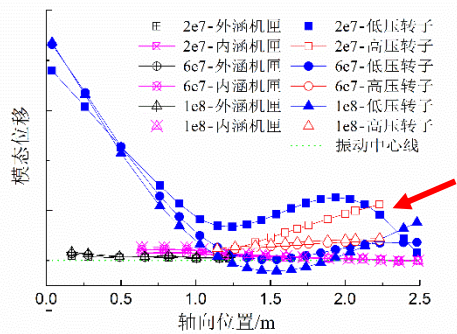
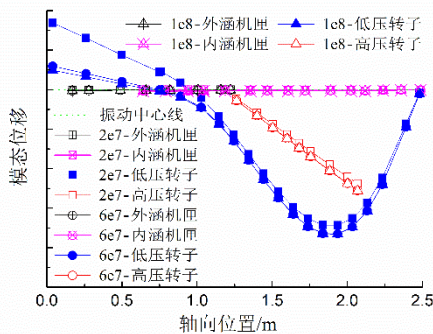
第2阶

第3阶

应变能分布

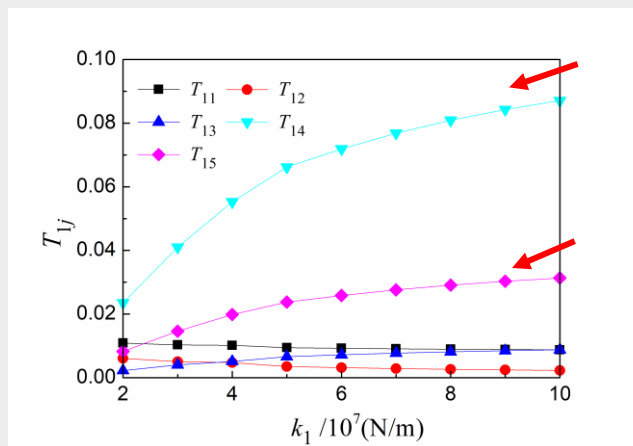
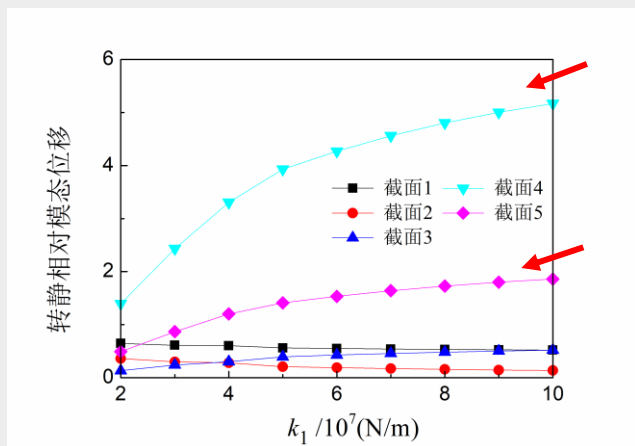
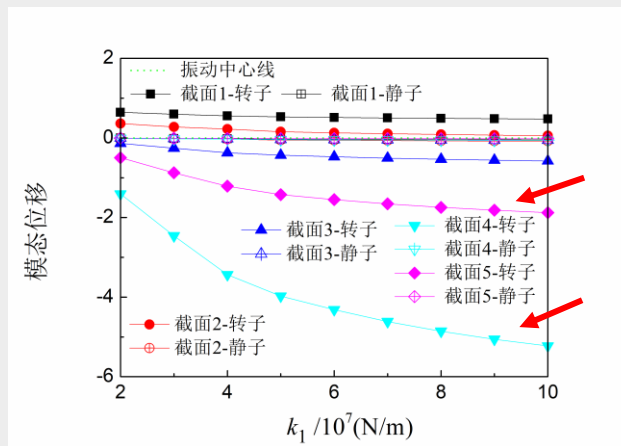
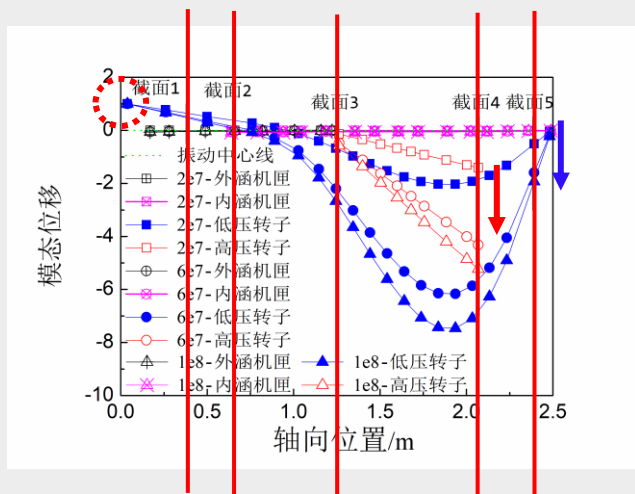


