

涡扇发动机双悬臂低压模拟转子设计与动力学分析



冯义¹, 邓旺群^{1,2}, 苏修文¹, 胡廷勋¹

1. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002

2. 航空发动机振动技术重点实验室, 湖南 株洲 412002

摘要:某小型涡扇发动机的低压转子在国内首次采用0-4-0双悬臂结构,是一个超两阶弯曲临界转速工作的高速柔性转子,其结构和动力学设计的合理性必须通过试验验证,为降低研制风险、避免设计反复,在研制前期,很有必要针对低压模拟转子开展系统研究。本文遵循主体结构 and 动力学特性一致等原则,设计了一个低压模拟转子,建立了低压转子和低压模拟转子的有限元分析模型,采用Samcef/Rotor软件计算得到了两个转子的前三阶临界转速、振型和稳态不平衡响应并进行了对比分析。研究表明,低压模拟转子很好地反映了低压转子的实际情况,在低压模拟转子上取得的研究成果完全可以在低压转子上直接应用,为后续开展系统的试验研究奠定了基础,发展了双悬臂高速柔性转子的结构设计和动力学分析技术。

关键词: 涡扇发动机; 双悬臂高速柔性转子; 结构设计; 动力学分析

中图分类号: V231.96

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.12.015

航空发动机转子工作转速高、振动问题突出^[1],其结构和动力学设计对型号研制至关重要,而支承方案是转子设计过程中需要重点考虑的问题之一。目前,国内中小型航空发动机的动力涡轮转子或低压转子普遍采用简支或单悬臂的支承方案。学者们针对这两种结构的航空发动机高速柔性转子开展了大量的研究工作。邓旺群等^[2-3]对某涡轴发动机简支动力涡轮转子进行了系统的理论分析和试验研究,攻克了该转子的高速动平衡技术难题;聂卫健等^[4]研究了某涡扇发动机单悬臂低压模拟转子临界转速随支承刚度和轮盘质量的变化规律;袁胜等^[5]分析了悬臂长度对某涡扇发动机单悬臂低压转子稳态不平衡响应的影响;刘文魁等^[6-7]针对某涡轴发动机单悬臂动力涡轮转子的弹性环刚度分析方法及结构参数对刚度的影响开展了研究,并对该转子的动力学问题进行了较全面的理论分析和试验研究。

由于双悬臂支承方案可能增大转子的支点动载荷、降低运动稳定性,因此,双悬臂高速柔性转子至今尚未在中小型航空发动机上得到应用。从公开文献来看,还没有针对航空发动机双悬臂高速柔性转子的研究报道,只有很少学

者对双悬臂柔性转子的动力学问题开展了数值仿真分析和实验室的试验研究^[8-9]。

国内研制的某发动机属涡扇发动机,风扇端为悬臂结构。同时,为简化结构、减轻质量,高低压涡轮间采用了先进的轴承共腔技术,低压涡轮端同样为悬臂结构。这样,低压转子就是一个双悬臂的高速柔性转子。该转子的结构设计、动力学设计和减振设计的成功与否直接关系到发动机研制的成败,有必要在发动机的研制前期开展系统的理论和试验研究,然而,真实低压转子的制造成本高、加工周期长,很难满足研制进度的要求。特别是,如果经试验验证需对原设计进行改进,势必对研制成本、研制周期等带来很大的不利影响。可见,设计一个低压模拟转子并对其开展系统研究就可以很好地解决这一问题。然而,由于经费和试验条件的限制,学者们在设计模拟转子时,通常都是采用动力学相似原理得到一个尺寸较小的模拟转子,并且为减小加工和装配的难度,均对结构进行了大量的简化,相应的理论和试验研究都是针对这些简单模拟转子展开的^[10-11],研究成果对真实航空发动机转子的设计具有一定的参考价值,但远不能满足复

收稿日期: 2021-08-19; 退修日期: 2021-10-10; 录用日期: 2021-11-15

基金项目: 航空科学基金(2013ZB08001)

引用格式: Feng Yi, Deng Wangqun, Su Xiwen, et al. Design and dynamic analysis of low pressure simulated rotor with double cantilever for turbofan engine[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(12): 127-134. 冯义, 邓旺群, 苏修文, 等. 涡扇发动机双悬臂低压模拟转子设计与动力学分析[J]. 航空科学技术, 2021, 32(12): 127-134.

杂航空发动机转子的设计需要^[12]。本文遵循主体结构 and 动力学特性一致等原则设计了一个近似全尺寸的低压模拟转子,并对低压转子与低压模拟转子的动力学特性进行了计算和对比分析。研究表明,低压模拟转子可以很好地反映真实低压转子的实际情况,在低压模拟转子上取得的研究成果完全可以直接在低压转子上得到应用,为解决双悬臂高速柔性转子在发动机中应用的关键技术提供了研究平台。

1 低压模拟转子设计

1.1 设计原则

为确保在低压模拟转子上取得的研究成果能直接应用于低压转子,针对低压模拟转子设计提出了以下原则:(1)主体结构一致原则。只对低压转子的风扇盘、增压级盘、两级低压涡轮盘和盖板进行重新设计,其余零部件与低压转子完全一致,并且两个转子的支承方案、润滑方式、配合关系也完全相同。(2)动力学特性一致原则。低压模拟转子各模拟盘的惯性参数(质量、质心、转动惯量)均与低压转子相应轮盘的惯性参数基本一致(变化量不大于3%)。(3)适应试验设备原则。应满足转子在高速旋转试验器上的安装和功率输入需求。

