

2.5 维机织复杂结构件的静强度

刘浩龙, 崔海涛, 温卫东

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 采用宏细观结合方法, 针对经纱和纬纱等材料组分可能发生的多种失效模式, 分别建立了基于改进的 Hashin 准则的系统性的材料失效准则及不同失效模式下的刚度退化模型. 引入逐渐累积损伤的思想, 建立了 2.5 维机织复杂结构件静强度系统性分析方法. 模拟并分析了材料经向拉伸和纬向拉伸的应力-应变曲线, 与实验得到的材料应力-应变曲线相比, 相同应变下应力误差不超过 6.5%, 具有较好的重合度; 对 2.5 维机织压气机静子连接结构模拟件开展了逐渐累积损伤模拟, 结果表明: 结构损伤主要集中在叶根倒角附近, 其中吸力面叶根处的基体压缩失效形式会引起结构大幅变形, 是结构破坏的主要原因.

关 键 词: 2.5 维机织复合材料; 结构静强度; 失效模式; 刚度退化; 逐渐累积损伤

中图分类号: V258

文献标志码: A

Static strength of 2.5 dimensional woven complex structures

LIU Hao-long, CUI Hai-tao, WEN Wei-dong

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power system,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: From the perspective of macro and micro combinations, a series of failure criteria and corresponding stiffness reduction methods for multi-failure models of warps and wefts were developed based on modified Hashin criterion. The stiffness of damaged material was predicted, and a systematic static strength analytical method for 2.5 dimensional woven complex structures was presented based on gradually accumulated damage concept. Also, the tension stress-strain curves along the warp and weft were simulated, the fitting curves were in good agreement with the experimental results with the errors of calculated stress less than 6.5% for given strains; and for 2.5 dimensional woven connection structure simulation of compressor, gradually accumulated damage process was simulated. The result shows that main damage of the structure occurs around the chamfer of the vane, specifically, matrix compress failure on the suction surface can cause great deformation as a major cause of the destruction of the structure.

Key words: 2.5 dimensional woven composite; structural static strength; failure model; stiffness reduction; gradually accumulated damage

近年来, 航空发动机推质比的日益提高对发动机零部件的减质提出了更高的要求, 三维编织复合材料和 2.5 维机织复合材料由于其内部纱线

特殊的空间互锁式结构, 从根本上克服了层合复合材料易分层的缺点, 越来越多地受到人们的关注^[1-3]. 三维复合材料出现较早, 1982 年, Ko^[4] 提

出了纤维构造单胞,将单胞视为一立方体. DU 和 Ko^[5]修正了三维编织物的几何模型. Ma 等^[6]给出了著名的米字型单胞模型. Yang 等^[7]以层合板理论为基础,提出了纤维倾斜模型.

复合材料结构强度分析建立在复合材料强度准则的基础上. 目前对于编织复合材料的强度准则研究方法主要包括宏观细观结合的方法和有限元方法^[8]. Kaildindi 等^[9]研究了小编织角的三维编织复合材料的强度特性,推导了用于预测三维编织复合材料编织方向上的破坏准则. 左惟炜等^[10]将三维编织复合材料的编织角等细观参数与 Tsai-Wu 准则相结合,得出了 Tsai-Wu 准则形式的三维编织复合材料强度准则.

2.5 维机织复合材料是三维机织复合材料的一种特殊形式,近年来凭借其较高的比强度和工艺上的优势得到了越来越多的关注^[11]. 由于内部细观结构的不同,三维机织复合材料的强度准则并不能直接应用于 2.5 维机织复合材料. 目前对 2.5 维机织复合材料的强度准则研究还很不成熟. 董伟峰、卢子兴、庞宝军、徐焜等^[12-15]分别针对纤维束和基体采用了不同的强度准则和刚度退化模型,进行了有限元逐渐累积损伤强度分析. 郑君等^[16]引入了矩形截面经纱和双透镜截面纬纱细观结构模型,采用有限元累积损伤的方法分别建立了 2.5 维机织复合材料的经向和纬向拉伸屈服准则.

随着 2.5 维机织复合材料在航空航天等领域的应用,就需要对 2.5 维机织复杂复合材料开展空间应力状态下的结构静强度分析. 总的来说,现有的强度分析方法主要为宏观细观结合法和有限元法. 一方面,有限元法计算结果较为精确,通过将结构件有限元模拟得到的各单元或节点应力转换为材料单胞有限元模型的边界条件进行加载计算,可以较好反映结构局部的材料失效模式,但由于结构件应力分布高度不均匀性,且结构件机织参数在不同位置也不尽相同,就需要建立基于不同机织参数的单胞有限元模型,并进行大量不同空间应力状况下的单胞有限元模拟,其带来的庞大的计算量对计算机的处理能力提出了很高的要求,使其应用受到很大限制;另一方面,目前基于宏观细观结合方法提出的失效准则,失效模式较为单一,且多集中于单向应力下的拉伸/压缩失效,不能准确反映复杂应力下材料的失效机理.

