南京航空航天大学能源与动力学院

基础科研能力训练 计划书

学生姓名		孙尤骐		
学	号	022120119		
专	业	飞行器动力工程		
课	题	基于极性编织的陶瓷基复合材 料转子叶盘结构设计与分析		
指导教师		高希光		

2024 年 6 月

一、训练目的

对陶瓷基复合材料(CMC)与整体叶盘结构展开调研,充分了解在各自领域的优势与当前发展面临的困难,锻炼自身的信息检索与文献阅读能力。学习并熟练掌握建模软件 TexGen、Unigraphics NX(UG),有限元计算软件 Ansys 中 Static Structural 静力结构分析模块,以及后处理软件 Origin、Tecplot 的使用方法,锻炼自身的模型 建立与有限元分析能力。

二、训练内容

为了分析基于极性编织的陶瓷基复合材料(CMC)转子叶盘结构在旋转工况下的 力学性能,在训练开始前选修了《航空发动机陶瓷基复合材料结构分析与设计》课 程,并进行国内外研究现状调研。在训练前期,建立1/15叶盘模型,并进行铺层结 构划分,同时还建立了叶盘整体的极性编织骨架模型。接着,建立一系列不同几何 参数的基于 2D 平纹编织的编织体 RVE 模型,力学性能的仿真。随后利用材料性能 参数给叶盘模型赋值,得到了旋转工况下叶盘结构的应力分布,与传统高温合金材 料叶盘的应力分布比对,验证 CMC 材料力学性能的优越性。

三、训练计划

时间	训练执行情况
2023.06—2023.08	进行陶瓷基复合材料及整体叶盘结构国内外研究现状的调 研,并撰写调研报告。
2023.09—2023.11	选修《航空发动机陶瓷基复合材料结构分析与设计》课程, 建立 1/15 的叶盘模型与叶盘整体的极性编织骨架模型。
2023.11—2024.01	建立编织体 RVE 模型,进行基本力学性能的仿真。
2023.02—2024.03	进行旋转工况下陶瓷基复合材料叶盘的力学性能仿真,与 传统高温合金叶盘结构的力学性能进行比对,证明陶瓷基复 合材料力学性能的优越性。
2023.04—2023.06	了解相关实验设备和操作,整理相关素材,撰写总结报告。

南京航空航天大学能源与动力学院 基础科研能力训练 阶段总结报告

学生姓名		孙尤骐		
学	号	022120119		
专	业	飞行器动力工程		
课	题	基于极性编织的陶瓷基复合材 料转子叶盘结构设计与分析		
指导教师		高希光		

2023年12月

1 阶段目标

选修《航空发动机陶瓷基复合材料结构分析与设计》课,学习 TexGen 软件, 并基于 C++语言编写了一套程序用于描绘复合材料断裂前的应力-应变曲线。

2 进展情况

2.1TexGen 软件学习

TexGen是一款基于通用公共许可的开源软件,由诺丁汉大学开发,用于对 纺织结构的几何形状进行建模。诺丁汉大学的研究小组使用TexGen作为各种性 能模型的基础,包括织物力学、渗透性和复合力学行为。



建模过程的学习如下。

图 1 TexGen 主界面

打开TexGen软件,最上方的若干窗口分别是文件(File)、窗口(Window)、纺织品(Textiles)、建模者(Modeller)、域(Domain)、渲染(Rendering)、Python、工具(Tools)、选项(Options)等等。左侧的边栏则可以帮助使用者快速定位到具体窗口,并选择各个窗口中的具体选项。

2.1.1 2D 平纹编织模型建立

点击纺织品窗口下的Weave选项创建一个新的编织式样,设置经纱数量为4条,纬纱数量为4条,纱线间距为1,纱线宽度为0.8,纤维厚度为0.2,层数

为4层,并且创建默认的域:

Weave Wizard				×
7E	This wizard will cre Warp Yarns: Weft Yarns:	ate a 2D textile weater a	ave model for you.	
	Yarn Spacing: Yarn Width:	1 0.8		
	Fabric Thickness:	0.2		
	☑ Create layered ☑ Create default	textile domain	Number of weave layers:	4 •
	Add 10% to do	omain height	Gap size:	0
	✓ Force in-plane ☐ Shear textile	tangents at nodes	Shear angle (degrees):	0.0
			< Back Next	: > Cancel

图 2 创建导向程序

随后设置编织样式,右击可以查看经纱与纬纱之间的层叠状态:



图 3 设置编织样式



随后可以设置域的参数,使模型域一个顶点位于笛卡尔坐标系的原点处:

图 4 设置域的参数

0.02 0</td

在Rendering窗口中可以选择渲染编织节点(Rendering→Display Nodes):



渲染编织品体积(相当于进行网格的划分)(Rendering→Display Volume):



2.1.2 2D 斜纹编织模型建立

点击纺织品窗口下的Weave选项创建一个新的编织式样,设置经纱数量为6条,纬纱数量为6条,纱线间距为1,纱线宽度为0.8,纤维厚度为0.2,层数为6层,并且创建默认的域。随后设置编织样式,将编织样式修改为斜纹编织。





图 10 渲染编织路径





图 12 渲染编织品体积

2.1.3 2D 缎纹编织模型建立

点击纺织品窗口下的Weave选项创建一个新的编织式样,设置经纱数量为 10条,纬纱数量为10条,纱线间距为1,纱线宽度为0.8,纤维厚度为0.2,层 数为10层,并且创建默认域。随后设置编织样式,将编织样式修改为斜纹编 织。



图 10 渲染编织品表面

2D缎纹编织的网格划分较为细小,显示得不明显。



2.1 纤维束复合材料的力学模型

2.1.1 基于混合理论(Rule of Mixtures Theory)的无损伤状态力学模型

对于代表性体积元(Representative Volume Element)分析基于以下 3 个假设: (I) 在简单载荷作用下,体积元仅产生相应内力;(II) 在纵向(纤维长度方向)力 作用下,体积元中纤维和基体的纵向应变相等;(III) 在其他简单外载作用下,体 积元纤维和基体产生的内应力相等。首先不考虑因为温度变化引起的热应力,体 积元纵向受载时可视为"并联承载":

$$\sigma_f A_f + \sigma_m A_m = \sigma_c A_c$$

即:

$$\varepsilon_f E_f A_f + \varepsilon_m E_m A_m = \varepsilon_{fc} E_c A_c$$

根据上述基本假设(II):

 $\varepsilon_f = \varepsilon_m = \varepsilon_c$

所以:

$$\frac{A_f}{A_c}E_f + \frac{A_m}{A_c}E_m = E_c$$
$$E_c = v_f E_f + v_m E_m$$

其中v_f与v_m分别代表了代表性体积元中纤维与基体的体积分数。

接着推导混合理论中热膨胀系数α_c的公式,在温度变化下,纤维、基体和代表性体积元三者变形相同,纤维、基体中应力不为0,代表性体积元应力为0。即:

$$\begin{cases} \varepsilon_f = \varepsilon_m = \varepsilon_c \\ \nu_f \sigma_f + \nu_m \sigma_m = 0 \end{cases}$$