遵循以上原则设计的低压模拟转子是否满足要求,本文还提出了以下设计准则予以评判:低压模拟转子与真实低压转子之间的惯性参数及前三阶临界转速的变化量均不大于5%且振型一致。

1.2 模拟轮盘设计

低压转子的风扇盘、增压级盘和一、二级低压涡轮盘的价格昂贵且加工周期长。在低压模拟转子的设计过程中,设计了4个模拟轮盘,在保证模拟轮盘与真实轮盘的惯性参数基本一致、轮盘的连接结构和配合关系不变的前提下,大幅简化了轮盘结构(均为无叶片的模拟盘)。同时,考虑到高速动平衡试验研究的需要,在风扇模拟盘和两级低压涡轮模拟盘上均设计了24个周向均布的M6螺纹孔(高速动平衡试验过程中加配重用),4个模拟轮盘的三维图如图1所示。

低压转子与低压模拟转子各轮盘/模拟轮盘的惯性参

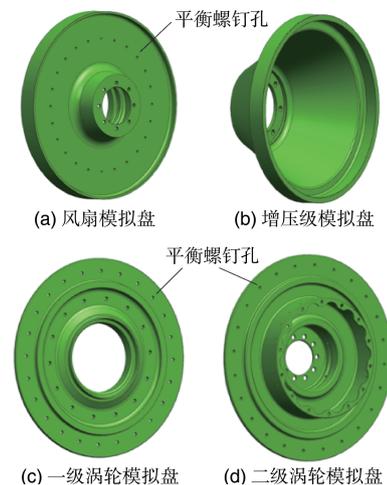


图1 模拟轮盘的三维图

Fig.1 3D image of simulated disc

数见表1。相比于真实轮盘,模拟轮盘质量、质心和极转动惯量的最大变化量分别仅有2.93%、0.23%和2.58%,确保了低压模拟转子与低压转子动力学特性的一致性。

1.3 低压轴设计

低压轴作为转子最重要的传力构件,具有空心、薄壁、大长径比的结构特点,是一个典型的细长柔性轴。为使两个转子具有一致的动力学特性,低压模拟转子采用与低压转子相同的低压轴,如图2所示。

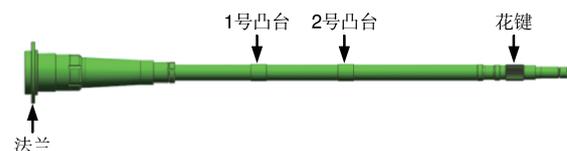


图2 低压轴的三维图

Fig.2 3D image of low pressure shaft

低压轴前端设计有法兰与止口,用于连接风扇模拟盘和增压级模拟盘;中部设计有两个高速动平衡试验用的平衡凸台;尾部设计有外花键,用于传递扭矩。

1.4 套齿轴设计

为满足低压模拟转子在高速旋转试验器上的功率输入需求,设计了套齿轴替代低压转子的盖板。在试验过程中,

表1 轮盘的惯性参数

Table 1 Inertia parameters of wheel disc

轮盘	质量/kg			质心位置(轴向)/mm			极转动惯量/(kg·mm ²)		
	真实	模拟	变化量/%	真实	模拟	变化量/%	真实	模拟	变化量/%
风扇盘	15.08	15.47	2.59	-444.21	-445.25	0.23	286711.61	285095.77	0.56
增压级盘	2.39	2.46	2.93	-304.98	-304.74	0.08	35669.92	34749.80	2.58
一级涡轮盘	7.24	7.25	0.14	581.39	581.42	0.01	101675.30	102123.75	0.44
二级涡轮盘	10.57	10.58	0.09	636.07	636.08	0.01	159712.97	159442.25	0.17

通过两端带花键的浮动轴将电机功率传入套齿轴,驱动低压模拟转子旋转。盖板与套齿轴的结构和安装示意图分别如图3和图4所示。与盖板相比,套齿轴的质量虽增加了0.22kg,但仅相当于转子总质量的0.45%,不会对转子的动力学特性产生实质性影响。