模态振型



支承1刚度对截面转静碰摩危险系数的影响分析

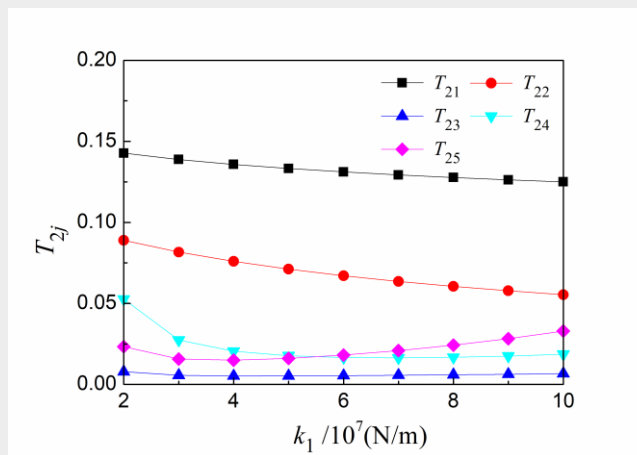
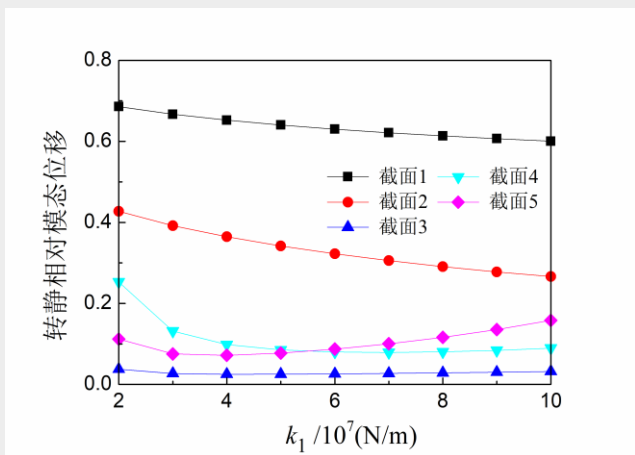
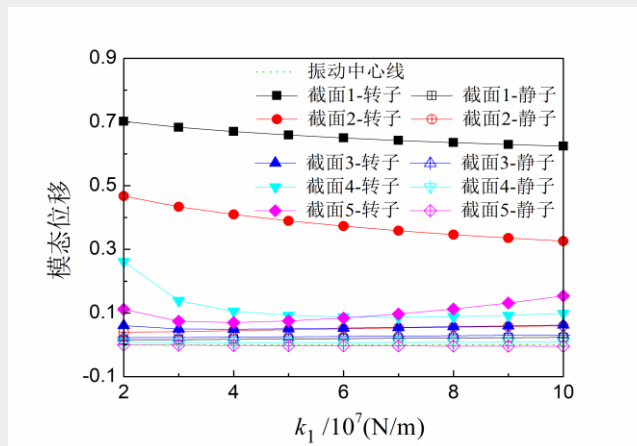
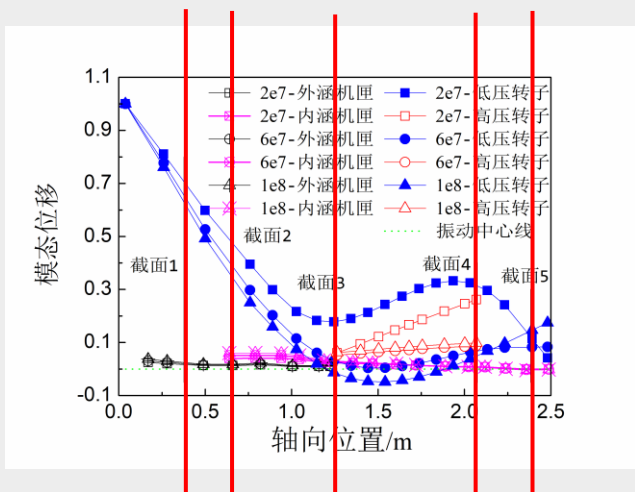
第1阶



k_1 增大导致截面4和截面5转静碰摩危险程度提高, 对其余截面模态位移及碰摩危险程度变化不大。

支承1刚度对截面转静碰摩危险系数的影响分析

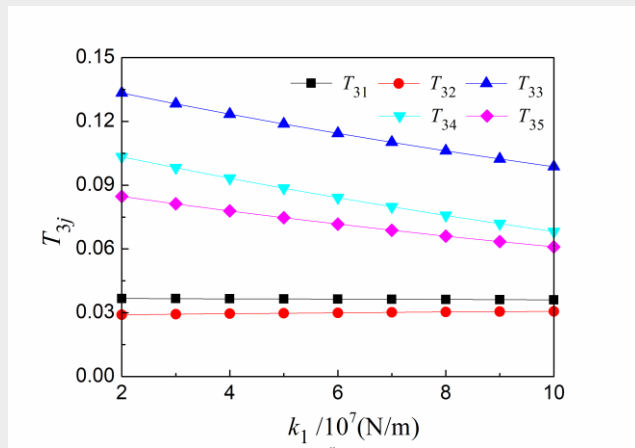
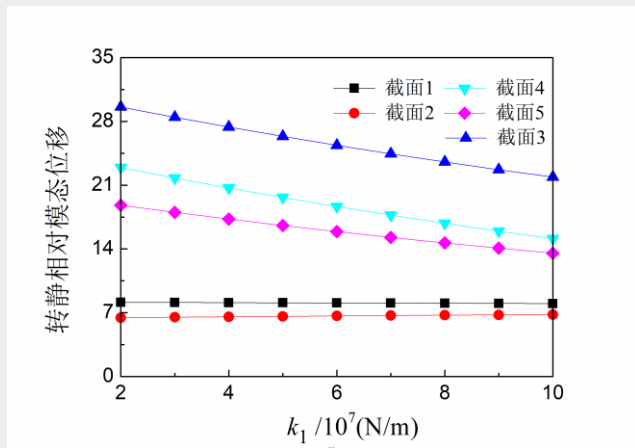
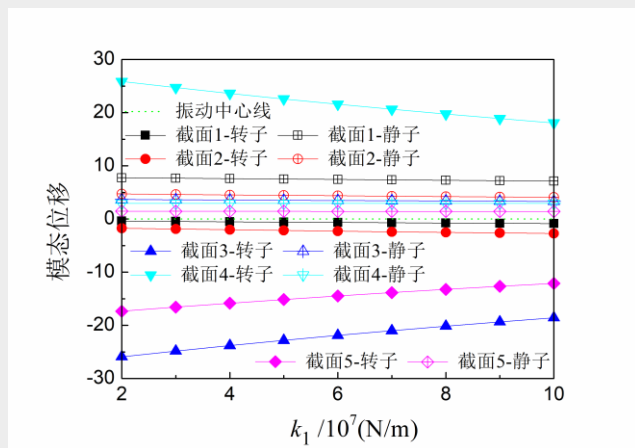
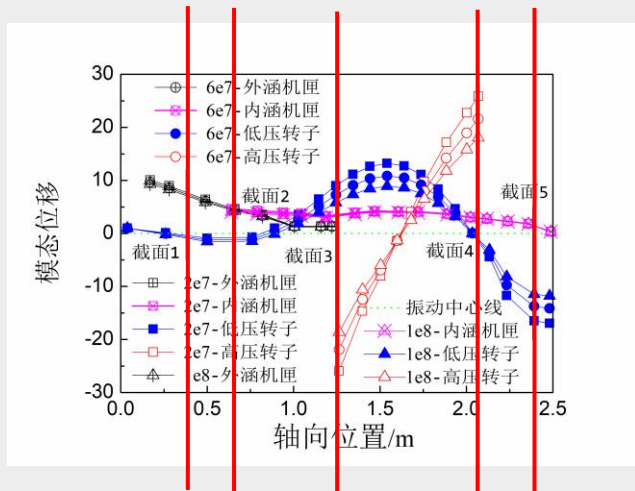
第2阶