由材料力学基本原理:

$$\varepsilon_{f} = \frac{\sigma_{f}}{E_{f}} + \alpha_{f} \Delta T \Longrightarrow \sigma_{f} = (\varepsilon_{f} - \alpha_{f} \Delta T) E_{f}$$
$$\varepsilon_{m} = \frac{\sigma_{m}}{E_{m}} + \alpha_{m} \Delta T \Longrightarrow \sigma_{m} = (\varepsilon_{m} - \alpha_{m} \Delta T) E_{m}$$
$$\varepsilon_{c} = \alpha_{c} \Delta T \Longrightarrow \alpha_{c} = \frac{\varepsilon_{c}}{\Delta T}$$

因为 $v_f \sigma_f + v_m \sigma_m = 0$, 于是有:

$$\nu_f (\varepsilon_f - \alpha_f \Delta T) E_f + \nu_m (\varepsilon_m - \alpha_m \Delta T) E_m = 0$$

$$\nu_f \left(\frac{\varepsilon_f}{\Delta T} - \alpha_f\right) E_f + \nu_m \left(\frac{\varepsilon_m}{\Delta T} - \alpha_m\right) E_m = 0$$

因为 $\varepsilon_f = \varepsilon_m = \varepsilon_c$,于是有:

$$\nu_f (\alpha_c - \alpha_f) E_f + \nu_m (\alpha_c - \alpha_m) E_m = 0$$
$$\alpha_c = \frac{\alpha_f \nu_f E_f + \alpha_m \nu_m E_m}{\nu_f E_f + \nu_m E_m} = \frac{\alpha_f \nu_f E_f + \alpha_m \nu_m E_m}{E_c}$$

2.1.2 损伤后的剪滞力学模型(Shear-Lag Model)

取两条相邻基体裂纹间区域为代表性体积元,将边界条件带入基本方程,得 到纤维的应力分布:

$$\sigma_{\mathbf{f}}(x) = \begin{cases} \frac{\sigma}{\nu_{f}} - \frac{2\tau}{r_{f}} \left(\frac{L}{2} - x\right), & \frac{L}{2} - d \le x \le \frac{L}{2} \\ \sigma_{f_{0}}, & 0 \le x \le \frac{L}{2} - d \end{cases}$$

对纤维的应力分布在整个纤维长度上进行积分,可得整个纤维长度上的加权 平均应力,进而可得纤维束复合材料平均应变:

$$\overline{\varepsilon_c} = \overline{\varepsilon_f} = \frac{2}{E_f L} \int_0^{L/2} \sigma_f(x) dx + (\alpha_f - \alpha_c) \Delta T$$
$$= \frac{2}{E_f L} \left[\int_0^{L/2-d} \sigma_{f0} dx + \int_{L/2-d}^{L/2} \left(\frac{\sigma}{\nu_f} + \frac{2\tau}{r_f} \left(x - \frac{L}{2} \right) \right) dx \right] + (\alpha_f - \alpha_c) \Delta T$$
$$= \frac{2}{E_f L} \left[\frac{\sigma}{\nu_f} d - \frac{\tau}{r_f} d^2 + \sigma_{f0} \left(\frac{L}{2} \right) - d \right] + (\alpha_f - \alpha_c) \Delta T$$

于是可以得到本构方程:

$$\overline{\varepsilon_c} = \frac{2}{E_f L} \left[\frac{\sigma}{v_f} d - \frac{\tau}{r_f} d^2 + \sigma_{f0} \left(\frac{L}{2} \right) - d \right] + \left(\alpha_f - \alpha_c \right) \Delta T$$

由此方程可知,影响应力-应变相应的因素主要有:

- (1) 基体裂纹间距L, 随着基体开裂逐渐减小;
- (2) 界面剪切应力τ,在单项拉升中保持不变;
- (3) 纤维体积分数v_f,随着纤维断裂逐渐减小。

2.2 纤维束复合材料应力-应变响应计算

2.2.1 计算模型及基本参数

(1) 计算流程如下图如所示:



图 12 应力-应变计算流程图

(2) 基体开裂采用以下模型:

$$D = D_{sat} 1 - exp\left[-\left(\frac{\sigma}{\sigma_0^m}\right)^{m_m}\right]$$

 $D_{sat} = 2.5 mm^{-1}$, 是饱和基体裂纹密度;

 $m_m = 5$, $\sigma_0^m = 160 MPa$, 是模型常数。

(3) 纤维断裂采用以下模型:

$$P = 1 - exp\left[-\left(\frac{\sigma}{\sigma_0^f}\right)^{m_f}\right]$$

 $m_f = 24, \ \sigma_0^f = 500 MPa$, 是模型常数。

(4) 材料参数如下:

表 1 材料参数						
Item	Value	Item	Value	Item	Value	
E _f /GPa	160	ν_{m}	0.77	$r_{\rm f}/\mu m$	6.5	
E _m /GPa	190	$\alpha_f/10^{-6}/^{\circ}C$	3.1	$\Delta T/^{\circ}C$	-1000	
ν_{f}	0.23	$\alpha_m/10^{-6}/^{\circ}C$	4.6	τ/Mpa	15	

表1 材料参数

2.2.2 计算代码及结果



图 13 应力-应变计算结果

附代码:

- 1. #include <iostream>
- 2. #include <cmath>
- 3. //以宏定义的方式定义一些材料参数
- 4. #define Shearing_stress 15.00 //剪切应力(单位: MPa)
- 5. #define Elastic_model_f 160000.00 //纤维弹性模量(单位: MPa)
- 6. #define Sigma_0_f 500.00
- 7. #define M_f 24.00 //计算纤维断裂率的模型常数
- 8. #define Sigma_0_m 160.00
- 9. #define M_m 5.00
- 10. #define D_sat 2.50 //计算基体裂纹密度的模型常数
- 11. #define Radius_f 6.50 //纤维半径(单位: um)