本文基于 2.5 维机织复合材料的细观几何模型和改进的 Hashin 准则,提出了与材料组分的

失效模式相对应的静强度准则,评估了复杂应力下各应力分量对于失效模式的影响. 对各失效模式建立相应的刚度退化模型,引入逐渐累积损伤的思想,建立 2.5 维机织复合结构件静强度系统性分析方法. 以此模拟分析了材料经向/纬向拉伸的应力-应变曲线,与实验结果进行了对比验证;并对 2.5 维机织复合结构件的某压气机静子连接结构模拟件开展了逐渐累积损伤模拟,计算并分析了 2.5 维机织压气机静子叶片/机匣连接结构在气动力作用下的失效过程和失效机理,为 2.5 维机织复合材料在航空发动机中的应用作了初步研究.

1 2.5 维机织复合结构件静强度分析方法

1.1 2.5 维机织复合材料的细观结构

2.5 维机织材料由平直的纬纱系和弯曲的经纱系以及填充纱线之间空隙的基体组成,有时为了增加径向刚度会加入沿径向平直的填充纱系. 本文以交弯联结构作为分析对象,其细观结构如图 1 所示. 在 2.5 维机织复合材料细观几何模型中,经纱和纬纱的纤维体积分数 φ_j 和 φ_w 以及经纱直段的空间取向角 θ_z 是静强度计算中的重要参数. θ_z 指经纱直段与材料总体坐标系的 x 轴的夹角. 本文假设:①纬纱截面为双透镜形,经纱截面为矩形;②经纱分为弯曲段和直段两部分,其长度分别为 L_w 和 L_z ;③纬纱平直无扭转.

本文将材料沿厚度方向分为面胞和内胞,其不同主要体现在纤维体积分数以及经纱空间取向

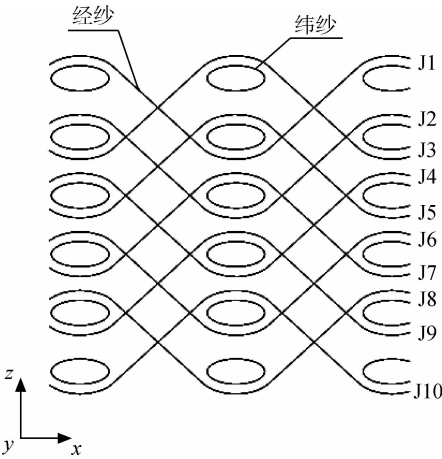


图 1 2.5 维机织复合材料交弯联结构
Fig. 1 Bend-joint structure of 2.5 dimensional woven composite

角的差异.

1.2 2.5 维机织复合材料损伤模式与静强度准则

考虑到有限元方法在空间应力作用下机织复杂结构件静强度分析中的局限性,本文结合宏观应力与 2.5 维机织复合材料细观结构,对经纱直段、经纱曲段、纬纱和基体分别进行分析,得到各细观损伤模式的静强度准则及刚度退化规律,并通过张量体积平均的思想给出预测复合材料剩余刚度的方法.

1.2.1 经纱直段的应力分析及静强度准则

经纱和纬纱可视为单向复合材料. 经纱直段局部坐标系与机织复合材料总体坐标系不一致,需要对经纱直段应力进行转换. 由于经纱直段处没有纬纱的支撑,存在着较大范围的富树脂区,且纱线的各向刚度远大于基体刚度,因此本文假设:在不发生纱线和基体的界面剪切失效时,此直段内载荷完全由纱线承担. 若结构单胞在总体坐标系下的应力向量表示为 σ ,那么局部坐标系下的应力向量 σ' 可由式(1)给出:

$$\sigma'_{jz} = \frac{1}{\varphi_f} T_\sigma \sigma \tag{1}$$

式中 φ_{fz} 为经纱直段在经纱直段所在区域中的纤维体积分数, T_σ 为应力转换矩阵.

将 σ'_{jz} 各应力分量应用改进的 Hashin 准则,即可获得经纱直段各损伤模式的静强度准则,此准则中的各应力分量为单胞所受宏观应力的应力分量.

1.2.2 经纱曲段的应力及失效分析

由于经纱曲段纤维取向不唯一,本文将取向角位于区间 $[0, \theta_z]$ 内的经纱曲段分成 N 等份,并作假设:① N 较大时,每段经纱可按直段处理;② 纱线/基体界面不脱离时,经纱曲段微段在局部坐标系下应变与单胞应变相同.

对经纱曲段微段编号,则第 n 段的空间取向角为 $n \cdot \theta_z / N$,其夹角余弦向量表达式如式(2)所示.

$$l = \begin{Bmatrix} \cos \frac{n \cdot \theta_z}{N} \\ 0 \\ -\sin \frac{n \cdot \theta_z}{N} \end{Bmatrix}$$
$$m = \begin{Bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{Bmatrix}$$

$$n = \begin{Bmatrix} \sin \frac{n \cdot \theta_z}{N} \\ 0 \\ \cos \frac{n \cdot \theta_z}{N} \end{Bmatrix} \tag{2}$$

若总体坐标系下单胞的应变向量为 $\epsilon = \{\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z, \gamma_{xy}, \gamma_{yz}, \gamma_{xz}\}$,则局部坐标系下经纱弯段微段的应力向量 σ'_{ji} 为

$$\sigma'_{ji} = S_l^{-1} T_\epsilon \epsilon \tag{3}$$

式中 S_l 为局部坐标系下经纱的柔度矩阵, T_ϵ 为应变转换矩阵.