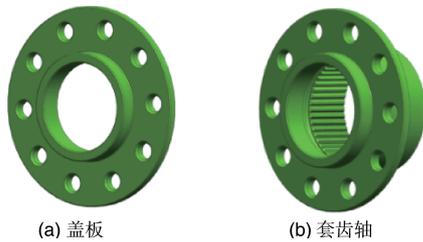


图3 盖板与套齿轴的三维图

Fig.3 3D image of cover plate and gear sleeve shaft

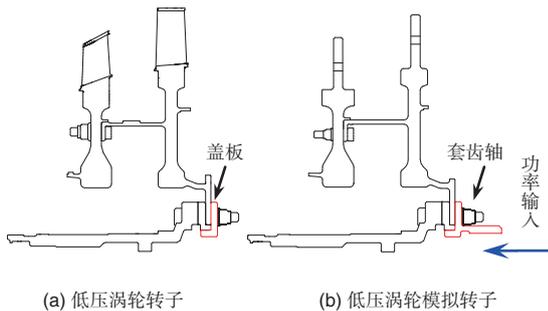


图4 转子局部结构简图

Fig.4 Local structure diagram of rotor

1.5 连接方式与配合关系设计

低压模拟转子所有零部件的连接方式和配合关系均与低压转子保持一致,主要零部件的连接方式与配合关系见表2。

1.6 支承方案与支承结构设计

依据低压转子的实际支承状况,低压模拟转子采用了相同的0-4-0双悬臂支承方案。转子的1号支点为双半内圈角接触球轴承,承受轴向与径向载荷,2号、5号和6号支点为圆柱滚子轴承,仅承受径向载荷。此外,1号和6号支点采用了挤压油膜阻尼器与鼠笼式弹性支承结构,2号和5号支点为刚性支承。低压模拟转子的支承方案如图5所示

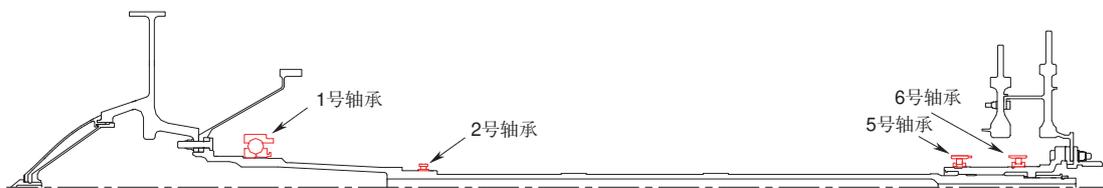


图5 低压模拟转子的支承方案

Fig.5 Support type of low pressure simulated rotor

表2 连接方式与配合关系表

Table 2 Connection mode and cooperation relationship

编号	零件	连接方式	配合关系
1	风扇模拟盘-低压轴	圆柱面辅助定心	小间隙配合
2	增压级模拟盘-低压轴	精密螺栓定心与传扭	
3	低压轴-低压涡轮短轴	圆柱面定心 花键传扭	过盈配合
4	低压涡轮短轴-端齿 转接段	端齿定心与传扭	—
5	端齿转接段-二级涡轮 模拟盘	止口定心 螺栓传扭	过盈配合
6	一级-二级涡轮模拟盘	止口定心 螺栓传扭	过盈配合

示,各支点的支承结构如图6所示。

1.7 轴承润滑设计

参照低压转子各轴承在发动机上的润滑方式,低压模拟转子的1号、5号和6号轴承采用先进的轴向环下润滑技术,2号轴承采用喷射润滑。环下润滑是一种新型润滑方式,具有更高的供油效率,可大幅改善轴承的润滑和冷却效果,延长轴承寿命。它通过集油环和轴向输油槽将滑油引向轴承内圈,再利用离心力和泵吸效应,使滑油穿过径向输油孔为滚子和保持架供油。低压模拟转子各轴承的润滑方式如图7~图9所示。