随着 k_1 的增大，截面1、截面2和截面4转静碰摩危险程度降低。截面5转静碰摩危险程度先减小后增大。截面3碰摩危险程度变化不大。

支承1刚度对截面转静碰摩危险系数的影响分析

第3阶



随着 k_1 的增大, 截面3、截面4和截面5转静碰摩危险程度降低, 截面1和截面2的转静碰摩危险系数变化不大。

阶次	指标	变化规律			
		k_1 增大	k_2 增大	k_3 增大	k_5 增大
1	S_{1L}	不变	不变	不变	增大
	S_{1H}	不变	不变	不变	增大
	B_{1L}	不变	不变	不变	增大
	B_{1H}	不变	不变	不变	减小
	T_{11}	不变	不变	不变	不变
	T_{12}	不变	不变	不变	不变
	T_{13}	增大	减小	不变	减小
	T_{14}	增大	减小	增大	减小
	T_{15}	增大	减小	增大	减小
2	S_{2L}	增大	增大	不变	不变
	S_{2H}	增大	增大	不变	不变
	B_{2L}	增大	增大	不变	不变
	B_{2H}	不变	不变	不变	不变
	T_{21}	减小	减小	不变	不变
	T_{22}	减小	减小	不变	不变
	T_{23}	不变	增大	不变	不变
	T_{24}	先减小后增大	增大	不变	增大
	T_{25}	先减小后增大	增大	不变	减小
3	S_{3L}	不变	不变	增大	增大
	S_{3H}	不变	不变	增大	增大
	B_{3L}	不变	不变	减小	不变
	B_{3H}	不变	不变	增大	不变
	T_{31}	不变	不变	减小	减小
	T_{32}	不变	不变	不变	不变
	T_{33}	减小	减小	增大	增大
	T_{34}	减小	减小	减小	增大
	T_{35}	减小	减小	减小	增大