//纤维膨胀系数(单位: e-3/千摄氏度) 12. #define Alpha_f 0.0031 13. #define Alpha_m 0.0046 //基体膨胀系数(单位: e-3/千摄氏度) 14. #define Delta_t -1.00 //温差(千摄氏度) 15. 16. using namespace std; 17. double Failure_probability(double sigma)//纤维失效概率函数 18. { 19. **double** stress_ratio_f=sigma_0_f; 20. double P=1.00-exp(-pow(stress_ratio_f,M_f)); 21. return P; 22. } 23. 24. double Density_of_Cracks(double sigma)//基体裂纹密度函数 25. { 26. **double** stress_ratio_m=sigma/Sigma_0_m; 27. double D=D_sat*(1.00-exp(-pow(stress_ratio_m,M_m))); 28. return D; 29. } 30. 31. double Distance_of_cracks(double D)//裂纹间距函数 32. { 33. double L; 34. L=1000.00/D; 35. return L; 36. } 37. 38. double Length(double sigma, double v_f)//界面脱粘长度函数 39. { 40. double d; 41. d=Radius_f/(2.00*Shearing_stress)*(sigma/v_f-Sigma_0_f); 42. return d; 43. } 44. double Strain(double sigma,double L,double v_f,double d)//应变函数 45. { 46. double strain; 47. **double** Geometric_strain; //几何应变 48. **double** Temperature_strain; //温度应变 Geometric_strain=(2.00/Elastic_model_f/L)*(sigma*d/v_f-49. Shearing_stress*d*d/Radius_f+Sigma_0_f*(L/2.00-d)); 50. Temperature_strain=(Alpha_f-Alpha_m)*Delta_t; 51. strain=Geometric_strain+Temperature_strain; 52. **return** strain; 53. } 54. **int** main()

```
55. {
56.
     double sigma=0.00; //施加应力初始化(单位: MPa)
57.
     double p=0.00; //纤维失效概率初始化
58.
     double v_f=0.23; //纤维体积分数初始化
59.
               //基体裂纹密度
     double D;
60.
     double L;
                   //裂纹间距
61.
     double d;
                  //界面脱粘长度
62.
     double epsilon;
                    //纤维束复合材料应变响应
63.
     for( ;p<=0.9;sigma+=10.00)
64.
     {
65.
       p=Failure_probability(sigma);
66.
       v_f=v_f*(1.00-p);
67.
       D=Density_of_Cracks(sigma);
       L=Distance_of_cracks(D);
68.
69.
       d=Length(sigma,v_f);
70.
       epsilon= Strain(sigma,L,v_f,d);
71.
       cout<<sigma<<" "<<epsilon<<endl;
72.
     }
73.
     return 0;
```

训练内容	文书写作能 力(满分30)	文献检索及 阅读能力 (满分30)	科研工具软 件使用能力 (满分40)	总分	评阅教师签 字
指导老师打分 (平时成绩)					
评审老师打分 (考核成绩)					

南京航空航天大学能源与动力学院

基本科研能力训练 总结报告

学生姓名	孙尤骐	
学 号	022120119	
专业	飞行器动力工程	
课题	基于极性编织的陶瓷基复合材 料转子叶盘结构设计与分析	
指导教师	高希光	

2024年6月

1 训练过程概述	4
1.1 训练目标及内容	4
1.2 训练执行情况	4
2 文献综述	5
2.1 纤维增强陶瓷基复合材料	5
2.1.1 纤维增强陶瓷基复合材料性能概述	5
2.1.2 CMC 涡轮转子的设计与制备	7
2.1.3 CMC 复合材料在外国航空发动机上的应用进展	9
2.1.4 CMC 复合材料在国内航空发动机上的应用进展	
2.2 整体叶盘结构	
3综合训练过程及成果	12
3.1 训练过程 1	
3.1.1 建立 RVE 模型	12
3.1.2 RVE 模型网格划分	13
3.1.3 边界条件设置	15
3.2 计算结果与处理 1	
3.3 训练过程 2	
3.3.1 叶盘模型建立	19
3.3.2 网格划分与边界条件设置	20
3.4 计算结果与处理 2	
3.5 训练过程 3	
3.5.1 叶盘模型优化	22

3.5.2 网格划分与边界条件设置	
3.6分析与总结	24
4 训练收获及感想	26
4.1 收获	26
4.2 感想	26
5参考文献	27

基于极性编织的陶瓷基复合材料转子叶盘结构设计与

分析

1 训练过程概述

为了分析基于极性编织的陶瓷基复合材料转子叶盘结构在旋转工况下的力 学性能,在训练开始前选修了《航空发动机陶瓷基复合材料结构分析与设计》 课程,并进行国内外研究现状调研。在训练前期,使用UG软件建立了1/15叶盘 模型,并进行铺层结构划分,同时还建立了叶盘整体的极性编织骨架模型。接 着,使用TexGen软件建立了一系列不同几何参数的基于2D平纹编织的编织体 RVE模型,并导入Ansys Static Structural进行基本力学性能的仿真。随后,利用 上述获得的材料性能参数给叶盘模型赋值,得到了旋转工况下叶盘结构的力学 性能,并与传统高温合金材料的叶盘结构力学性能进行比对,证明了陶瓷基复 合材料力学性能的优越性。

1.1训练目标及内容

训练目标:学习陶瓷基复合材料这一新型材料与整体叶盘结构,充分了解 其在各自领域的优劣性,锻炼自身的信息检索与文献阅读能力。学习并熟练掌 握建模软件TexGen、Unigraphics NX(UG),有限元计算软件Ansys中Static Structural静力结构分析模块,以及后处理软件Origin、Tecplot的使用方法,锻炼 自身的模型建立与有限元分析能力。

训练内容: 文献阅读, Texgen、UG软件建模, Ansys Static Structural软件仿 真, Origin、Tecplot软件后处理。

1.2训练执行情况

时间	训练执行情况
2023.06-2023.08	进行陶瓷基复合材料以及整体叶盘结构国内外研究现状的调 研,并撰写调研报告。

第4页共29

2023.09—2023.11	选修《航空发动机陶瓷基复合材料结构分析与设计》课程,建 立1/15的叶盘模型与叶盘整体的极性编织骨架模型。
2023.11—2024.01	建立编织体RVE模型,进行基本力学性能的仿真。
2024.02—2024.03	进行旋转工况下陶瓷基复合材料叶盘的力学性能仿真,与传 统高温合金叶盘结构的力学性能进行比对,证明陶瓷基复合材 料力学性能的优越性。
2024.04—2024.06	了解相关实验设备和操作,整理相关素材,撰写总结报告。

2 文献综述

2.1 纤维增强陶瓷基复合材料

2.1.1纤维增强陶瓷基复合材料性能概述

推重比是衡量发动机技术水平和工作能力的综合指标之一。提高推重比一 直是航空发动机不断追求的目标^[1]。

随着气动热力学的发展、部件综合设计技术的进步、结构简化带来的减重 以及材料工艺等专业的综合发展,发动机推重比逐渐提高^[2]。但是,在维持发 动机布局和不改变常规金属材料的前提下,气动、热力、部件设计以及结构减 重等技术手段的改进,最高只能将发动机的推重比提高至14左右^[2]。研究认为, 提高结构效率和单位推力是提升涡轮发动机推重比的两个重要途径。途径一是 寻找更轻质、高强度的结构材料以提高结构效率;途径二是提高涡轮进口燃气 温度以提高单位推力/功率,即必须提高涡轮材料的耐温性能^[3]。

对于推重比12~15及更高推重比的发动机,则必须在新材料、新工艺应用和新结构设计等方面取得更大突破,如在发动机低温部件(外涵机匣、风扇机匣等) 使用树脂基复合材料(polymer matrix composites, PMC)或金属基复合材料(metal matrix composites, MMC),才能使推重比最终达到15及以上^[2]。对于推重比 15~20的发动机,新材料、新工艺及相应新结构对提高推重比的贡献将高达 50%~70%^[4]。 由此可见,先进军用航空发动机单位推力和结构效率的提高越发依赖于先进材料、工艺及相关结构的应用^[5]。而传统金属材料则因减重空间有限,已愈发难以满足高推重比航空发动机对高温部件的性能需求。

