

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.01.003

基于多尺度方法的飞行器结构强度分析

童明波¹ 梁珩^{1,2}

(1. 南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京, 210016;

2. 中国商飞上海飞机设计研究院, 上海, 201210)

摘要: 建立了一套飞行器结构多尺度分析方法, 能够较为高效、准确地分析飞行器结构的力学行为, 确定危险区域以及研究损伤模式。采用层次多尺度法, 分别建立了飞行器整体结构、局部舱段结构、单钉连接模型三种有限元模型, 对飞行器结构进行分析。建立了宏观变量与细观响应之间的信息传递和反馈。对三向正交碳/碳机织复合材料的宏观刚度和强度性能进行了预测, 建立了宏观损伤起始包络线。采用协同多尺度法对单钉连接模型进行渐进损伤分析。研究表明该方法具有良好适用性, 能够较为准确地分析结构的损伤模式, 为飞行器结构设计提供参考。

关键词: 飞行器; 复合材料; 结构强度; 多尺度

中图分类号: V19 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2019)01-0016-08

Structural Strength Analysis of Aircraft Based on Multi-scale Method

TONG Mingbo¹, LIANG Heng^{1,2}

(1. Ministerial Key Discipline Laboratory of Advanced Design Technology of Aircraft, Nanjing University of Aeronautics &

Astronautics, Nanjing, 210016, China; 2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai, 201210, China)

Abstract: A multi-scale analysis method for aircraft structure was established to analyze the mechanical behavior of aircraft structures, determine the dangerous area and study the damage mode efficiently and accurately. Three finite element models, namely, the overall structure finite element model, the local structure finite element model and the single-nail connection finite element model, were established to analyze the structure of aircraft by using the hierarchical multi-scale method. The information transmission and feedback between the macro variables and the mesoscopic response were established. The macroscopic stiffness and strength properties of the three-direction orthogonal carbon / carbon woven composites were predicted, and the macroscopic damage initiation envelope was established. The progressive damage analysis of the single-nail connection model was carried out by the synergistic multi-scale method. It is shown that the method has good applicability and can accurately analyze the damage mode of the structure. The presented research may provide a reference for design of aircraft structures.

Key words: aircraft; composite; structure strength; multi-scale

未来飞行器要具备超高空、超高声速飞行的特点, 在飞行过程会受到极其严苛的气动力和气动热环境, 因此需要新型复合材料来保障飞行器的安

全。由于复合材料是采用两种或多种不同性质的材料用物理或化学方法在不同尺度上经过一定的空间组合而形成的多相材料系统^[1-2], 因而在微观

收稿日期: 2018-10-31; 修订日期: 2018-12-30

作者简介: 童明波, 男, 教授, 博士生导师, 主要研究方向: 损伤容限研究、复合材料设计与分析。曾获中国高校科学技术奖科技进步二等奖, 中国航空学会科学技术奖技术开发三等奖。主持或参加民用飞机科研项目几十余项, 发表高水平学术论文 87 篇。

通信作者: 童明波, E-mail: tongw@nuaa.edu.cn。

引用格式: 童明波, 梁珩. 基于多尺度方法的飞行器结构强度分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(1): 16-23.
TONG Mingbo, LIANG Heng. Structural Strength Analysis of Aircraft Based on Multi-scale Method[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(1): 16-23.

上展现出不均匀的性质,并且宏观材料性能取决于组分的性能及其在空间的结构形式,这对飞行器结构强度分析带来了一定的困难^[5]。

传统的强度分析多采用宏观均匀化方法,即在宏观尺度上将材料等效成均匀的材料,采用均匀化后的材料性能来研究结构强度。Egan 等人^[4]使用非线性有限元法建立了埋头单钉搭接接头的有限元模型,分析了埋头孔边界处的应力分布,结果表明埋头孔周围区域发生了沿厚度方向的压缩破坏,损伤程度随着螺栓孔间隙的增加而增大。Li 等人^[5]计算了 C/SiC 接头的非线性应力分布,研究了孔参数对 C/SiC 带板力学性能的影响,模拟结果与试验断裂载荷和损伤模式一致。Tang 等人^[6]用 Hashin 理论作为损伤起始标准来研究 C/C 编织复合材料螺栓连接结构在单向拉伸载荷作用下的力学性能和失效机理,有限元结果与试验结果具有良好的一致性。Liang^[7]采用整体/局部法对运载火箭连接结构进行了强度分析,在局部分析中采用 Tsai-Wu 准则作为材料失效的判断依据。在上述这些分析中采用的材料性能一般通过大量的试验获得,或者通过有限元方法结合宏观强度理论计算得到,具有计算效率高的特点,但是对于不同的材料体系,需要建立不同的宏观强度理论体系。另一种结构强度的分析方法则是基于细观力学,建立出材料的细观内部结构,再基于材料组分的性能研究结构强度。Lomov 等^[8-9]提出了一种称为 meso-FE 的有限元模型,通过建立细观几何模型来研究三维正交编织复合材料和二维编织复合材料的力学行为。Tsukrov 等人^[10]开发了一种细观有限元模型来预测三维正交编织复合材料的固化诱导微裂纹,预测结果与 CT 扫描观察到的实际微裂纹之间具有良好的一致性。Dai 和 Cunningham^[11]建立了一套完整的细观有限元模型和宏观镶嵌模型用于模拟三维编织复合材料结构的弹性和渐进损伤行为,两种模型计算的弹性模量和强度值与试验量值的误差在 20% 以内。细观力学方法具有非常高的计算精度,但是建立和计算材料的细观结构需要占用大量的时间和计算资源。为了使结构强度研究既具有宏观均匀化分析方法的高效率,又能在关键部位具有细观模型的精度,需要发展一套多尺度分析方法。基于上述原因,本文基于商用有限元分析平台 ABAQUS,建立了一套多尺度分析法,该方法能有效的提高飞行器结构分析效率,寻找飞行器结构危险位置,并确定危险结构损伤模式,从而更加高效的指导飞行器结构设计。