分析了支承刚度对某型航空发动机整机耦合振动特性的影响

- 支承1、支承2刚度对第2阶的各评价指标影响较大
- 支承3刚度对第3阶的各评价指标影响较大
- 支承5刚度对第1阶和第3阶的各评价指标影响较大

航空发动机的支承刚度优化问题极其复杂，受多个因素共同作用，且需要满足的各个指标相互制约，对其进行优化非常困难，是一个典型的多目标优化问题。

目录

1

绪论

2

航空发动机整机振动实体有限元建模及验证

3

航空发动机整机固有耦合振动无量纲参数定义

4

带机匣的航空发动机转子试验器的耦合振动机理研究

5

某型大涵道比涡扇发动机的整机振动耦合机理研究

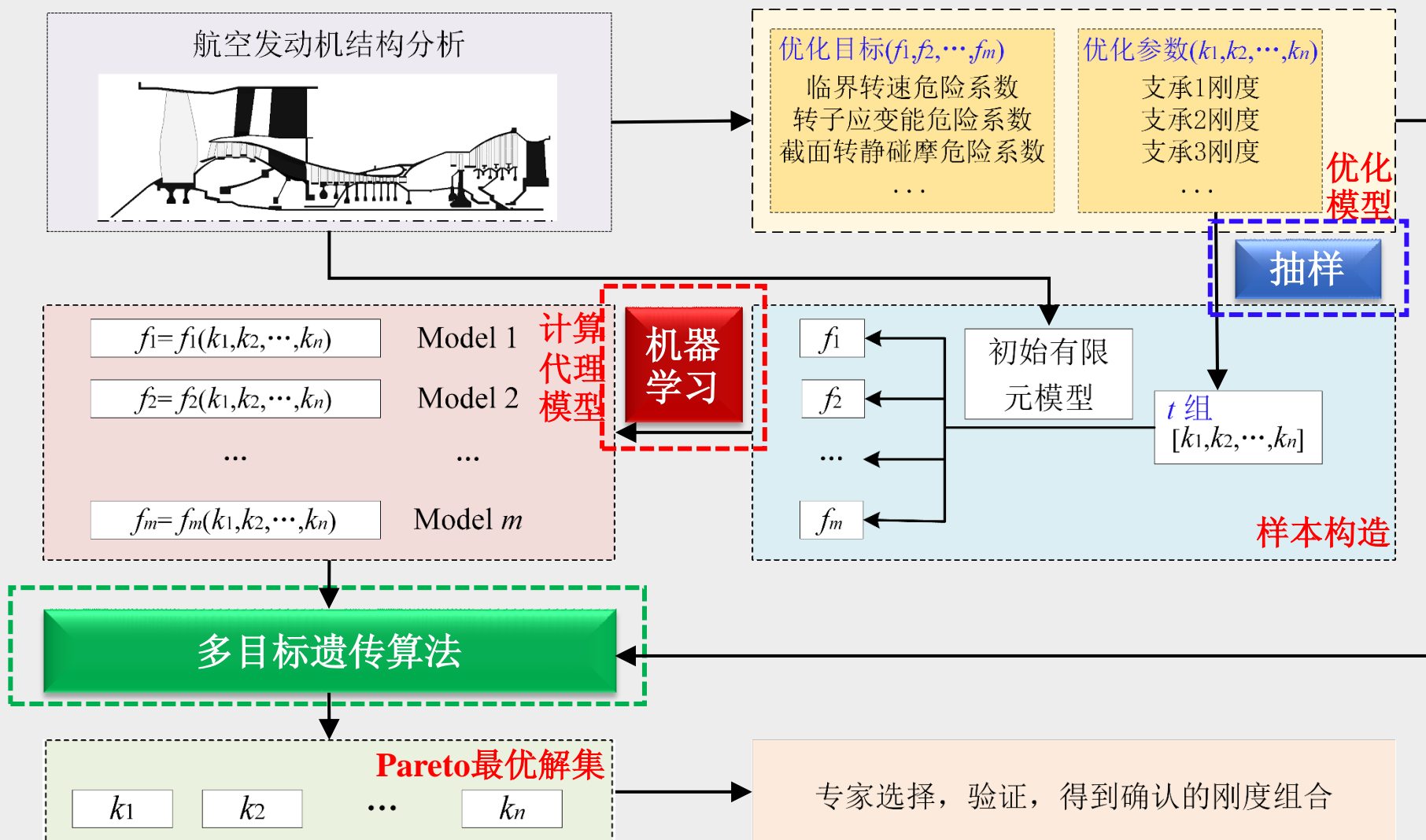
6

航空发动机支承刚度智能优化设计

7

总结与展望

航空发动机支承刚度智能优化设计方法流程



抽样

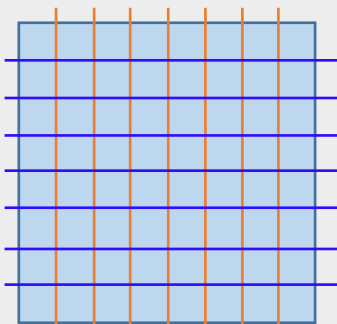
目的：采用有限个样本点代替样本空间

关键：既不重复也不遗漏

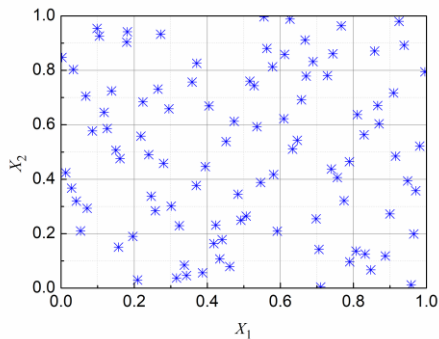
判断：空间分布均匀度，坐标轴投影均匀度

LHS

多维
分层
抽样

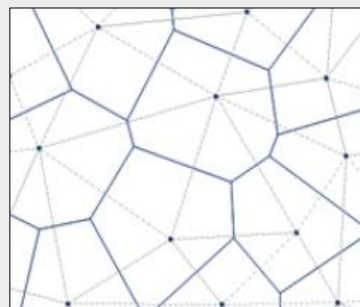


较好的边界均匀性

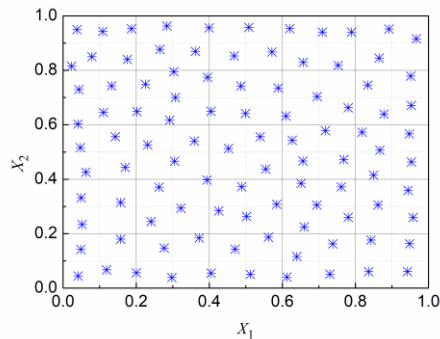


CVT

泰森
多边形



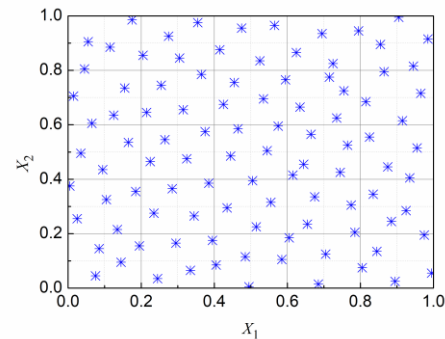
较好的空间均匀度

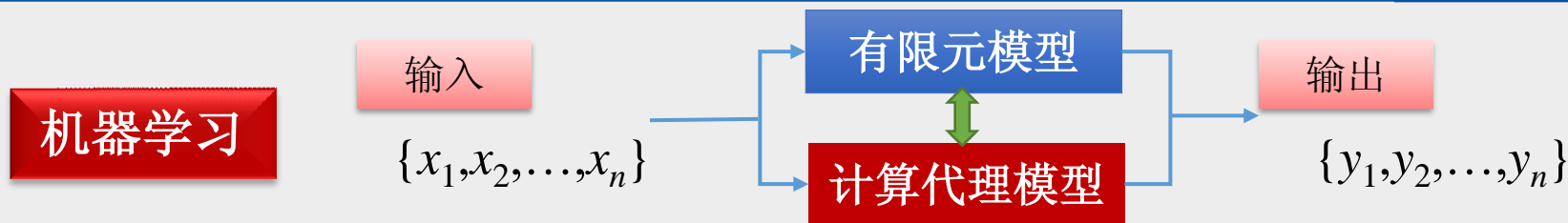


LCVT

先CVT，再LSH

均较好





训练样本 $\{(\mathbf{x}_i, \mathbf{y}_i), i = 1, 2, \dots, n\}$ 通过非线性映射 ϕ 得到 $f(\mathbf{x}) = \mathbf{w} \cdot \phi(\mathbf{x}) + b$ 。其中 \mathbf{w} 为权向量， b 为阈值。

对优化目标函数求极值：