1.8 转子结构对比

低压转子与低压模拟转子的结构简图分别如图10和图11所示,两个转子的主体结构基本一致,支点方案及零部件的连接结构完全相同。表3为两个转子的惯性参数。

由表3可知,惯性参数的最大变化量仅为1.79%,优于设计准则的要求(不大于5%)。

2 转子动力特性计算分析

为验证低压模拟转子与低压转子的动力特性一致性,建立了两个转子的有限元分析模型,对前三阶临界转速、振型和稳态不平衡响应进行了计算和对比分析。

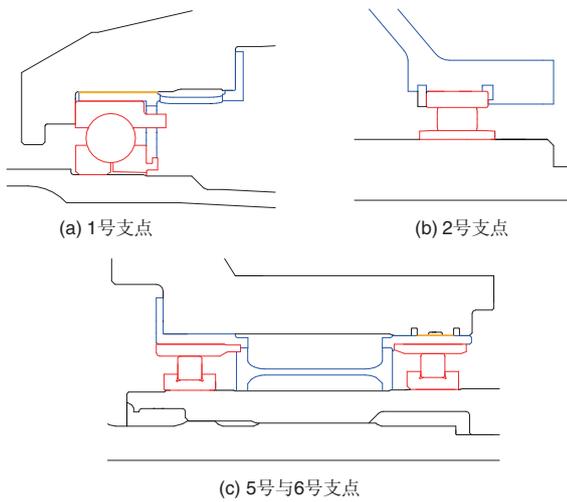


图6 支承结构示意图

Fig. 6 Diagram of supporting structure

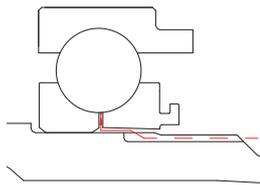


图7 1号轴承润滑示意图

Fig.7 Lubrication diagram of No.1 bearing

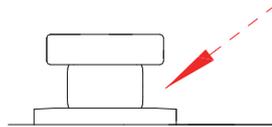


图8 2号轴承润滑示意图

Fig.8 Lubrication diagram of No.2 bearing

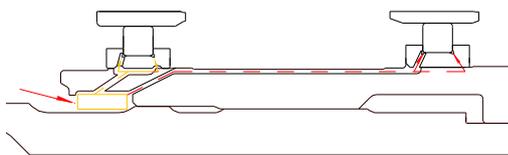


图9 5号、6号轴承润滑示意图

Fig.9 Lubrication diagram of No.5 and No.6 bearing

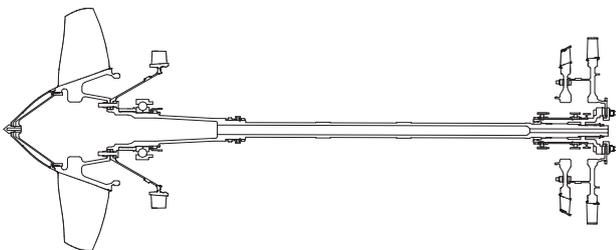


图10 低压转子结构简图

Fig.10 Structural diagram of low pressure rotor

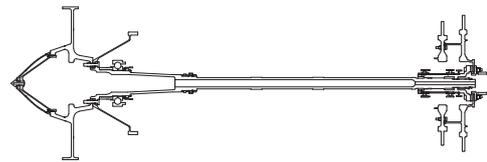


图11 低压模拟转子结构简图

Fig.11 Structural diagram of low pressure simulated rotor

表3 转子的惯性参数

Table 3 Inertia parameters of rotor

惯性参数	低压转子	模拟转子	变化量/%
质量/kg	48.99	49.70	1.45
质心位置(轴向)/mm	66.33	66.38	0.08
极转动惯量/(kg·mm ²)	604515.81	615353.72	1.79

2.1 有限元模型

图12为采用Samcef/Rotor基于梁单元所建立的两个转子有限元分析模型。在建模过程中,对转子局部结构进行简化,忽略倒角、小孔等结构特征,并在各支点位置创建轴承单元以模拟转子的支承特性。此外,还在低压转子的有限元模型中引入4个集中质量单元代替风扇叶片、增压级叶片、两级低压涡轮叶片和部分轮盘。

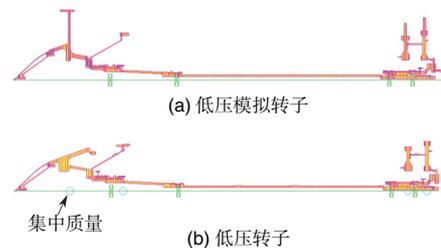


图12 有限元模型

Fig.12 Finite element model

计算转子在无阻尼状态下的临界转速和振型时,忽略油膜阻尼和油膜刚度,只考虑径向支承刚度。转子的支承刚度组合见表4。其中,1号与6号支承刚度取为鼠笼弹支的刚度设计值,2号与5号支点的刚性支承刚度则依据经验选取。计算转子的稳态不平衡响应时考虑油膜阻尼,两个支点的油膜参数见表5。

基于短轴承近似理论计算挤压油膜的等效阻尼系数,假设为半油膜情况,等效阻尼系数为:

$$C_0 = \frac{\mu RL^3}{C^3} \cdot \frac{\pi}{2(1-\varepsilon^2)^{3/2}} \quad (1)$$

表4 支承刚度组合

Table 4 Combination of support stiffness

支点编号	1#	2#	5#	6#
刚度/(×10 ⁷ N/m)	1	5	8	0.5

表5 油膜参数

Table 5 Parameters of oil film

油膜	长度 L/mm	半径 R/mm	厚度 C/mm	滑油动力黏度 $\mu/(10^{-3}\text{N}\cdot\text{s}/\text{m}^2)$	偏心率
1号	30.2	67.5	0.125	24.6	0.4
6号	10.6	40.5	0.088		

由式(1)求得1号与6号油膜的等效阻尼系数分别为47778N·s/m和3553N·s/m。

2.2 临界转速计算

低压模拟转子与低压转子的前三阶临界转速计算值及其变化量见表6,临界转速裕度见表7。

表6 前三阶临界转速

Table 6 The first three critical speeds

阶数	临界转速/(r/min)		变化量/%
	模拟转子	低压转子	
一阶	4213	4302	2.07
二阶	8329	8449	1.42
三阶	21000	20856	0.69

表7 临界转速裕度

Table 7 Critical speed margin

	一阶裕度/%	二阶裕度/%		三阶裕度/%
	地慢	地慢	空慢	额定工作转速
模拟转子	> 20	> 45	> 20	> 25
低压转子	> 20	> 45	> 20	> 25

临界转速裕度定义如下:临界转速裕度=(|慢车或额定工作转速-临界转速|)/慢车或额定工作转速×100%

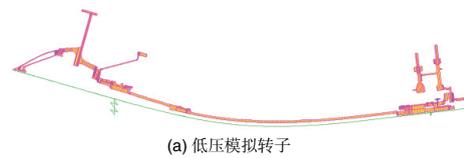
低于地面慢车转速的第一阶临界转速取地面慢车转速进行评定;介于地面慢车和空中慢车转速的第二阶临界转速取两者分别进行评定;高于额定工作转速的第三阶临界转速取额定工作转速进行评定。

由表6和表7可知:(1)低压模拟转子与低压转子的前三阶临界转速基本一致,最大变化量仅有2.07%,优于设计准则的要求(不大于5%);(2)两个转子均超两阶临界转速工作,且在额定工作转速下主要受第三阶模态的影响;(3)两个转子前三阶临界转速的裕度均大于20%,满足设计准则。