正如上文所述,提高涡轮进口燃气温度可直接提升航空发动机的综合性能, 因此,在过去八十年里航空发动机涡轮进口前燃气温度急剧提高。推重比为7~8 的第三代涡扇发动机,涡轮前进口温度为1250~1400℃左右;推重比为10的第四 代涡扇发动机,涡轮前进口温度达到1550~1700℃,第四代战机F22的发动机 F119涡轮前进口温度更是达到了1900K;面向未来的推重比12~15的发动机涡轮 前进口平均温度超过2000K,推重比15~20以上的发动机涡轮前进口温度最高可 达2200K~2450K,远超高温合金材料的耐温极限(单晶材料:1350K)^[6]。此外,高 推重比发动机的冷气量不增反减,结构重量大幅降低,这些都成为高温合金无 法突破的瓶颈。^[7]因此,新一代军用航空发动机对新型耐高温结构材料的需求 愈发迫切。

陶瓷材料的耐高温、低密度、高比强、高比模、抗氧化和抗烧蚀等优异性 能使其具有接替金属作为新一代高温结构材料的潜力。但是陶瓷材料的脆性大 和可靠性差等致命弱点又阻碍其实用化。^[8]

CMC材料是由高强度的陶瓷纤维和陶瓷基体复合而成,在继承单相陶瓷耐高温的优点基础上,通过增韧机理设计,达到增加材料韧性的目的。按照编织方式可分为三大类:单向纤维、2/2.5维编织、3维编织。CMC材料一般包括四大结构单元:增强纤维、陶瓷基体、增强纤维和陶瓷基基体之间的界面相以及表面环境障碍涂层^[9]。

以碳化硅陶瓷基复合材料(SiC_f /SiC CMC)为例,通过在SiC陶瓷基体中引入 SiC增强纤维,大幅度提高强度、改善脆性。CMC材料的结构和组织特征决定 了其保留了碳化硅陶瓷材料耐高温、抗氧化、耐磨耗、密度小、耐腐蚀等优点, 同时SiC纤维的增强增韧机制使得材料对裂纹不敏感,克服了陶瓷材料脆性大、 可靠性差等致命弱点,从而成为各国重点研究的战略热结构材料^[10]。相比于镍 基高温合金,CMC材料有以下显著优势^[11]:

(1)高温下优异的持久强度;

(2)CMC材料密度在2.0~2.5g/cm³之间,仅为高温合金的1/4~1/3,可以显 著减轻发动机整体重量(发动机减重30%~70%),从而大幅提高推重比;

(3)比高温合金能承受更高的温度,CMC材料耐温极限比镍基高温合金提高约150K,可达1500K,可显著减少冷却气消耗量约15%~25%,从而提高发动机效率;

(4)可设计性强,纤维纺织技术的引入使得CMC可设计性和结构适应性大幅 提高,伴随着计算机CAE技术发展,CMC材料力学分析模型也向微-细-宏观多 尺度发展,材料设计和结构设计耦合性提高,可根据不同部件的性能需求设计 可达到最佳的热/力特性匹配。

2.1.2 CMC涡轮转子的设计与制备

【纤维预制体】

CMCs涡轮转子件设计与航空发动机静止件具有显著区别,依据复合材料 特有的结构/功能可设计特性,各国研究者研制了多种类型涡轮转子预制体,以 满足不同发动机工况需求。根据载荷和寿命需求,CMCs涡轮转子的预制体可 以采用碳纤维和碳化硅纤维制备^[12]。

西北工业大学研究并筛选了多种涡轮转子预制体结构。一种 2D 叠层涡轮 转子预制体采用普通平纹纤维布堆叠成型,上下铺层纤维之间夹角固定为 15°~30°。铺层达到厚度后,采用 Z 向穿刺方法将各层之间"缝合",提高盘体厚 度方向结合强度^[3]。

另外,西北工业大学还发展了一种 2D 极性编织涡轮转子预制体。预制体 单元层由环向连续纤维和径向放射状纤维交织而成。随着径向纤维间距的增加, 在径向纤维夹角合适部位加纱,保证盘体纤维体积分数均匀分布。然后将织就 的单元层自下而上堆叠铺层,在 Z 向穿刺完成涡轮转子预制体成型^[3]。

【陶瓷化制备】

CMC涡轮转子可选用 C 或 SiC 基体。C 基体可以承受更高温度,适用于液体火箭发动机这类温度高、服役时间不长的动力装置^[3]。SiC 基体的抗氧化性能好,能满足航空发动机热端部件长寿命使用要求。CMC复合材料的陶瓷化主要

有浆料浸渍热压法(SI-HP, Slurry infiltrating hot pressure)、先驱体浸渍热解法 (PIP, Precursor infiltration and pyrolysis)、反应熔体渗透法(RMI, Reactive melt infiltration),以及化学气相渗透法(CVI, Chemical vapor infiltration)等几种工艺。

化 学 气 相 渗 透 法(CVI, Chemical vapor infiltration)由法国波尔多大学的 Naslain 教授于 20 世纪 70年代发明^[13]。典型工艺过程是将纤维预制体放置在温 度均匀且无明显强制气体流动的 CVI 反应室中,气体先驱体(比如三氯甲基硅烷 或天然气)按照一定比例进入反应室,通过扩散或由压力差产生的定向流动输送 至纤维预制体周围后再向其内部扩散,此时先驱体气体在孔隙内发生化学反应, 生成的固体产物 (成晶粒子)沉积在孔隙壁上,成晶粒子经表面扩散进入晶格点 阵,使孔隙壁的表面逐渐增厚。为了提高致密化度,CVI 过程通常是在低温 (800~1100°C)和低压(1~10kPa)条件下,旨在降低反应速度并提高气体分子在多 孔纤维编织体中的平均自由程。^[14]为提高复合材料的致密化程度,通常在沉积 过程中需要对毛坯材料表面进行加工,打通内部孔道,以得到高密度的复合材 料。因此,CVI 工艺制造周期较长,且不适合制造较厚的构件。尽管存在这些 不足,但 CVI 工艺成熟度较高,是最早实现发动机构件工程化应用的方法^[15]。

GE 公司从20世纪 90年代初开始研发反应熔体渗透法(RMI, Reactive melt infiltration)^[13]。首先在连续纤维表面沉积"专有"涂层。然后,将带涂层的纤维转化成预制带,将预制带切成不同热压罐固化,形成多孔形状,把切好的条带在定形工装中垒叠,然后送入热压罐固化,形成多孔C结构。再将零件与熔融的Si接触,将基体内部的多孔C 转化成 SiC 基体。GE公司现在几乎能够生产出完全致密的零件,同时纤维性能也没有损失^[16]。