将式(3)所得的经纱弯段微段应力的各应力分量表达式代入改进的 Hashin 准则,即可得到经纱曲段微段的失效准则.

1.2.3 纬纱的应力及失效分析

假设纬纱平直不发生弯曲,若纬纱与基体界面不分离,认为纬纱在总体坐标系下的应变与单胞应变相等,此时,局部坐标系下纬纱的应力向量 σ'_w 表达式为

$$\sigma'_w = S_w^{-1} T_\epsilon \epsilon \tag{4}$$

式中 S_w 为纬纱的柔度矩阵,将式(4)所得的 σ'_w 的各应力分量表达式代入改进的 Hashin 准则,即得到纬纱各损伤模式的失效准则.

1.2.4 基体的应力及失效分析

假设基体应变与单胞应变相等,则基体的应力 σ_m 为

$$\sigma_m = S_m^{-1} \epsilon \tag{5}$$

式中 S_m 为基体柔度矩阵.

本文使用最大应力准则作为基体材料的强度准则.

1.3 各失效模式下的强度退化规律

本文对经纱、纬纱和基体的各损伤模式使用的刚度退化规律如下.

1) 针对经纱直段、经纱曲段和纬纱,若其在局部坐标系下的弹性常量分别为 $E_1, E_2, E_3, G_{12}, G_{23}, G_{13}, \mu_{12}, \mu_{23}, u_{13}$,参考文献[17]的退化规律:① 纱线中的纤维拉伸或者压缩失效,将 $E_1, E_2, E_3, G_{12}, G_{23}, G_{13}, u_{12}, u_{23}, u_{13}$ 均乘以一小值 a (如 0.1);② 纤维束内部的基体拉伸或者压缩失效,令 E_2, u_{12} 退化为一小值;③ 纤维束内部基体剪切失效,将 G_{12}, u_{12} 折减为一小值;④ 纤维束发生法向拉伸或压缩破坏,对 $E_3, G_{23}, G_{13}, u_{23}, u_{13}$ 进行折减. 当存在多个损伤模式时,对其刚度按照不同的损伤模式进行多次折减.

2) 基体拉伸失效, 直接对基体刚度矩阵 C_m 进行折减, 如式(6)所示:

$$C'_m = \begin{bmatrix} aC_{11} & aC_{12} & aC_{13} & 0 & 0 & 0 \\ aC_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ aC_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & aC_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & aC_{66} \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中 $C_{ij} (i, j=1, 2, \dots, 6)$ 为纱线刚度矩阵的各元素, a 为折减因子, 文中取 $a=0.1$.

3) 基体剪切失效, 折减方式如式(7)所示:

$$C'_m = \begin{bmatrix} aC_{11} & aC_{12} & aC_{13} & 0 & 0 & 0 \\ aC_{21} & C_{22} & aC_{23} & 0 & 0 & 0 \\ aC_{31} & aC_{32} & aC_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & aC_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & aC_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & aC_{66} \end{bmatrix} \quad (7)$$

4) 基体压缩失效, 基体失去对纱线的支持作用, 结构失去承载能力, 属于致命失效.

1.4 复合材料退化刚度预测

得到刚度退化后的纱线系统及基体弹性性能后, 本文使用刚度体积平均的方法, 结合机织复合材料细观结构对退化后的材料刚度进行预测. 首先需要对局部坐标系进行转换得到总体坐标系下经纱和纬纱的等效刚度.

若经纱曲段 N 等分后每一微段的退化柔度矩阵为 $S'_n, (n=1 \sim N)$, 则经纱曲段在总体坐标系下的等效柔度矩阵 $\bar{S}_{jw}$ 为

$$\bar{S}_{jw} = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N \left[T \left(\frac{n\theta_z}{N} \right) \right]_e S'_n \left[T \left(\frac{n\theta_z}{N} \right) \right]^T_e \quad (8)$$

式中 $[T(n\theta_z/N)]_e$ 为局部纱线走向与 x 轴夹角为 $n\theta_z/N$ 时的应变转换矩阵. 对于取向角区间为 $[-\theta_z, 0]$ 的经纱曲段, 只需用 $-\theta_z$ 替代式(8)中的 θ_z .