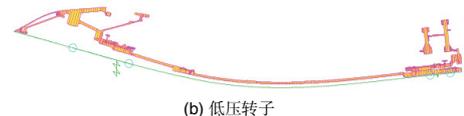
2.3 振型计算

低压模拟转子与低压转子的前三阶振型如图13~图15所示。

由图13~图15可知,两个转子的前三阶振型几乎一致(满足设计准则的要求),且均为弯曲振型。第一阶振型是风扇(模拟)盘摆动与低压轴弯曲,第二阶振型是涡轮(模拟)盘摆动与低压轴弯曲,第三阶振型是低压轴自身弯曲。



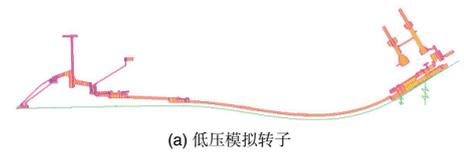
(a) 低压模拟转子



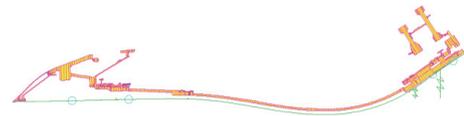
(b) 低压转子

图13 第一阶振型

Fig.13 The first vibration mode



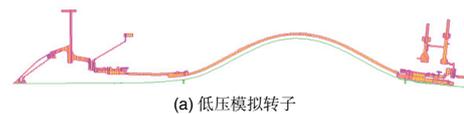
(a) 低压模拟转子



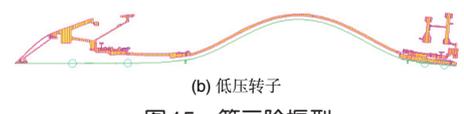
(b) 低压转子

图14 第二阶振型

Fig.14 The second vibration mode



(a) 低压模拟转子



(b) 低压转子

图15 第三阶振型

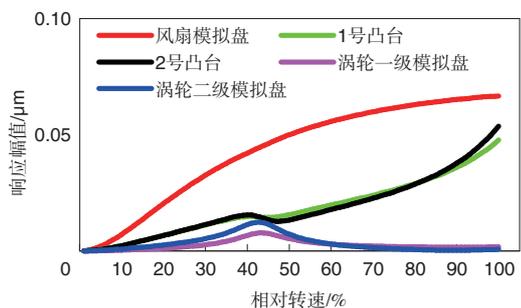
Fig.15 The third vibration mode

这主要是由于转子具有大长径比和双悬臂的结构特点,横向刚度较低,在临界转速下很容易产生弯曲变形。

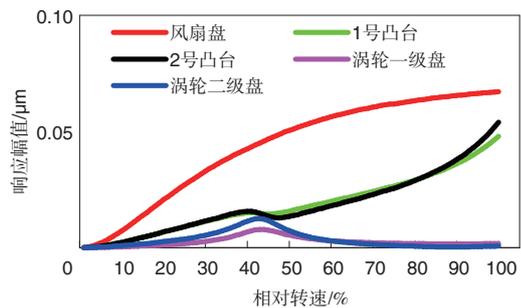
2.4 稳态不平衡响应计算

依次在低压模拟转子与低压转子的风扇模拟盘/风扇盘、1号凸台、2号凸台和两级涡轮模拟盘/两级涡轮盘上施加 $1\text{g}\cdot\text{mm}$ 的不平衡量,计算这5个特征位置在额定工作转速范围内的稳态不平衡响应。低压模拟转子与低压转子的稳态不平衡响应计算结果分别如图16~图20所示,图中的横坐标相对转速是实际转速与额定工作转速之比。

由图16~图20可知:(1)低压模拟转子与低压转子的稳态不平衡响应几乎一致;(2)各特征位置的一阶不平衡响应对风扇模拟盘/风扇盘上的不平衡量最敏感,二阶不平衡响应对二级涡轮模拟盘/涡轮盘上的不平衡量最敏感,额定工作转速下的不平衡响应对2号凸台的不平衡量最敏感。因此,风扇模拟盘/风扇盘、二级涡轮模拟盘/二级涡轮盘和2



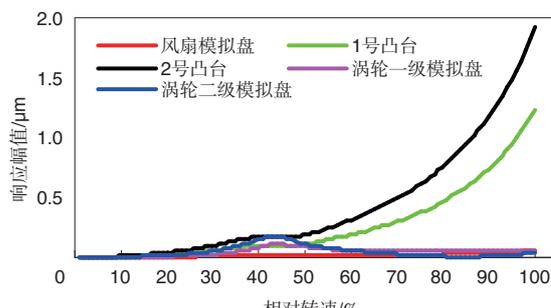
(a) 低压模拟转子



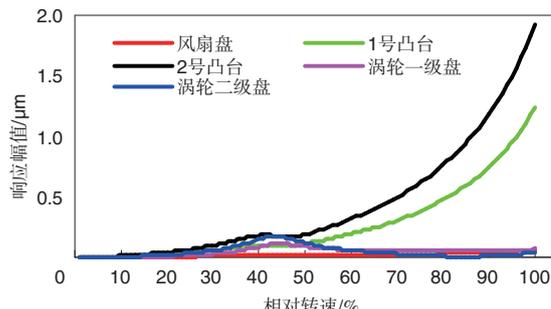
(b) 低压转子

图 16 稳态不平衡响应曲线(风扇模拟盘/风扇盘有 $1g \cdot mm$ 不平衡量)