$$\min \frac{1}{2} \|\mathbf{w}\|^2 + C \sum_{i=1}^n (\xi_i + \xi_i^*) \quad s.t. \begin{cases} y_i - f(\mathbf{x}_i) \leq \varepsilon + \xi_i \\ f(\mathbf{x}_i) - y_i \leq \varepsilon + \xi_i^* \quad (i = 1, 2, \dots, n) \\ \xi_i, \xi_i^* \geq 0 \end{cases}$$
 其中 C 为惩罚因子， ε 为不敏感函数， ξ_i, ξ_i^* 为松弛变量。

拉格朗日函数：

$$L(\alpha, \alpha^*, \gamma) = \frac{1}{2} \|\mathbf{w}\|^2 + C \sum_{i=1}^n (\xi_i + \xi_i^*) - \varepsilon \sum_{i=1}^n (\alpha_i + \alpha_i^*) - \frac{1}{2} \sum_{i=1, j=1}^n (\alpha_i - \alpha_i^*)(\alpha_j - \alpha_j^*) K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j)$$
 其中 γ 为核函数参数。

拉格朗日算子：

$$\max \sum_{i=1}^n y_i (\alpha_i - \alpha_i^*) - \varepsilon \sum_{i=1}^n (\alpha_i + \alpha_i^*) - \frac{1}{2} \sum_{i=1, j=1}^n (\alpha_i - \alpha_i^*)(\alpha_j - \alpha_j^*) K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j)$$

$$s.t. \sum_{i=1}^n (\alpha_i - \alpha_i^*) = 0, \alpha_i, \alpha_i^* \in [0, C]$$

预测函数式：

$$f(\alpha, \alpha^*, \mathbf{x}) = \sum_{i=1}^n (\alpha_i - \alpha_i^*) K(\mathbf{x}, \mathbf{x}_i) + b$$