1 多尺度分析方法流程

1.1 多尺度分析方法分类

对于航空航天结构中常用的复合材料,一般只

需要考虑宏观和细观两个尺度,即在细观尺度上研究材料的组分属性和复合形式,在宏观尺度上研究复合材料结构的整体响应。根据高阶尺度与低阶尺度关联计算方法的不同,多尺度分析方法可以分为层次法(Hierarchical)、协同法(Synergistic)和并行法(Concurrent)三类^[12]。本文采用采用层次法与协同法相结合的方法对飞行器结构进行宏观细观分析。

1.2 飞行器结构宏观多尺度法分析流程

飞行器结构多尺度分析问题一般可以概述为:在宏观载荷的作用下,飞行器结构因为结构形式、载荷分布、边界条件等多种原因,在局部区域出现高应力状态,称为“危险区域”。在危险区域内,细观尺度的纤维束和基体可能会产生不同程度的损伤,如纤维折断、基体开裂等。这些损伤会使得局部结构的力学性能衰减甚至失效,进而引起宏观计算中的载荷重新分配,影响结构的受力状态。

在飞行器宏观结构计算过程中,由于飞行器结构复杂,连接结构众多,想要建立出精细有限元模型不仅难度大而且极为耗时,因此本文采用层次多尺度分析方法,分别建立多级飞行器结构模型,逐级细化模型,得到较为精确的应力应变结果,如图 1 所示,基本的数值分析过程主要分为以下几个步骤。

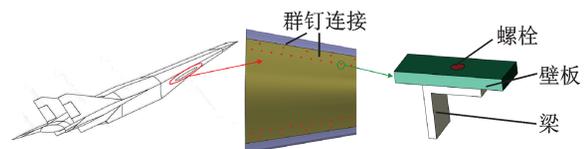


图 1 飞行器多尺度分析方法

Fig.1 Multi-scale analysis of aircraft

首先,根据飞行器整体结构特点建立总体模型,该模型网格尺寸较大,局部细节如连接结构等被简化,主要用于整体应力应变状态的计算和强度估算。根据总体模型的分析结果,选定需要进一步研究的二级子模型。

然后,建立二级子模型,将总体模型的分析结果作为二级子模型的边界条件。该模型网格划分较精细,并建立群钉连接结构,以获取较为准确的钉载计算结果并判定损伤可能出现的区域。

最后,将损伤可能出现的区域取出建立三级子模型。三级子模型用于损伤分析,在此模型中随着外载的增加,采用协同多尺度法在细观尺度上对复合材料进行损伤分析。由三级子模型的分析结果可以最终确定结构的破坏形式。