聚合物浸渍裂解工艺(PIP, Polymer infiltrationand pyrolysis)具有分子可设计、制备温度低,材料高温性能好等特点^[17]。NASA主要采用CVI+PIP混合工艺制备CMC涡轮转子件^[18]。基本过程是:首先采用CVI工艺制备毛坯CMC材料,然后将其放置在陶瓷前躯体聚合物(如聚碳硅烷)溶液中,采用真空或加压浸渍方法将前躯体聚合物导入到毛坯材料孔隙中,再经真空裂解,将前躯体转化为陶瓷基体,如此反复多次,增加CMC的致密化程度^[19]。

现阶段 CVI 法和RMI 法都已实现大规模工业化生产,PIP法制备大型部件 也逐步达到实用化水平,能够显著提高生产效率,但是以上几种制备工艺由其 工作原理导致均存在显著的局限性,因此在制备结部件时应根据热-力学特征选 择相应的制备工艺。对于某些特殊要求的应用领域,CMC的制备不限于某一种 制备工艺,可同时结合多种制备方法以满足部件的设计要求^[3]。

【CMC涡轮转子件加工】

精密加工技术是实现 CMC 涡轮转子件工程应用的关键^[20]。无论是 C/SiC 还是 SiC/SiC 都是由纤维增强体、纤维界面层、SiC 基体这三种基本组元构成。 CMC内 部 通 常 存 在 有 5%~10% 的 气 孔 率 ,因 此CMC材料的化学组分和物 理属性都不均匀^[21]。另外,SiC 基体属于超硬材料,莫氏硬度为9.2~9.7,仅次 于金刚石。这种不均匀性和超硬特点造成加工刀具易损伤,材料本体易崩边; 再加上 CMC涡轮叶片的型面精度要求很高,因此 CMC涡轮转子件加工的难度 极大,初步估计要比金属涡轮转子和 CMC静止件加工难度高几倍以上^[22]。

CMC 材料常用加工方法有磨削加工、磨料流切割加工、电火花、激光加工等。综合运用各种加工手段,再结合适当的 CMC加工时间窗口,才能实现CMC转子件高效、高质量、低损伤的加工与成型^[23]。

2.1.3 CMC复合材料在外国航空发动机上的应用进展

目前,各航空强国普遍认为: CMC 是航空发动机高温结构材料的关键核心 技术之一,直接体现一个国家先进航空发动机和先进武器装备的设计和制造能 力。

欧美等航空发达国家在航空发动机用CMC构件的研制与应用方面,遵循先静止件后转动件,先中温件(700~1000°C)后高温件(1000~1300°C),先简单件后复杂件的发展思路,优先发展中温中等载荷(应力低于120MPa)静止件(密封片/调节片、内锥体等);以此为基础发展高温中等载荷(应力低于120MPa)静止件(火焰筒、火焰稳定器、涡轮外环、导向叶片等);然后发展高温高载荷(应力高于120MPa)转动件(涡轮转子叶片等)。

从20世纪90年代开始,欧美以推重比8~10一级航空发动机(如F119、EJ200、

F414、M88-III、TRENT800等)为演示验证平台,对CMC构件进行了大量应用验证,历时二十余年目前仍在进行。结果表明,CMC可使中等载荷静止件减重50%以上,并显著提高其疲劳寿命。总体而言,喷管调节片/密封片等中温中等载荷静止件已完成全寿命验证并进入实际应用和批量生产阶段;燃烧室火焰筒和内外衬等高温中等载荷静止件正进行全寿命验证,有望进入实际应用阶段;而涡轮转子和涡轮叶片等高温高载荷转动件尚处于探索研究阶段,使用寿命与应用要求相距甚远。^[24]

2.1.4 CMC复合材料在国内航空发动机上的应用进展

我国高推重比航空发动机的研究起步较晚,但近年来国内已经全面突破了 CMC及高性能SiC 纤维制备技术,并进行了航空发动机多种构件设计、研制与 考核,虽尚需深入开展系统工作,但应用研究还是取得了重大进展,积累了一 定的工程应用研究经验,以三航院校、中国科学院上海硅酸盐研究所、航空工 业复合材料技术中心等为代表的高等院校、研究所研制的燃烧室浮壁瓦片模拟 件、全尺寸喷管调节片等分别进行了试验台短时考核和发动机短期挂片试车考 核,构件热态性能良好,已进入应用验证阶段,为CMC的工程应用奠定了坚实 基础。^[1]

2.2 整体叶盘结构

整体叶盘结构是把发动机转子的叶片和轮盘设计成一个整体(如图1所示), 采用整体加工或焊接工艺(叶片和轮盘材料可以不同)制造而成,无需加工出叶 片的榫头与轮盘上的榫槽结构以及相应的锁紧装置^[25]。这种整体结构的优点是: 叶盘的轮缘径向高度、厚度与叶片原榫头部位尺寸均可减小,从而使得盘的整 体厚度也能够随之减小,整体减重效果明显。由于榫头-榫槽结构的取消,零件 数量随之大幅减少,发动机转子部件的结构大为简化,同时,还消除了分体结 构榫齿根部缝隙中气体的逸流损失,提高气动效率;避免了叶片和轮盘装配不



(a)分离榫槽结构



(b)整体叶盘结构

图1航空发动机盘与叶片结构示意图

当造成的微动磨损、裂纹、锁片损坏带来的故障,以及磨蚀磨损产生的附加应力,从而有利于提高发动机工作效率,可靠性得以进一步提升^[26]。

自20世纪80年代中期以来,西方发达国家在新型航空发动机设计中大量地 采用了整体叶盘结构作为结构和气动布局形式,例如F119-PW-100,F100-PW-229A,XTC67/1 核心机,F414-GE-400,F110-GE-129R,GESFAR试验风扇, EJ200 等军用高性能发动机,以及BR715,P.A.T 验证核心机、基准发动机等民 用发动机上均成功应用了整体叶盘结构(见表1)[27]。

发动机型号	军、民用	采用整体叶盘结构的级
EJ200	军用	1~3级风扇,高压压气机
F414-GE-400	军用	2~3级风扇, 1~3级高压压气机
F110-GE-129R	军用	1~3级风扇
F100-PW-229A	军用	2~3级风扇
F119-PW-100	军用	所有风扇及高压压气机
GESFAR试验风扇	军用	1级风扇
BR715	民用	2级增压压气机
P.A.T 验证核心机	民用	8、9级高压压气机

表120世纪80年代后西方军用和民用飞机采用整体叶盘状况

整体叶盘结构代表了第四、第五代高推重比航空发动机技术的发展方向, 已成为高推重比发动机的必选结构。但是整体叶盘式结构也存在着一定的问题, 例如,整体叶盘结构的可维修性差,叶片损坏后需要整体拆卸更换,且叶片的 修复方式常利用线性摩擦焊或3D打印技术,对于技术成熟度的要求高。

目前,整体叶盘制造技术主要有以下5种^[26]:

(1)精密锻造技术; (2) 精密铸造技术; (3) 线性摩擦焊接技术; (4) 数控铣削加工技术; (5) 电解加工技术。

3综合训练过程及成果

3.1 训练过程1

3.1.1 建立RVE模型

基于已有的编织结构代表性体积单元,将纱线截面视作椭圆截面,其长半径为0.6mm,短半径为0.16mm(如图2所示)。利用TexGen软件建立一系列不同几何参数2D平纹编织形式的RVE模型。建模的思路保持周线纱线的相对间距不变(即TexGen中Y向沿伸的纱线间距不变),从叶盘整体的极性编织骨架模型(如图3(a)所示)中量取不同半径处径向纱线的相对间距(即TexGen中X向沿伸的纱线间距),建立RVE模型,以获取叶盘结构不同半径处的力学性能参数。



3.1.2 RVE模型网格划分

基于已有的试验数据,纱线(Fiber)与基体(Matrix)的基本力学性能参数如表 2所示:

表 2 纱线与基体基本力学性能参数					
Fiber					
Item	Value	Item	Value	Item	Value
Ex	301GPa	E_y	301GPa	Ez	282GPa
μ_{xy}	0.22	μ_{yz}	0.28	μ_{xz}	0.28
G_{xy}	102GPa	G_{yz}	127GPa	G_{xz}	127GPa
Matrix					
Item	Value	Item	Value	Item	Value
Е	350GPa	μ	0.25	G	140GPa

将纱线(Fiber)与基体(Matrix)的基本力学性能参数导入Ansys worbench的工程

数据。

属性大	闲行3: Fiber			• F	L X
	А	В	с	D	Е
1	属性	值	单位	8	Ġ⊋
2	🔁 材料场变量	□□ 表格			
3	💷 📔 正交各向异性弹性				
4	杨氏模里X方向	272	GPa 💌		
5	杨氏模里Y方向	153.3	GPa 💌		
6	杨氏模量Z方向	153.3	GPa 💌		
7	泊松比XY	0.2			
8	泊松比YZ	0.3			
9	泊松比×z	0.2			
10	剪切模量XY	60.5	GPa 💌		
11	剪切模量YZ	50.1	GPa 💌		
12	剪切模重XZ	60.5	GPa 🔻		

(a) 纱线(Fiber)

属性大	网行4: Matrix			• P	i X
	A	В	с	D	Е
1	属性	值	单位	8	Ġ₽
2	🔁 材料场变量	□□ 表格			
3	🗉 🎦 各向同性弹性				
4	衍生于	杨氏模量与泊松比			
5	杨氏模里	350	GPa 💌		
6	泊松比	0.25			
7	体积模里	2.3333E+11	Pa		
8	剪切模量	1.4E+11	Pa		

(b) 基体(Matrix)

图 4 导入纱线与基体材料参数

将RVE模型导入Ansys Mechanical,随后进行网格划分。由于整个基体外框架是一个4mm*4mm*1mm的规则六面体,将网格的单元尺寸设置为0.08mm,并

在基体与纤维的交界处加密网格,将加密倍数设置为1倍。以单元质量与纵横比 作为网格质量的评价标准,二者均在可观的范围内,故认为网格质量良好,进 行仿真计算的下一步操作。

如上文模型所示,RVE模型中的纱线沿固定方向规律地沿伸,由于SiC材料的纱线为各向异性材料,所以需要规定每个网格单元的方向以便给材料性能参数赋值。设置单元方向即是以纱线的延伸方向为局部坐标系X方向,以纱线的相对宽度方向为局部坐标系Y方向,以纱线的相对厚度方向为局部坐标系Z方向。







第14页共29

将纤维与基体、纤维与纤维之间的接触方式设置为绑定(Bonded Contact), 即法向与切向均约束,接触区域被视为完全连接在一起,不允许面或线间有相 对滑动或分离,类似于共结点的设置,接触长度/面积保持不变,因此适用于线 性求解。而在实际应用中,绑定接触通常用于模拟完全固定的连接,如焊接、 铆接等,在这些情况下,模型间不存在相对运动,而纤维与基体、纤维与纤维 之间的接触并不能保证为完全理想的绑定,故仿真结果与试验结果会存在一定 的偏差。



图 7 编织结构代表性体积单元接触方式

按照弹性模量的定义E=σ/ε与泊松比的定义μ_{ij}=ε_j/ε_i,若要求出RVE模型的弹 性模量、泊松比等基本力学性能参数,则必先分别获得其在一定载荷下的应力 与应变分量。

经过多次尝试,采用以下边界条件设置:规定法向为-X方向平面的X方向 位移为0,再选取该面上的任意两点,规定其Y、Z方向位移为0。该边界条件既 允许了泊松效应产生,不会产生过约束,也不会产生刚体位移,最为合适。 在上述平面正对的平面(即法向为+X方向的平面)施加一X方向、大小为1.6 ×10⁻⁴(mm)的面位移约束,以此位移代替应变,则应变即为4×10⁻⁵(mm/mm)。



图 8 拉伸模型边界条件

接下来计算RVE模型的剪切模量G。按照剪切模量的计算公式 $G_{ij} = \frac{\tau_{ij}}{\gamma_{ij}}$,在 计算之前必须得到该平面的切向应力与切向应变。与上文的边界条件设置类似,规定法向为-X方向平面的X方向位移为0,再选取该面上的任意两点,规定其Y、 Z方向位移为0。在上述平面正对的平面(即法向为+X方向的平面)施加一Y方向、 大小为20N的剪力(面力),则剪应力即为5MPa,而基于弹性体的小变形假设, 剪应变可以做y ≈ tany的近似处理。



图 9 剪切模型边界条件

导出拉伸模型中RVE模型的体积、应力、应变分布云图:



×

图 10 拉伸模型体积分布





图 11 拉伸模型 X 方向正应变分布



× • ×

•

图 12 拉伸模型 X 方向正应变分布



图 13 拉伸模型经纱单元方向正应力分布



图 14 拉伸模型 X 方向正应力分布

将各网格单元的Y方向正应变与X方向正应力导出至文件,同时导出各网格单元的体积。按照积分思想,每个网格单元的体积在总体积(16mm³)中的占比即 是该单元 $\sigma_{x,i}($ 或 $\varepsilon_{y,i}$)在RVE模型平均 $\sigma_x($ 或 $\varepsilon_y)$ 中所占的"权值"。按照以上思路即 可得到RVE模型的平均Y方向正应变 ε_y 与X方向正应力 σ_x ,如下所示。

$$\sigma_{\chi} = \frac{\Sigma(\sigma_{\chi,i} * v_i)}{\Sigma v_i} , \quad \varepsilon_{\chi} = \frac{\Sigma(\varepsilon_{\chi,i} * v_i)}{\Sigma v_i}$$

根据

$$E_i = \frac{\sigma_i}{\varepsilon_i}$$
, $\mu_{ij} = \frac{\varepsilon_j}{\varepsilon_i}$

就可以得到一组等效弹性模量与泊松比的数值。

第18页共29

按照上述原理,可分别计算出RVE模型的9个力学性能参数分量(表2)。由于 该模型是几何对称的(经纱与纬纱之间的相对间距都为2mm),故经纱、纬纱方 向的力学性能参数理论上应该相等,而之后的仿真计算结果也验证了这一结论。