对于经纱直段, 可通过式(9)将局部坐标系下的退化柔度矩阵 S'_{jl} 转换为总体坐标系下的退化柔度矩阵 $\bar{S}_{jl}$.

$$\bar{S}_{jl} = T_e S'_{jl} T_e^T \quad (9)$$

退化后经纱的柔度张量可由经纱直段和曲段的体积平均化得到, 表达式为

$$\bar{S}_{jl} = \frac{2L_w (\bar{S}_{jwa} + \bar{S}_{jwb}) + L_z (\bar{S}_{jza} + \bar{S}_{jzb})}{4L_w + 2L_z} \quad (10)$$

式中 L_w, L_z 分别为经纱曲段和直段的长度, $\bar{S}_{jwa}, \bar{S}_{jwb}$ 分别为空间取向角区间为 $[0, \theta_z]$ 和 $[-\theta_z, 0]$ 的经纱曲段在总体坐标系下的退化柔度矩阵, $\bar{S}_{jza}, \bar{S}_{jzb}$ 分别为取向角为 θ_z 和 $-\theta_z$ 的经纱直段在总体坐标系下的退化柔度矩阵, 退化后的经纱刚度矩阵 $\bar{C}_j$ 可由其柔度矩阵 $\bar{S}_j$ 求逆得到.

若纬纱的退化刚度矩阵为 C'_w , 则总体坐标系下的等效退化刚度矩阵为

$$\bar{C}_w = T_\sigma C'_w T_\sigma^T \quad (11)$$

根据体积平均的思想, 面胞和内胞的退化刚度矩阵 C_m, C_n 的表达式为

$$\begin{cases} C_m = \bar{C}_j \cdot \varphi_{jm} + \bar{C}_w \cdot \varphi_{wm} + \bar{C}_m \cdot \varphi_{mm} \\ C_n = \bar{C}_j \cdot \varphi_{jn} + \bar{C}_w \cdot \varphi_{wn} + \bar{C}_m \cdot \varphi_{mn} \end{cases} \quad (12)$$

式中 $\varphi_{jm}, \varphi_{wm}, \varphi_{mm}$ 分别为经纱、纬纱和基体在面胞中的体积分; $\varphi_{jn}, \varphi_{wn}, \varphi_{mn}$ 分别为经纱、纬纱和基体在内胞中的体积分.

1.5 基于逐渐累积损伤的 2.5 维机织结构强度分析

在 2.5 维机织复杂结构件静强度分析中, 结构局部损伤并不意味着结构整体的失效, 本文引入逐渐累积损伤思想, 结合上文所述的材料强度准则和相应的刚度退化规律, 建立系统性的 2.5 维机织复杂结构件静强度分析平台. 在结构的有限元模拟过程中, 当单元发生某种形式的失效时, 对其进行相应的刚度折减, 重复计算过程直至不产生新的损伤为止, 则认为完成了一个载荷步的计算; 从不发生损伤的初始载荷开始, 不断增加载荷直至结构失去承载能力, 可以得到结构的起始损伤点和损伤的整体发展过程, 从而完成对整个破坏过程的模拟.

2 2.5 维机织复杂结构件的强度分析算例及方法验证

2.1 2.5 维机织结构平板的经向拉伸过程分析

选用 4 层 2.5 维机织结构平板进行经向拉伸计算, 初始刚度使用文献[18]所示方法进行计算, 并将模拟计算结果与文中经向拉伸实验结果进行对比验证. 本算例结构经纱排列密度为 10 根/cm, 纬纱排列密度为 3.5 根/cm, 厚度为 1.35 mm, 其材料组分的基本强度参数见表 1. 表中, X_{ft}, X_{fc} 和 T_{fs} 分别为纱线材料(T300-3K)的拉伸、压缩和剪切强度, X_{mt}, X_{mc} 和 T_{ms} 分别为基体材料

(HCGP-1)的拉伸、压缩和剪切强度.

表 1 复合材料组分的强度参数(单位:MPa)
Table 1 Strength parameters of composite component
(unit:MPa)

材料组分	强度参数	数值
T300-3K	X_{ft}/X_{mt}	3360 ^[10]
	X_{fc}/X_{mc}	2070 ^[10]
	T_{fs}/T_{ms}	943 ^[10]
HCGP-1	X_{ft}/X_{mt}	80 ^[11]
	X_{fc}/X_{mc}	79 ^[11]
	T_{fs}/T_{ms}	64 ^[11]

有限元模型如图 2 所示,其宽度为 10 mm,长度为 100 mm,厚度为 1.35 mm,经纱走向沿平板的长度方向,纬纱走向沿宽度方向.使用 SOLID45 单元进行分网,上表面和下表面单元厚度按面胞尺寸计算为 0.495 mm,中间层单元厚度参考内胞厚度 0.36 mm,共 525 个单元.平板一端进行全约束,另一端加载位移边界条件,对界面上单元的 x 轴方向的单元正应力按面积进行加权进行记录.

图 3 为采用逐渐累积损伤方法的结构模拟仿真结果.

由图 3 可见,结构最先出现纬纱内部基体的压缩失效;当位移载荷增大至 0.8% 时,发生经纱法向拉伸失效,此过程中试件刚度发生衰减,但依然具有承载能力;当载荷增大至 1.35% 时,出现经纱内部纤维拉伸断裂,使试件失去承载能力.失效过程和机理与文献[13]中经向拉伸实验失效端口照片吻合较好.