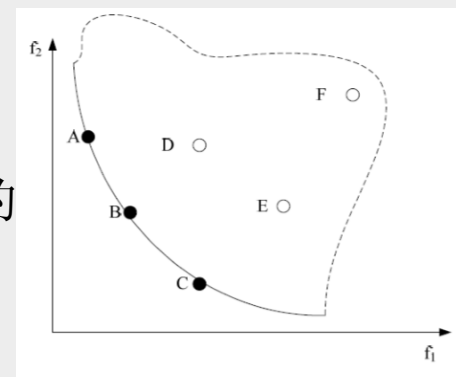
小样本学习下较好的模型泛化能力

Pareto最优解 非支配解，不被其他解支配的解，即优于其他解的解。

非支配排序 比较支配关系，搜索非支配解，并排序分层。

拥挤度 计算与其相邻的两个个体在每个子目标函数上的距离差之和。

拥挤度比较算子 非支配等级有差别，那么偏好非支配等级；非支配等级相同，那么偏好拥挤距离大的解。

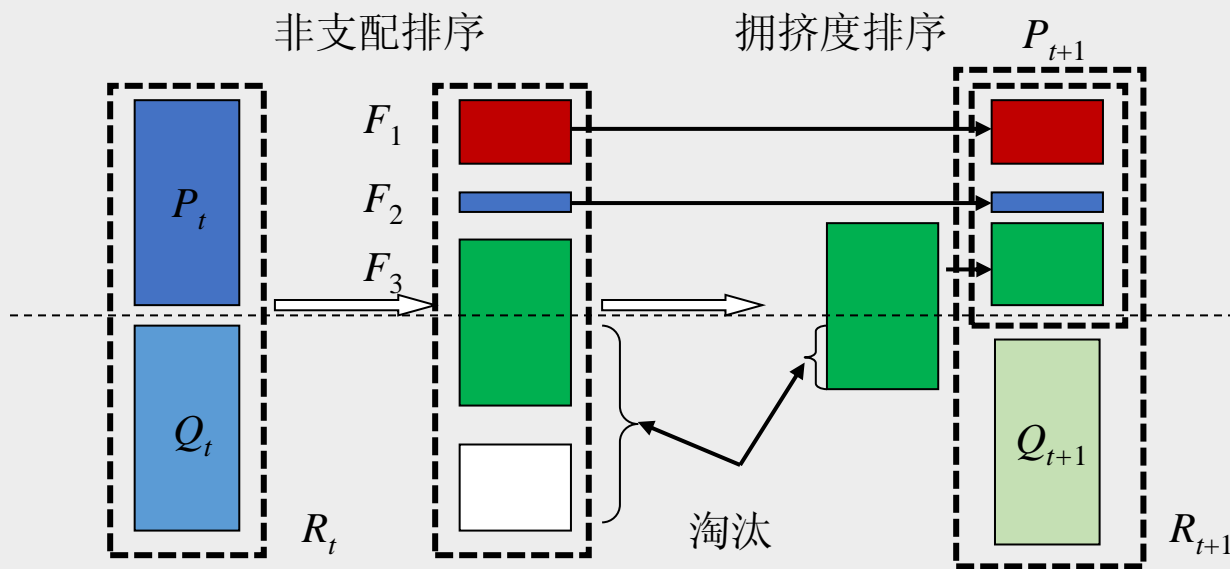


两目标函数的Pareto前沿面分布示意图

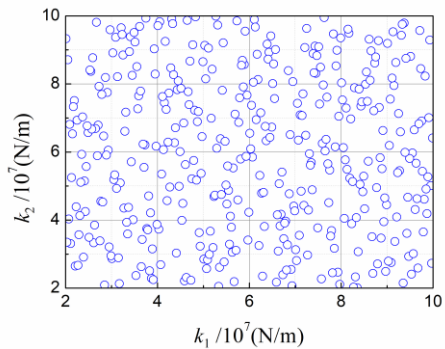
主流程

- 快速非支配排序
- 精英策略
- 拥挤度比较算子

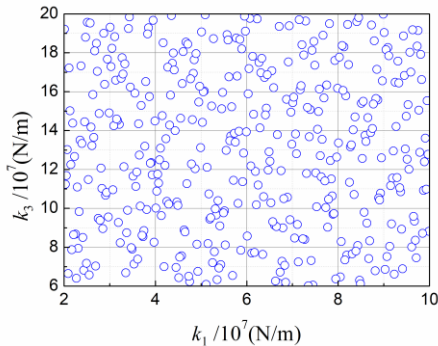
迄今为止最优秀的多目标进化优化算法之一



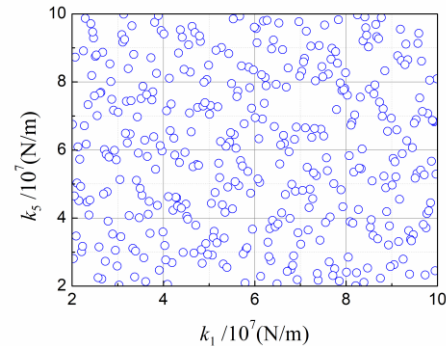
基于LCVT的空间样本抽取



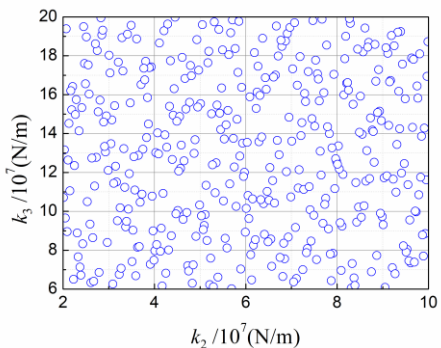
k_1-k_2



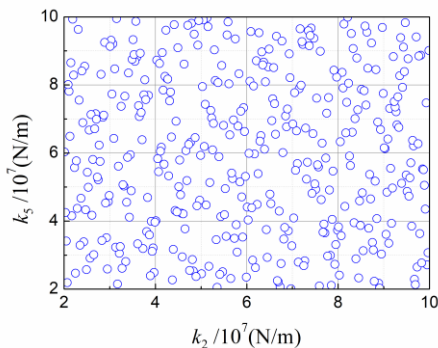
k_1-k_3



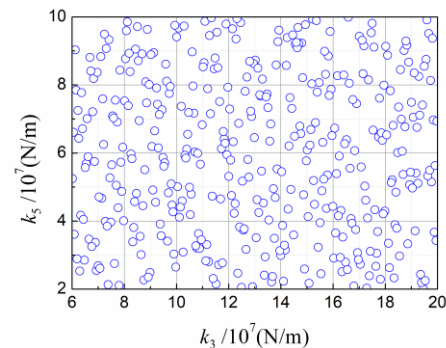
k_1-k_5



k_2-k_3

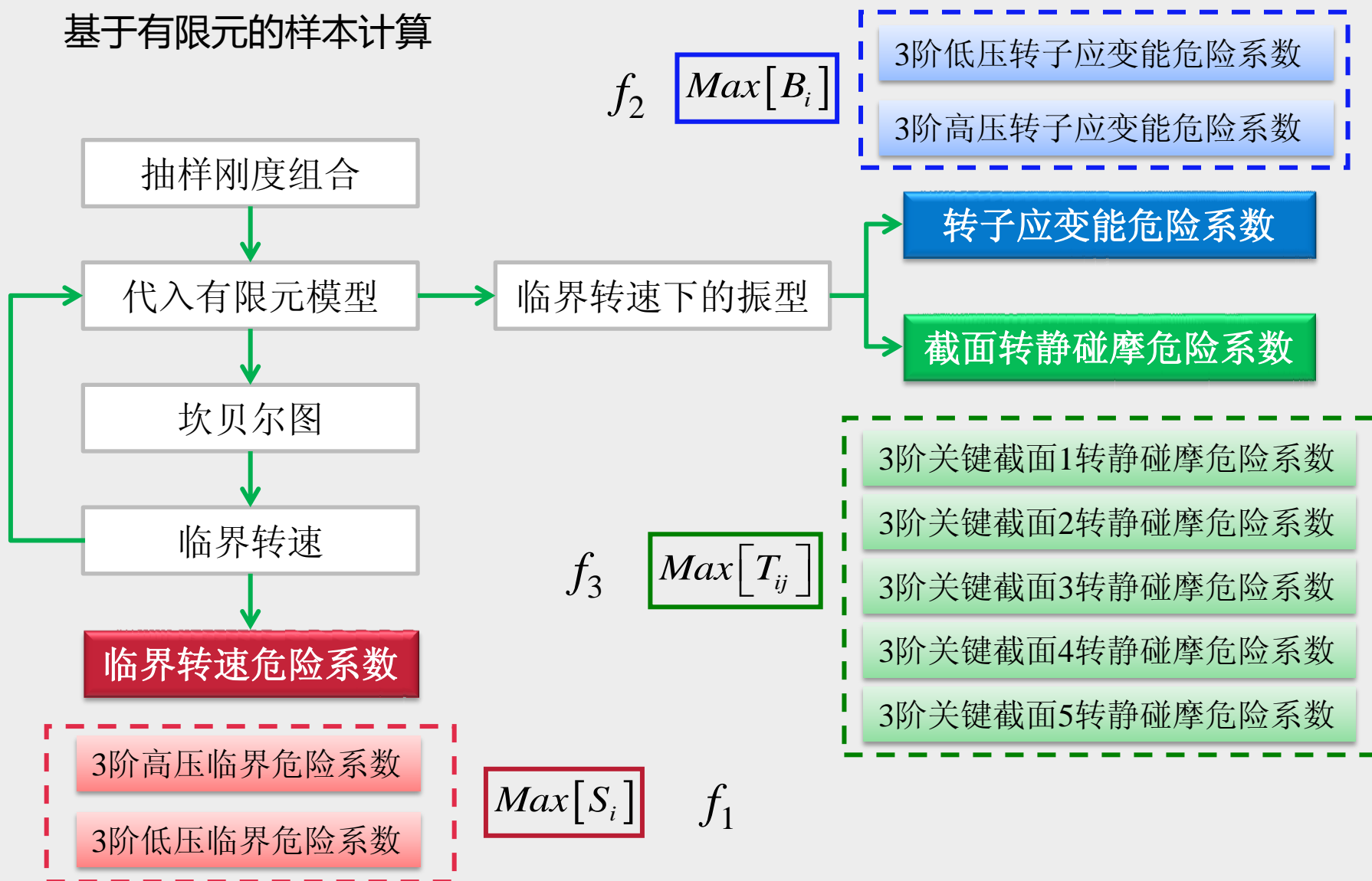


k_2-k_5



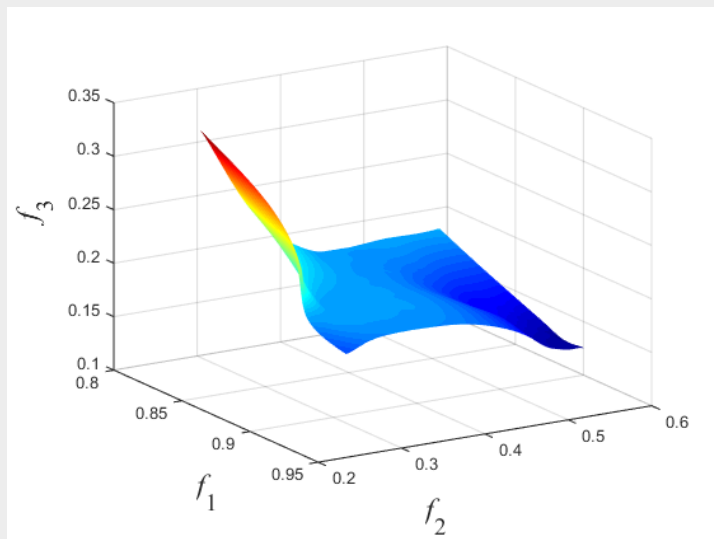