Value	Item	Value	Item	Value
301GPa	E_y	301GPa	Ez	282GPa
0.22	$\mu_{ m yz}$	0.28	$\mu_{ m xz}$	0.28
102GPa	G_{yz}	127GPa	G _{xz}	127GPa
	Value 301GPa 0.22 102GPa	ValueItem301GPaEy0.22μyz102GPaGyz	ValueItemValue 301 GPa E_y 301 GPa 0.22 μ_{yz} 0.28 102 GPa G_{yz} 127 GPa	ValueItemValueItem 301 GPa E_y 301 GPa E_z 0.22 μ_{yz} 0.28 μ_{xz} 102 GPa G_{yz} 127 GPa G_{xz}

表 3 RVE模型基本力学性能参数

3.3 训练过程2

3.3.1 叶盘模型建立

基于如表4所示的已有整体叶盘几何参数建立1/15的周期性叶盘模型。

由于仅需要比对CMC材料整体叶盘与传统材料整体叶盘的力学性能,为了 达到简化计算的目的,在建模过程中省去盘面上的安装边、孔、凸台等复杂结 构,将盘视为等厚盘。同时也不对叶片做弯扭、掠向设计,将其视为等截面叶 片处理(如图所示)。实际的CMC叶片结构如图12(b)所示,为了确保其承力承弯 性能足够可靠,CMC叶片牺牲了一定的气动性能以保证纱线的连续性。

叶盘结构整体信息				
Item	Value			
叶片数量	24			
轮盘直径	84mm			
轮盘厚度	8mm			
叶片高度	17.5mm			
材料密度	$2.5 \mathrm{g/cm^3}$			
转速	12000rpm			





图 15 CMC 叶盘示意图

第19页共29

3.3.2 网格划分与边界条件设置

由于参考文献中对于高温合金DD3基本力学性能的定义存在一些偏差,故 采取Ansys DataBase中的结构钢作为对照组的叶盘材料,材料基本力学性能参数 为: E=200GPa; μ=0.3; G=77GPa。

将网格的单元尺寸设置为0.5mm,并在叶片下缘与轮缘交接处进行面网格的尺寸调整,对局部网格进行加密,网格质量良好。



图 16 叶盘周期性模型网格划分

对于轴对称图形,需要重新定义在柱坐标系下进行仿真计算。建立柱坐标 系Cylindrical System,定义依据选择轮缘的圆周面,主轴(X轴)选择沿半径方向, Y轴选择沿着圆周方向,Z轴选择沿轴线方向。

在模型中添加"对称"项目,插入"循环区域",即添加循环对称的边界条件。设置循环区域的低边界和高边界分别为叶盘两周期面,定义中的坐标系选择新生成的Cylindrical System。在边界条件中添加旋转速度,转速的Z轴分量为



图 17 叶盘周期性模型边界条件

12000rpm,其余为0;添加回转中心处的位移约束,在Cylindrical System下定义 X轴与Z轴分量为0,Y轴位移自由,即约束叶盘的轴向与径向刚体运动,而允许 其在周向的转动。





图 19 旋转模型径向变形分布

仿真结果表明, 叶盘的径向变形程度从盘心至叶尖部位逐渐增大, 最大径

向变形x=0.00166mm。而在转速为12000rpm的工况下,叶片模型的等效应力不 大。最大Von-Mises等效应力为30.32MPa(结构钢屈服强度σ_s=250MPa),出现在 叶根与下缘板接触部位(几何结构曲率变化最大处),因此在后续的研究中考虑 优化叶片根部向轮盘盘缘过渡的几何结构,仿照图15(b)中真实CMC叶片结构建 立出一个倒角。

3.5 训练过程3

3.5.1 叶盘模型优化

基于图15(a)的周期性叶盘模型,在叶片根部向向轮盘盘缘过渡处增加一倒 角结构(如图20绿色部位所示)。下文中基于此优化模型进行边界条件的设置, 但出于对照组的控制变量原则,仍然选用原模型进行旋转工况下的力学性能仿 真,此模型用于后续的研究。

为了后续网格划分中不同"层"的叶盘几何体在边界上能够共用节点,因此在DesignModeler中将几何体合并成一个部件,并进行共享拓扑(ShareTopo)。



图 20 优化的叶盘周期性模型

3.5.2 网格划分与边界条件设置

将网格的单元尺寸设置为 0.2mm,并在叶片下缘与轮缘交接处进行面网格 尺寸调整,对局部网格进行加密,网格质量良好。 对于部分中的若干叶盘几何体进行单元方向的规定,X方向为半径方向,Y 方向为圆周方向,Z方向为厚度方向。方向的规定与表3材料力学性能参数选取 的方向一致。



图 21 优化叶盘周期性模型的网格划分与单元方向规定



边界条件设置与上文一致,此处不做过多赘述。

图 22 优化叶盘周期性模型边界条件

3.6 计算结果与处理3



图 24 旋转模型(CMC)径向变形分布

仿真结果表明,叶盘的径向变形程度与等效应力在分布分布趋势上没有发 生变化。最大Von-Mises等效应力为6.6867MPa,约降至以结构钢为材料时的 20%,仍出现在叶根与下缘板接触部位(几何结构曲率变化最大处)。而径向变形 程度仍从盘心至叶尖部位逐渐增大,最大径向变形x=0.000258mm,与原先相比 降低了一个数量级。因此,可以证明CMC材料力学性能的优越性。

但是,上述的对照计算只能作为CMC材料力学性能优越性定性分析的佐证, 其原因主要分为以下两点。 第一,在规定单元方向时需要选择参考型面与参考方向,本算例中选取了 叶盘高边界作为参考型面(即单元方向Y轴的法面),叶盘高边界的径向作为参考 方向(即单元方向X轴),如图25所示。容易分析得到,越偏离高边界的位置其单 元方向与实际单元方向偏离程度越大。由于1/15周期性叶盘模型的圆心角为24°, 故低边界处的单元方向与实际单元方向的偏差角已经达到24°,此偏差角会带来 很大的计算误差。

整体叶盘的极性编织骨架设计与铺层划分设计与该偏差的产生有着直接的 关联。此方案中的极性编织骨架设计(如图3(a)所示)决定了铺层结构需要沿厚度 方向层层划分。后续将尝试一种基于叶身几何中面的铺层方案进行优化。

第二,算例中仅选取了经、纬纱相对间距皆为2mm (叶盘半径R=12mm处)的RVE基本力学性能参数为CMC材料性能进行赋值,而整个径向上的纱线间距变化很大,仅用一处的材料性能参数为整个叶盘的材料性能赋值会造成很大的偏差。

后续将重复训练过程1中的操作以获得不同半径处的材料性能参数,同时调整叶盘模型为尽可能多的同心等厚盘,对不几何体进行材料性能赋值;或者在 大半径处进行增加纱线的操作,以加强叶盘的整体力学性能。