Fig.16 Curves of the steady unbalance responses ($1g \cdot mm$ unbalance weight at fan simulation disk/fan disk)



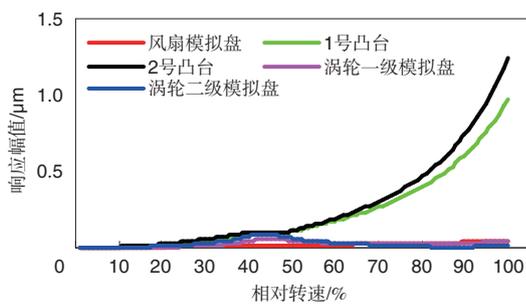
(a) 低压模拟转子



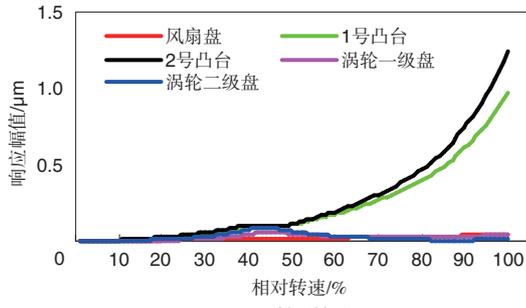
(b) 低压转子

图 18 稳态不平衡响应曲线(2号凸台有 $1g \cdot mm$ 不平衡量)

Fig.18 Curves of the steady unbalance responses ($1g \cdot mm$ unbalance weight at No.2 cylinder)



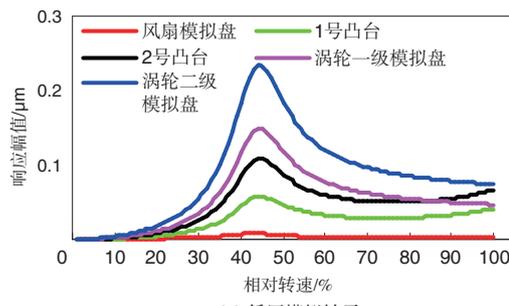
(a) 低压模拟转子



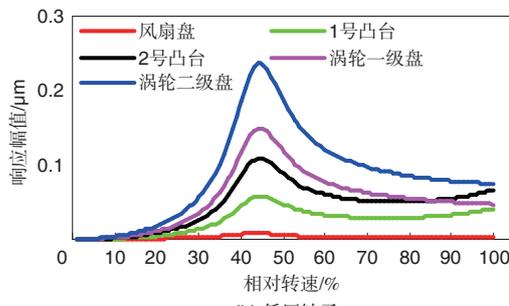
(b) 低压转子

图 17 稳态不平衡响应曲线(1号凸台有 $1g \cdot mm$ 不平衡量)

Fig.17 Curves of the steady unbalance responses ($1g \cdot mm$ unbalance weight at No.1 cylinder)



(a) 低压模拟转子



(b) 低压转子

图 19 稳态不平衡响应曲线(一级涡轮模拟盘/一级涡轮盘有 $1g \cdot mm$ 不平衡量)

Fig.19 Curves of the steady unbalance responses ($1g \cdot mm$ unbalance weight at First turbine simulation disc/first turbine disc)

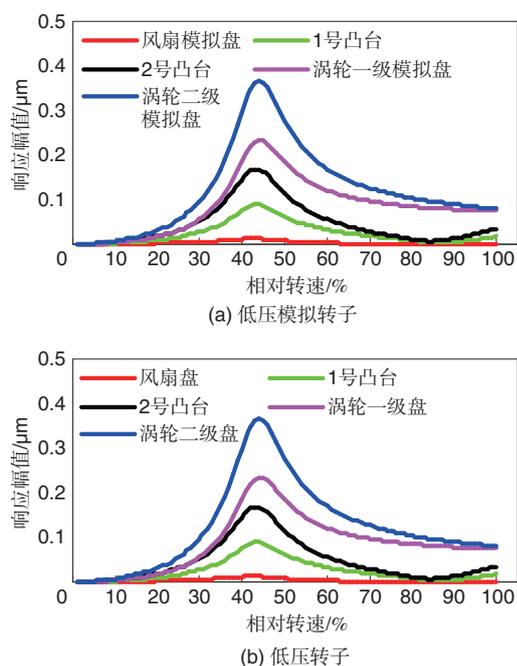


图20 稳态不平衡响应曲线(二级涡轮模拟盘/二级涡轮盘有 $1g \cdot mm$ 不平衡量)

Fig.20 Curves of the steady unbalance responses ($1g \cdot mm$ unbalance weight at second turbine simulation disc/second turbine disc)

号凸台分别是低压模拟转子/低压转子在前两阶临界转速和额定工作转速下进行高速动平衡时的最优平衡校正面。

3 结论

本文针对某小型涡扇发动机双悬臂低压模拟转子的设计与动力学分析进行了研究,主要结论如下:

(1)提出了低压模拟转子的设计原则和设计准则,设计了一个能很好地反映真实低压转子实际情况的低压模拟转子,两个转子的主体结构基本一致,支点方案及零部件的连接结构完全相同,惯性参数的变化量不大于1.79%。

(2) 低压模拟转子与低压转子的动力学特性一致,前三阶临界转速的最大变化量仅2.07%,振型和稳态不平衡响应几乎一致,低压模拟转子同样是一个超两阶弯曲临界转速工作的双悬臂高速柔性转子,在低压模拟转子上取得的研究成果完全可以在低压转子上直接应用。

AST

参考文献

[1] 李鹏飞,王娟,赵洪丰. 航空发动机转子静、偶不平衡量控制方法研究[J]. 航空科学技术,2019,30(3):13-18.
Li Pengfei, Wang Juan, Zhao Hongfeng. Research on the

control method of aeroengine rotor static and couple unbalance [J]. Aeronautical Science & Technology,2019,30(3): 13-18. (in Chinese)

[2] 邓旺群,高德平. 涡轴发动机动力涡轮转子高速动平衡技术研究[J]. 航空动力学报,2003,18(5):667-675.

Deng Wangqun, Gao Deping. High speed dynamic balance technique of a power turbine shaft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(5):667-675. (in Chinese)

[3] 邓旺群,高德平. 涡轴发动机动力涡轮转子动力特性研究[J]. 航空动力学报,2003,18(6):717-722.

Deng Wangqun, Gao Deping. Dynamic characteristics study of a power turbine rotor of a turbine shaft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6):717-722. (in Chinese)

[4] 聂卫健,邓旺群,徐友良,等. 高速柔性转子临界转速随支承刚度和轮盘质量的变化规律[J]. 燃气涡轮试验与研究,2015,28(3):19-24.

Nie Weijian, Deng Wangqun, Xu Youliang, et al. Analysis on the changes of high-speed flexible rotor critical speeds with supporting stiffness and disk mass[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2015, 28(3):19-24. (in Chinese)

[5] 袁胜,邓旺群,徐友良,等. 大长径比悬臂柔性转子动力特性分析[J]. 航空科学技术,2017,28(11):62-68.

Yuan Sheng, Deng Wangqun, Xu Youliang, et al. Dynamic characteristics analysis of a cantilever flexible rotor with large length-to-diameter ratio[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(11):62-68. (in Chinese)

[6] 刘文魁,邓旺群,彭春雷,等. 弹性环刚度分析方法及结构参数对刚度的影响[J]. 航空科学技术,2019,30(2):60-65.

Liu Wenkui, Deng Wangqun, Peng Chunlei, et al. Analysis method on the stiffness of elastic ring and the effect of its structure parameters on the stiffness[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(2):60-65. (in Chinese)

[7] 刘文魁,邓旺群,卢波,等. 带柔性过渡段悬臂动力涡轮转子动力学研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2019,32(2):34-41.

Liu Wenkui, Deng Wangqun, Lu Bo, et al. Research on the dynamics of a cantilever power turbine rotor with flexible transition section[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(2):34-41. (in Chinese)

[8] 杨洋,曹登庆,王德友,等. 双盘悬臂转子的不平衡-定点碰摩耦合故障研究[J]. 航空动力学报,2016,31(2):307-316.

- Yang Yang, Cao Dengqing, Wang Deyou, et al. Study on imbalance-fixed point rubbing coupling faults of dual-disc cantilever rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(2): 307-316. (in Chinese)
- [9] 宾光富,李鸿光,王刚,等. 含油膜轴承的高速双悬臂转子随机不平衡振动特性试验[J]. 航空动力学报, 2018, 33(2): 282-289.
- Bin Guangfu, Li Hongguang, Wang Gang, et al. Experiment of random unbalance on vibration characteristics of high-speed double overhung rotor with oil bearing[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(2):282-289. (in Chinese)
- [10] 缪辉,臧朝平. 航空发动机低压转子系统的动力学相似设计方法[J]. 航空动力学报, 2020, 35(4):766-776.
- Miao Hui, Zang Chaoping. Dynamic similarity design method for aero-engine low-pressure rotor system[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(4):766-776. (in Chinese)
- [11] 廖子豪,宾光富,李超,等. 基于临界转速与振型相似的涡轴发动机模拟转子实验台设计方法[J]. 机械设计, 2021, 38(6):45-50.
- Liao Zihao, Bin Guangfu, Li Chao, et al. Design method of the simulated-rotor test rig for the turboshaft engine based on the critical speed and the similarity of vibration mode[J]. Journal of Machine Design, 2021, 38(6):45-50. (in Chinese)
- [12] 孙勇,邓旺群,杨海,等. 基于自动平衡的涡桨发动机螺旋桨模拟转子的设计及分析[J]. 航空科学技术, 2020, 31(3):34-40.
- Sun Yong, Deng Wangqun, Yang Hai, et al. Design and analysis of simulation propeller rotor of turboprop engine based on the automatic balance[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(3):34-40. (in Chinese)

Design and Dynamic Analysis of Low Pressure Simulated Rotor with Double Cantilever for Turbofan Engine