k_3-k_5

基于有限元的样本计算



基于NSGA-II的多目标优化

$$\text{求解 } \text{Min} \begin{cases} f_1 = f_1(k_1, k_2, k_3, k_5) \\ f_2 = f_2(k_1, k_2, k_3, k_5) \\ f_3 = f_3(k_1, k_2, k_3, k_5) \end{cases}$$



参数设置：交叉概率0.9，变异概率0.1，种群大小为1000，最大进化代数为1000，锦标赛规模为2，交叉分布指数为20，变异分布指数为20



各组解之间无法比较优劣，需要人为选择

基于偏好选择

编号	优化变量/ 10^7 (N/m)				Pareto最优解			有限元计算结果			相对误差/%		
	k_1	k_2	k_3	k_5	\hat{f}_{i1}	\hat{f}_{i2}	\hat{f}_{i3}	f_{i1}	f_{i2}	f_{i3}	Δf_{i1}	Δf_{i2}	Δf_{i3}
1	2.000	2.000	6.000	2.000	0.8027	0.6770	0.2020	0.8015	0.6715	0.2057	0.15	0.82	-1.80
2	10.00	10.00	6.000	2.000	0.8283	0.4679	0.2076	0.8247	0.4592	0.2111	0.44	1.89	-1.66
3	10.00	10.00	6.000	6.953	0.8927	0.7983	0.1302	0.8912	0.7892	0.1319	0.17	1.15	-1.29