图 25 单元方向定义示意图

第25页共29

4训练收获及感想

4.1收获

经过此次训练,我对陶瓷基复合材料的性能有了更加充分的了解,掌握了 一套基于极性编织的陶瓷基复合材料整体叶盘结构设计与分析的基本方法。在 训练过程中学习并熟悉了工程软件 TexGen、NX(UG)、Ansys Mechanical 等的使 用方法,我的文献检索与阅读能力、文书写作能力、科研软件使用能力都得到 了锻炼与提升,也为我日后更加深入的学习提供了方向。

基于此次基本科研能力训练,我加入了尤超老师的《基于极性编织的陶瓷 基复合材料转子叶盘结构设计与分析》研究小组,进行进一步深入学习与研究, 技术路线如图 26 所示。

小组从当前较缺乏的建模仿真层面出发,以设计一种基于极性编织的 CMC 材料整体叶盘结构为目标并进行分析,基于此,讨论该类结构设计的应用优势 与设计优化方向,从而形成首套完整结论。项目以"多尺度分析的 CMC 力学 性能预测"为关键技术,从细观层面出发,进行细观组织设计与应力分析,为 极性编织设计与仿真提供力学性能参数。后者又为 CMC 整体叶盘预制体结构 设计与建模提供铺层依据。之后,以 CMC 材料与传统高温合金材料叶盘的性 能比对为基础,从编织方式、铺层结构、宏观构型等多方面考虑,对 CMC 材 料整体叶盘性能做出优化,实行多方案迭代,最终进行实物模型的制作与测试。

项目的工作价值在于:从当前缺乏的建模仿真层面论证极性编织 CMC 整体涡轮叶盘的特点与优势,探索可行的优化结构设计方案,为相关产品的研制 生产与实物测试提供理论指导和改进方向。

4.2感想

SiC 纤维增强的陶瓷基复合材料具有耐高温、低密度、抗腐蚀等诸多优势, 是新一代航空发动机的关键结构材料,因此此方向的研究对于航空发动机有着 重大意义。

本次训练对于我而言内容较多、难度较大,且绝大多数内容都由我独自承

担完成,对我起到了很好的锻炼、启发作用。

最后,我由衷地对高希光老师、尤超老师以及给予我热情帮助的陈瑞祥博 士表示感谢。正是老师的指导和学长的帮助,使我能够在训练过程中不断发现 自身问题并不断改进,在训练过程中不断提升自我。



图 26 研究小组技术路线

第27页共29

5参考文献

- [1] 刘巧沐, 黄顺洲, 何爱杰. 碳化硅陶瓷基复合材料在航空发动机上的应用需求及挑战 [J]. 材料工程, 2019, 47(02): 1-10.
- [2] 江义军. 推重比 12~15 发动机技术途径分析 [J]. 航空动力学报, 2001, (02): 103-7.
- [3] 罗潇, 徐友良, 郭小军, et al. 涡轮发动机用陶瓷基复合材料涡轮转子研究进展 [J]. 推进技术, 2021, 42(01): 230-40.
- [4] 刘大响. 高性能航空发动机的发展对材料技术的要求 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 1998, (03):
 1-5.
- [5] 刘大响. 一代新材料,一代新型发动机:航空发动机的发展趋势及其对材料的需求 [J]. 材料 工程, 2017, 45(10): 1-5.
- [6] 文生琼,何爱杰.陶瓷基复合材料在航空发动机热端部件上的应用 [J]. 航空制造技术, 2009, (S1): 4-7.
- [7] 杜昆, 陈麒好, 孟宪龙, et al. 陶瓷基复合材料在航空发动机热端部件应用及热分析研究进展 [J]. 推进技术, 2022, 43(02): 113-31.
- [8] 张立同 成, 徐永东. 新型碳化硅陶瓷基复合材料的研究进展 [J]. 航空制造技术, 2003, (01): 24-32.
- [9] 卢国锋, 乔生儒, 许艳. 连续纤维增强陶瓷基复合材料界面层研究进展 [J]. 材料工程, 2014, (11): 107-12.
- [10] 文章苹,张骋,张永刚.碳纤维增强碳化硅陶瓷基复合材料的研究进展及应用 [J]. 人造纤维, 2018, 48(01): 18-24.
- [11] 李龙彪. 陶瓷基复合材料在航空发动机应用与适航符合性验证研究进展 [J]. 复合材料学报: 1-34.
- [12] 崔智勇, 王波, 龙波, et al. CMC 复合材料涡轮转子叶片结构设计 [J]. 机械工程师, 2017, (03): 33-5.
- [13] 吴智慧,赵汉青.国外超高温陶瓷基复合材料成型工艺研究进展; proceedings of the 第六 届空天动力联合会议暨中国航天第三专业信息网第四十二届技术交流会暨 2021 航空发 动机技术发展高层论坛,中国四川成都, F, 2022 [C].
- [14] 闫联生 邹. 化学气相渗透法制备碳化硅陶瓷复合材料 [J]. 固体火箭技术, 1998, (01): 56-61.
- [15] 李镇. 化学气相渗透法制备 SiCp/SiC 复合材料 [D], 2005.
- [16] 刘跃, 付前刚, 李贺军, et al. 反应熔体渗透法制备 C/C-SiC 复合材料的微观结构及抗氧化 性能 [J]. 中国材料进展, 2016, 35(02): 128-35.
- [17] 曾涛, 周义凯, 张坤, et al. SiC/SiC 陶瓷基复合材料 SLS/PIP 制备工艺及弯曲性能 [J]. 哈尔滨 理工大学学报, 2020, 25(03): 163-8.
- [18] 邹武 张, 张立同. 陶瓷基复合材料在火箭发动机上的应用 [J]. 固体火箭技术, 2000, (02): 60-4+8.
- [19] 侯红臣. PIP-MI 工艺制备 SiC 纳米纤维增韧 SiC 陶瓷基复合材料 [D], 2021.
- [20] 焦健, 齊哲, 吕曉旭, et al. 航空发动机用陶瓷基复合材料及制造技术 [J]. 航空动力, 2019, (05): 17-21.
- [21] 袁芳, 徐亮, 赵国龙, et al. 纤维增强 SiC 陶瓷基复合材料加工技术研究进展 [J]. 宇航材料 工艺, 2022, 52(02): 92-108.

- [22] 张孟华, 庞梓玄, 贾云祥, et al. 纤维增强陶瓷基复合材料的加工研究进展与发展趋势 [J]. 航空材料学报, 2021, 41(05): 14-27.
- [23] 王晶, 成来飞, 刘永胜, et al. 碳化硅陶瓷基复合材料加工技术研究进展 [J]. 航空制造技术, 2016, (15): 50-6.
- [24] 姚改成, 郭双全, 黄璇璇, et al. 陶瓷基复合材料在欧美军民用航空发动机上的发展 [J]. 航空维修与工程, 2018, (10): 37-40.
- [25] 刘家富. 整体叶盘结构及制造工艺 [J]. 航空科学技术, 1998, (06): 21-3.
- [26] 石鑫. 现代航空发动机整体叶盘及其制造技术 [J]. 科技展望, 2016, 26(04): 55.
- [27] 张海艳, 张连锋. 航空发动机整体叶盘制造技术国内外发展概述 [J]. 航空制造技术, 2013, (Z2): 38-41.