Feng Yi¹, Deng Wangqun^{1,2}, Su Xiuwen¹, Hu Tingxun¹

1. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China

2. Key Laboratory of Aero-engine Vibration Technology, Zhuzhou 412002, China

Abstract: The 0-4-0 double cantilever structure is adopted in the low-pressure rotor of a small turbofan engine for the first time at home. This is a high-speed flexible rotor which operates over the second order bending critical speed. The rationality of its structure and dynamics design must be verified by experiments. In order to reduce test risk and avoid design repetition, it is necessary to carry out systematic research on a low-pressure simulated rotor in the early stage of development. Based on the similar principle of structure and dynamics, a low-pressure simulated rotor is designed, and the finite element analysis models of two rotors are established. The first three critical speeds, vibration modes and steady-state unbalance responses of the two rotors are respectively calculated by using Samcef/Rotor software and analysis is finished by comparison. The research shows that the low-pressure simulated rotor reflects the actual situation of the low-pressure rotor very well. The research results of the low-pressure simulated rotor can be directly applied to the low-pressure rotor, which lays a foundation for subsequent experiment research, and develops the technologies of structure design and dynamics analysis of double cantilever high-speed flexible rotor.

Key Words: turbofan engine; double cantilever high speed flexible rotor; structure design; dynamics analysis

Received: 2021-08-19; Revised: 2021-10-10; Accepted: 2021-11-15

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China(2013ZB08001)

《航空科学技术》征稿启事

《航空科学技术》创刊于1989年，是由中国航空工业集团有限公司主管、中国航空研究院主办、中航出版传媒有限责任公司《航空科学技术》编辑部编辑出版的科技类中文期刊（月刊，每月25日出版），国内外公开发行。

为交流航空科技成果，促进行业科技进步和人才培养，航空科学基金指定《航空科学技术》为航空科学基金成果的发布平台。

目前，《航空科学技术》已被中国知网数据库、万方数据、超星期刊域出版平台和航空工业科技资源共享平台收录。

征稿范围：

飞行器设计与总体优化关键技术；空气动力学；飞行力学；结构设计；航空材料与制造技术；航空推进技术；导航、制导和控制技术；航空机载系统、机电技术；环控、救生技术；多电飞机和全电飞机关键技术；航空测试技术；航空科学管理及发展战略；其他航空相关技术。

投稿要求：

1. 遵守国家保密规定和《著作权法》有关规定，来稿时需提供科技论文/科技信息外投不涉密审查证明，如发生侵权或泄密问题，责任由作者承担。

2. 投稿邮箱：ast@aviationnow.com.cn；联系电话：010-85672631。

3. 稿件审稿周期一般为2个月，初审通过后需行业专家复审，复审修改后方可录用。

4. 严禁一稿多投，如编辑部发现有一稿多投现象，则该稿件直接按退稿处理，本刊严禁一稿两发，如经发现，则取消该稿在本刊的发表资格。

5. 来稿无论录用与否，一律不退稿，请谅解。

写作要求：

1. 稿件要求论点明确、内容充实、数据可靠、条理清楚、文字简洁。

2. 来稿应含中/英文标题、中/英文摘要、中/英文关键词（5~8个）。摘要既要求简洁精练，又要包含主要内容。说明研究目的，所采用的研究方法，取得的研究成果

和分析得出的最终结论。英文摘要与中文摘要对应，一般用主动语态。

3. 引言应说明课题的背景，引述该领域的国内外同行已取得的进展，以说明本文的选题意义和创新点所在。引言内容不应与摘要和结论雷同，最好不要插图列表。

4. 量和单位的表述应符合国家规定。量符号及下标，应在第一次使用时给出定义。变量用白斜体表示，矩阵、矢量用粗斜体表示。采用国际标准单位，单位符号采用正体。

5. 图、表应提供中/英文图题、表题。

6. 参考文献应遵循“最新、关键、必要和亲自阅读过”的原则，在正文中顺次引述，数量以不少于10篇为宜，未公开发表的资料一般不宜引用。中文参考文献必须同时翻译成英文。文献著录要准确，著录格式如下：

专著：[序号] 编著者. 书名[M]. 版本. 出版地：出版者，出版年：页码。

期刊论文：[序号] 作者. 题目[J]. 刊名，年，卷（期）：页码。

学位论文：[序号] 作者. 题目[D]. 地点：单位，年。

论文集析出的文献：[序号] 作者. 题目[C]//文集主要责任者. 论文集名. 出版地：出版者，出版年：页码。

科技报告：[序号] 作者. 题目[R]. 报告题名及编号，出版地：出版者，出版年。

国际、国家标准、行业规范：[序号] 标准起草者. 标准编号 标准名称[S]. 出版地：出版者，出版年。

专利：[序号] 设计人. 专利题名：专利国别，专利号[P]. 公告日期。

电子文献：[序号] 主要责任者. 电子文献题名[EB/OL]. （发表或更新日期）[引用日期]. 电子文献的出处或可获得地址。

其他未定义文献类型：[序号] 主要责任者. 文献题名[Z]. 版地：出版者，出版年。

7. 作者简介内容包括：姓名、出生年份、性别、学位、职称、主要研究方向、电子邮箱、联系电话，建议提供全部作者简介，以便于读者了解和联系。

8. 基金文章请标注基金编号。航空科学基金论文以及评审结果为优秀的论文优先发表。



投稿文章格式模版请扫描右边二维码获取

航空科学技术

Aeronautical Science & Technology