表 2 部分应变的计算应力值与实验值的对比,图 4 为对计算数据进行数值拟合得到的经向拉伸的应力-应变曲线与实验曲线的对比.

表 2 经向拉伸的计算应力值与实验值结果比较
Table 2 Comparison between calculation stress and experiment result of tense along warp

应变/ %	实验应力/ MPa	本文计算 应力/MPa	误差/ %
0.32	129.1	124.1	3.87
0.46	185.6	174.3	6.09
0.59	235.9	222.2	5.81
0.73	285.0	269.8	5.33
0.89	330.7	312.9	5.38
1.06	373.9	351.3	6.04

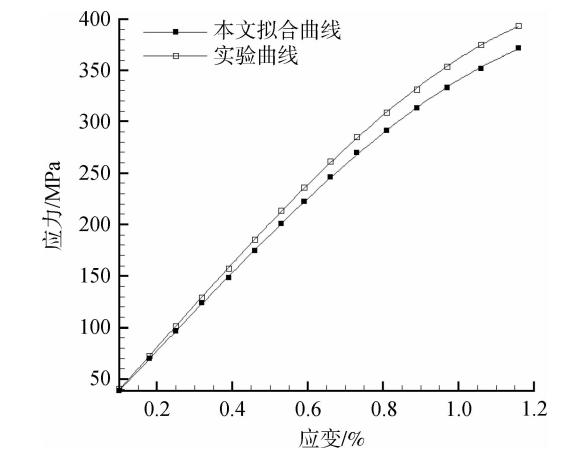


图 4 经向拉伸应力-应变曲线
Fig. 4 Stress-strain curve line of extension along warp

由图 4 和表 2 可见,本文计算得到的经向拉伸应力-应变曲线与实验曲线吻合较好,但经向刚度总体低于实验值,这是由于张量平均法对材料初始刚度预测较为保守.另外,结果表明材料在应变为 0.4% 左右时材料进入塑性区,其失效机理为纬纱内部基体压缩失效;应变为 0.8% 左右时,经纱法向拉伸失效和纬纱内基体压缩失效的综合作用,以及经纱中出现失效的微元段越来越多,经



图 2 经向拉伸的有限元模型
Fig. 2 Finite element model for extension along warp direction

- 单元未失效

▤ 纬纱内基体压缩失效
- 经纱法向拉伸失效

■ 经纱纤维拉伸断裂



(a) $\varepsilon=0.1\%$



(b) $\varepsilon=0.4\%$



(c) $\varepsilon=0.8\%$



(d) $\varepsilon=1.35\%$

图 3 经向拉伸逐渐累积损伤
Fig. 3 Gradually accumulated damage failure of extension along the warp direction

向刚度出现较为明显的衰减过程。

2.2 2.5 维机织结构平板的纬向拉伸分析

用本文方法对上文中 2.5 维机织结构平板纬向拉伸过程进行计算,可得到各载荷下的计算应力值,计算结果和应力-应变曲线分别如表 3 和图 5 所示。

表 3 纬向拉伸的计算应力与实验结果比较

Table 3 Comparison between calculation stress and experiment result of tense along weft direction

应变/ %	实验应力/ MPa	本文计算 应力/MPa	误差/ %
0.15	38.8	41.7	7.47
0.44	113.5	110.1	3.0
0.56	144.6	140.2	3.04
0.72	185.8	180.1	3.07
0.88	227	220.3	2.95
1.04	269.4	260.3	3.38

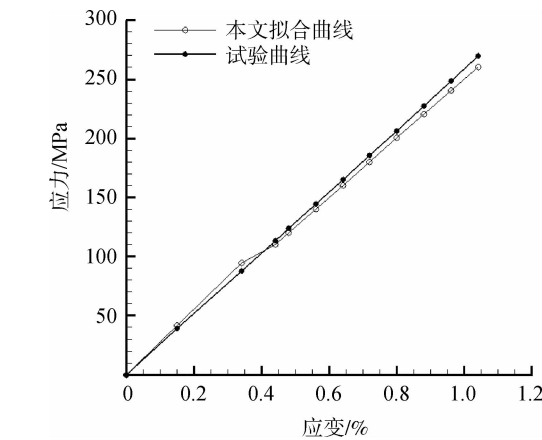


图 5 纬向拉伸应力-应变曲线

Fig. 5 Stress-strain curve line of extension along warp

可见,本文计算得到的纬向拉伸应力-应变曲线吻合较好,相对误差控制在 8% 以内,能够反应纬向拉伸的真实情况。刚度折减发生于应变为 0.4% 左右,失效机理为经纱的法向拉伸破坏。

在经向和纬向拉伸计算中,当经纱或者纬纱中发生了纤维断裂失效时,结构失去承载能力,认为结构失效,定义此时的拉伸应力为极限应力,将计算极限应力与实验得到的极限应力进行对比,结果见表 4。