偏好临界转
速危险系数

偏好转子应变
能危险系数

偏好截面转静
碰摩危险系数

基于目标函数折中的选择

编号	优化变量/ 10^7 (N/m)				Pareto最优解			有限元计算结果			相对误差/%		
	k_1	k_2	k_3	k_5	\hat{f}_{i1}	\hat{f}_{i2}	\hat{f}_{i3}	f_{i1}	f_{i2}	f_{i3}	Δf_{i1}	Δf_{i2}	Δf_{i3}
1	2.000	8.749	7.370	3.029	<u>0.8562</u>	<u>0.6691</u>	<u>0.1257</u>	<u>0.8517</u>	<u>0.6653</u>	<u>0.1243</u>	0.18	0.53	1.13
2	2.896	9.845	7.582	2.685	<u>0.8701</u>	<u>0.6435</u>	<u>0.1259</u>	<u>0.8773</u>	<u>0.6377</u>	<u>0.1263</u>	-0.82	0.91	-0.32
3	2.356	8.881	10.04	2.000	<u>0.8634</u>	<u>0.6103</u>	<u>0.1330</u>	<u>0.8606</u>	<u>0.6074</u>	<u>0.1320</u>	0.33	0.48	0.76

优化效果

编号	优化变量/ $10^7(\text{N/m})$				有限元模型计算结果			优化效果/%		
	k_1	k_2	k_3	k_5	\hat{f}_{i1}	\hat{f}_{i2}	\hat{f}_{i3}	f_1	f_2	f_3
0	3.960	6.170	12.00	4.000	0.9040	0.7340	0.1360	-	-	-
1	2.000	8.749	7.370	3.0292	0.8517	0.6653	0.1243	-5.79	-9.36	-8.60
2	2.896	9.845	7.852	2.6849	0.8773	0.6377	0.1263	-2.95	-13.12	-7.13
3	2.356	8.881	10.04	2.0000	0.8606	0.6074	0.1320	-4.80	-17.25	-2.94

提出了一种航空发动机支承刚度设计的多目标智能优化方法，并对某型航空发动机的支承刚度进行了优化

- 提出了一种以整机振动控制为目标的航空发动机支承刚度设计的多目标智能优化方法，并以某型航空发动机为例，基于第三章提出的整机耦合振动评价指标对该型航空发动机的支承刚度进行了优化，并对结果进行了验证，结果表明，**采用该方法，可以对整机耦合振动进行优化，经过优化，该型航空发动机的整机耦合振动各评价指标均得到了一定程度的改善。**
- 该方法并不限于对航空发动机支承刚度的优化，也可以用于其它设计参数和设计目标的优化。

目录

1

绪论

2

航空发动机整机振动实体有限元建模及验证

3

航空发动机整机固有耦合振动无量纲参数定义

4

带机匣的航空发动机转子试验器的耦合振动机理研究

5

某型大涵道比涡扇发动机的整机振动耦合机理研究

6

航空发动机支承刚度智能优化设计

7

总结与展望

1 提出了一种基于模态试验的航空发动机整机连接刚度辨识方法

提出了一种基于模态试验和机器学习的航空发动机整机连接刚度智能辨识方法。针对带机匣的航空发动机转子试验器进行了方法验证，辨识了试验器的安装节和支承刚度，仿真与试验得到的测点频率响应函数达到了很好的吻合程度，充分验证了辨识方法的正确有效性。

2 提出了航空发动机整机耦合振动的定量评价指标

基于现有的航空发动机结构设计准则，提出了临界转速危险系数、转子应变能危险系数、截面转静碰摩危险系数作为评价指标，用以定量评估航空发动机的整机耦合振动，并分析了三个指标的合理性，阐述了指标的具体计算方法。

3 分析了航空发动机整机耦合振动机理

分析了带机匣的航空发动机转子试验器和某型航空发动机的整机耦合振动机理。基于提出的评价指标，研究了安装节/支承刚度对各评价指标的影响规律。结果表明，航空发动机的安装节/支承刚度优化问题对各个评价指标的影响规律复杂且相互制约，是一个典型的多目标优化问题。

4 提出了一种航空发动机支承刚度的多目标智能优化方法

提出了一种基于遗传算法和支持向量回归的航空发动机支承刚度的多目标智能优化方法，并针对所建立的某型航空发动机整机有限元模型，以提出的整机振动多个评价指标为目标，对其多个支承刚度进行了多目标优化，结果充分表明了优化方法的正确性。

1 评价指标还需进一步完善

评价指标还需进一步完善。本文仅提出了三个反映整机振动固有特性的评价指标。事实上，真实的航空发动机设计过程中，还需要考虑更多方面因素，后续工作需要基于整机振动响应、支反力等问题提出新的指标，以完善评价指标体系。

2 航空发动机支承刚度多目标优化设计方法的应用

可考虑将本文提出的航空发动机支承刚度多目标优化方法扩展到其他设计参数的优化，并可以尝试拓展新的抽样方法、获取计算代理模型的方法以及多目标优化方法，以不断发展该优化方法，并考虑将该方法集成，实现界面GUI操作。

3 实际工程应用

提出的评价指标及航空发动机支承刚度多目标方法，对于工程实际有一定的参考价值和意义。在后续研究中，可以将其应用至双转子试验器的评估及支承刚度优化，以进行更充分的验证，为真正应用于工程实际奠定基础。

谢谢各位专家和同学！

敬请批评指正！