由表 4 可知,计算极限应力值与实验极限应力值吻合较好,表明本文方法可以较好描述 2.5

维机织复杂结构件经向拉伸和纬向拉伸的破坏过程。

表 4 计算与实验极限应力值对比

Table 4 Comparison between calculation maximum stress and experiment results

拉伸方向	本文计算极限 应力/MPa	实验极限 应力/MPa	误差/%
经向	439.6	430.64	2.04
纬向	280.1	272.08	2.86

2.3 2.5 维机织压气机静子连接结构强度分析

本算例为 2.5 维机织压气机静子叶片和机匣的连接结构模拟件的强度分析,其中静子叶片用平板模拟件代替,静子叶片和机匣的连接方式如图 6 所示,静子叶片通过叶根处相应的安装边直接连接在机匣上相应的安装环槽中,使用螺钉固定。

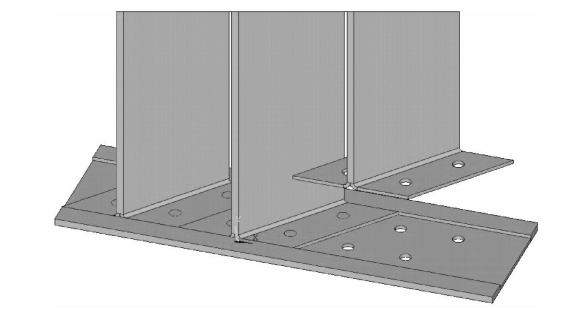


图 6 静叶片与机匣的连接形式

Fig. 6 Style of vane and casing connection

选择单个静子叶片及其周围的一段机匣进行分析,叶片高度为 150 mm,弦长为 70 mm,叶片厚度为 3.88 mm,经纱走向沿叶高方向,叶根处随倒角弯折,间隙处用树脂填充,纬纱走向沿弦长方向,通过调整单元局部坐标系以反应纱线走向。对静子叶片施加均布载荷模拟叶盆和叶背的压力差,静子叶片与机匣接触面按一般接触问题处理,螺钉连接简化为完全固支。表 5 为静子叶片各失效部位的主要失效形式,图 7 和图 8 分别显示了静子叶片压力面和吸力面在不同均布载荷下的逐渐损伤过程。图中 p 为作用在叶身压力面上的均布压力,图示中的单一失效模式和多失效模式不包含基体压缩破坏等致命失效。

图 9 显示了主要失效模式的失效单元数量百分比,图 10 为不同载荷下叶尖处最大位移。由表 5 结合图 7~图 9 可见,损伤主要发生在叶片压力

表 5 静子叶片结构失效部位及模式

Table 5 Failure location and failure model of the vane

失效部位	一般失效	致命失效
叶片压力面根部	经纱法向拉伸分层， 纬纱内基体开裂	
叶片吸力面根部	经纱法向 压缩分层	基体压 缩失效
螺钉孔周围	纤维-基体剪切失效	

□ 单元无失效 □ 单一失效模式
■ 多失效模式(发生两种或以上失效模式)

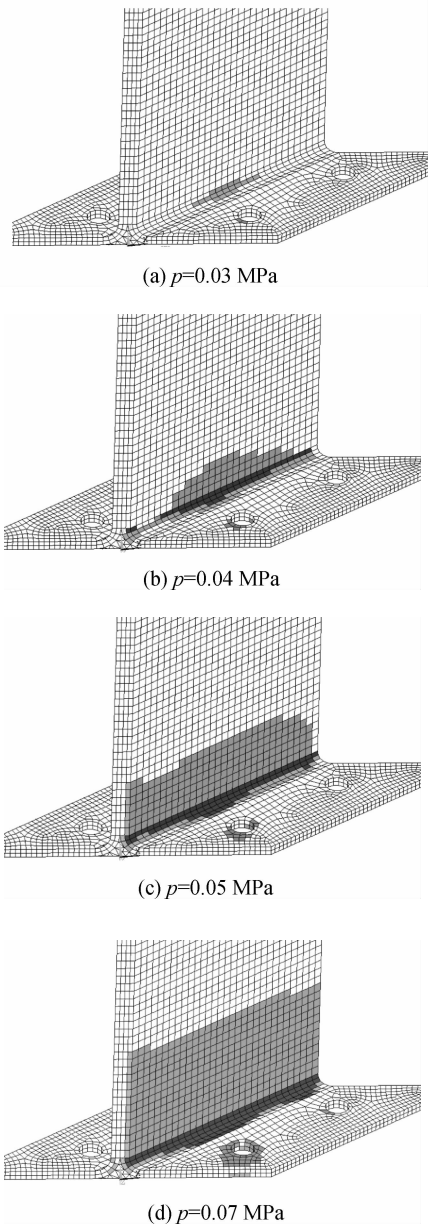


图 7 叶片压力面的逐渐累积损伤过程

Fig. 7 Gradually accumulated damage of pressure side

□ 单元无失效 □ 单一失效模式
■ 单元发生基体压缩失效(单元致命失效)

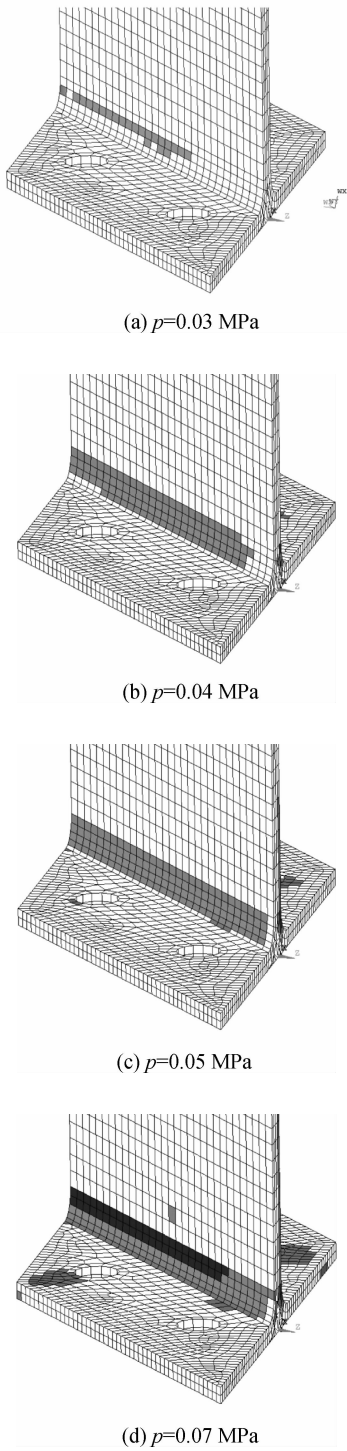


图 8 叶片吸力面的逐渐累积损伤过程

Fig. 8 Gradually accumulated failure of suction side

面和吸力面的叶根处以及螺钉孔的周围,其中,压力面叶根处主要失效形式为经纱的法向拉伸分层和纬纱内部基体开裂,是结构刚度退化的主要原因;吸力面叶根处主要为经纱法向压缩分层,随着载荷增大,开始出现基体压缩失效,结合图 9 和图

10 可见,发生此种失效单元数量较少,但其拓展可造成局部失去承载能力,从而引起结构的大幅变形,是结构破坏的主要原因。

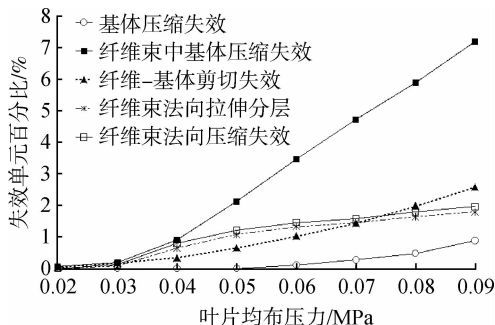


图 9 各失效模式单元百分比

Fig. 9 Percentage of damage elements of different failure models

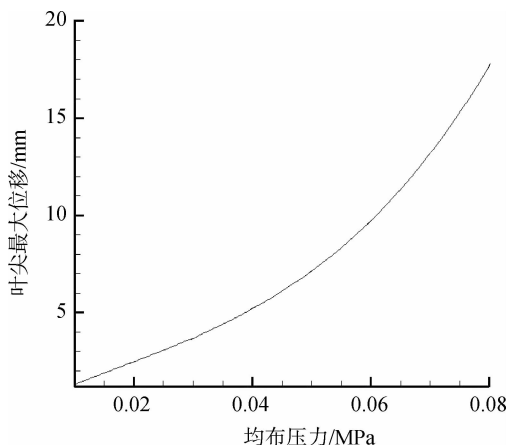


图 10 不同应力下的最大叶尖位移

Fig. 10 Max displacements of vane under different stress

3 结 论

1) 本文从宏细观结合角度出发,基于经纱和纬纱双透镜/矩形截面假设的 2.5 维机织复杂结构件细观几何模型并结合 Hashin 准则,分别针对经纱曲段、经纱直段、纬纱和基体的多种损伤模式推导了基于材料组分的失效准则;并根据张量体积平均和材料各组分的刚度退化规律,提出了失效后的材料刚度预测模型。在此基础上,引入结构逐渐累积损伤的思想,提出了适用于复杂结构件在空间应力状态下的 2.5 维机织复杂结构件强度的分析方法。

2) 分别模拟分析了 2.5 维机织结构平板经向拉伸和纬向拉伸的逐渐累积损伤过程,并拟合

得到了其应力-应变曲线,同实验曲线对比以及断口照片观察可知,本文的方法较好地反应了两种情况下的刚度退化过程和破坏机理。

3) 对 2.5 维机织某压气机静子连接结构模拟件进行了逐渐累积损伤模拟分析。结果表明,结构损伤主要集中在叶片根部,表现为压力面一侧的经纱的法向拉伸分层和纬纱内部基体开裂,以及吸力面一侧经纱法向压缩分层;当载荷继续增大时,吸力面叶根处的基体压缩失效为结构整体破坏的主要原因。

参考文献:

- [1] 孙慧玉. 三维编织复合材料力学行为研究进展[J]. 材料科学与工程学报, 2010, 28(1): 140-144.
SUN Huiyu. Mechanics research progress of 3D braided composite[J]. Journal of Materials Science and Engineering, 2010, 28(1): 140-144. (in Chinese)
- [2] 汪星明, 邢誉峰. 三维编织复合材料研究进展[J]. 航空学报, 2010, 31(5): 914-927.
WANG Xingming, XING Yufeng. Developments in research on 3D braided composites[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(5): 914-927. (in Chinese)
- [3] 左惟炜. 三维编织复合材料力学性能与工程应用研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2006.
ZUO Weiwei. Research on mechanical properties and engineering application of 3-D braided composites[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2006. (in Chinese)
- [4] Ko F K. Three-dimensional fabrics for composites: an introduction to the magna weave structure[C]//Proceedings of the 4th international conference on composite materials. Tokyo: Japan Composite Materials, 1982: 1609-1619.
- [5] DU Guangwu, Ko F K. Unit cell geometry of 3D braided structures[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 1993, 12(7): 752-768.
- [6] Ma C L, Yang J M, Chou T W. Elastic stiffness of three dimensional braided textile structural composites[J]. ASTM Special Technical Publication, 1986, 893: 404-421.
- [7] Yang J M, Ma C L, Chou T W. Fiber inclination model of three-dimensional textile structural composite[J]. Journal of Composite Materials, 1986, 20(5): 472-484.
- [8] 姜黎黎, 曾涛. 三维编织复合材料力学性能研究进展[J]. 哈尔滨理工大学学报, 2011, 16(1): 34-41.
JIANG Lili, ZENG Tao. Development of investigations into mechanical properties of 3D braided composites[J]. Journals of Harbin University of Science and Technology, 2011, 16(1): 34-41. (in Chinese)
- [9] Kaildindi S R, Abusafieh A. Longitudinal and transverse moduli and strengths of low angle 3D braided composites[J]. Journal of Composites Materials, 1996, 30(8): 885-905.

[10] 左惟炜,肖来元,廖道训. Tsai-Wu 准则用于三维编织复合材料矩形梁强度计算[J]. 华中科技大学学报:自然科学版,2006,34(12):74-76.
ZUO Weiwei, XIAO Laiyuan, LIAO Daoxun. Calculating the strength of 3D braided composite rectangle beam by using Tsai-Wu criteria[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology: Nature Science Edition, 2006, 34(12):74-76. (in Chinese)

[11] 董伟锋,肖军,李勇,等. 2.5 维编织复合材料弹性性能的理论研究[J]. 南京航空航天大学学报,2005,37(5):659-663.
DONG Weifeng, XIAO Jun, LI Yong, et al. Theoretical study of elastic properties of 2.5D braided composites[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 37(5):659-663. (in Chinese)

[12] 董伟锋,肖军,李勇. 2.5 维编织复合材料力学性能的有限元分析[J]. 材料科学与工程学报,2007,25(5):657-661.
DONG Weifeng, XIAO Jun, LI Yong. Finite element analysis of the mechanical properties of 2.5D braided composites[J]. Journal of Materials Science and Engineering, 2007, 25(5):657-661. (in Chinese)

[13] 卢子兴,刘振国,麦汉超. 三维编织复合材料强度的数值预报[J]. 北京航空航天大学学报,2002,28(5):563-565.
LU Zixing, LIU Zhenguo, MAI Hanchao. Numerical prediction of strength for 3D braided composites[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(5):563-565. (in Chinese)

[14] 庞宝君,杜善义,韩杰才,等. 三维多向编织复合材料非线性本构行为的细观数值模拟[J]. 复合材料学报,2000,17(1):98-102.
PANG Baojun, DU Shanyi, HAN Jiecai, et al. Nonlinear behaviour of the constitutive simulation of meso-scopic computational mechanics for 3D braided composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2000, 17(1):98-102. (in Chinese)

[15] 徐焜,许希武. 三维编织复合材料渐进损伤的非线性数值分析[J]. 力学学报,2007,39(3):398-407.
XU Kun, XU Xiwu. Nonlinear numeric analysis of progressive damage of 3D braided composites[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2007, 39(3):398-407. (in Chinese)

[16] 郑君,温卫东,崔海涛. 2.5 维机织复合材料强度准则[J]. 材料科学与工程学报,2012,30(5):672-676.
ZHENG Jun, WEN Weidong, CUI Haitao. Failure criteria of 2.5D woven composites[J]. Journal of Materials Science & Engineering, 2012, 30(5):672-676. (in Chinese)

[17] 朱元林. 碳/碳复合材料疲劳寿命预测模型与分析方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2012.
ZHU Yuanlin. Research on prediction of damage failure and fatigue life for C/C composites[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)

[18] 郑君. 2.5 维机织复合材料刚度预测及失效准则研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2008.
ZHENG Jun. Research on elastic property prediction and failure criteria of 2.5D woven composites[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)