1.3 飞行器结构细观多尺度法分析流程

复合材料在细观结构上的损伤是宏观结构失效的主要原因。基于协同多尺度方法,分析细观结构的损伤对宏观结构的影响,计算流程如图 2 所示。

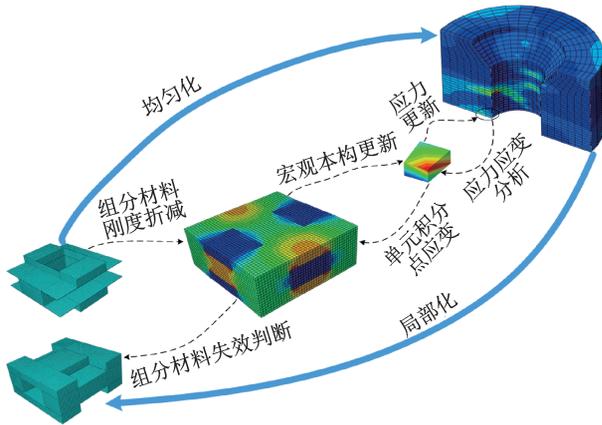


图 2 复合材料结构多尺度法分析流程

Fig. 2 Multi-scale analysis process for composite structure

首先,对复合材料宏观结构进行研究。分析宏观结构形式、材料属性、受载情况等对结构内部的应力、应变分布的影响,利用宏观唯象强度理论判断结构中的关键区域。

然后,对关键区域采用多尺度分析方法,将宏观结构单元的特定响应量传递到细观模型中。在细观模型中,利用细观渐进损伤演化模型判断细观模型在宏观响应量的作用下的单元损伤情况。如果发生损伤,则对相应单元的材料进行刚度折减。接着根据单元损伤情况对整个单胞模型进行均匀化处理,计算损伤后的材料宏观力学性能。

最后,更新宏观结构中受损的单元材料力学性能,对整体结构重新进行宏观力学分析并进入下一个载荷步,直到全部计算结束。

为了实现不同尺度之间的耦合,需要解决的关键问题是不同尺度模型之间信息传递。本章基于商用有限元分析平台 ABAQUS,通过其用户自定义子程序(User subroutine)和 PDE (Python development environment)进行二次开发,实现了不同尺度模型之间的信息传递,建立了协同多尺度分析方法。其主要分析计算框架如图 3 所示。

在宏观模型中,与细观模型的信息传递通过用户自定义子程序 UMAT(用户自定义材料子程序)实现。该宏观 UMAT 不仅定义了宏观材料的本构,而且提供了与细观模型通信的接口,主要完成以下几个功能:

(1)建立宏观均匀化材料本构模型,根据宏观唯象强度理论判断材料是否处于损伤阶段。如果没有损伤发生,则直接对结构进行线弹性分析并进入下一个增量步。

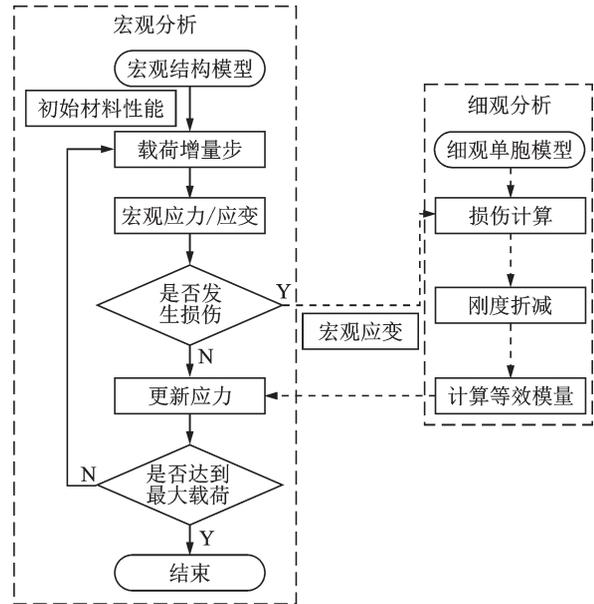


图 3 复合材料协同多尺度分析框架

Fig. 3 Framework of synergistic multi-scale analysis on composite

(2)如果材料有可能发生损伤,则将当前增量步的单元应变及应变增量写入到外部文件中,调用细观有限元模型读取上述信息,执行细观模型分析。

(3)读取细观模型计算的损伤状态下的应力应变,计算含损伤状态的材料均匀化刚度,更新材料本构模型。如果损伤区域刚度低于初始刚度的 10%,则认为宏观模型单元已经完全失效,将宏观模型单元的刚度折减到初始刚度的 1%,后续的增量步中将不再进行多尺度计算。

在细观模型中,预先准备好单胞模型的 .inp 母版文件,通过 Python 开发环境,编写执行单胞模型的前后处理程序,结合 UMAT 子程序进行单胞模型的渐进损伤分析。该程序主要实现以下几个功能:

(1)复制单胞模型的母版文件,读取宏观 UMAT 子程序写出的应变和应变增量,并修改复制文件中相应的参数。

(2)对细观模型在宏观应变作用下的响应进行分析,调用细观 UMAT 子程序,读取单元初始损伤状态,执行单胞渐进损伤分析。如果单胞中出现新的损伤单元,则更新损伤状态信息。如果没有新的单元损伤,结束细观模型分析,返回宏观模型。

(3)如果有新的单元损伤,则根据新的单元损伤状态,利用线性独立应变组合,计算损伤单胞在 6 个自由度上的应力、应变并写出到外部文件中。最后返回宏观模型读取应力、应变,计算含损伤的宏观单元的均匀化刚度。

在宏观模型计算的每个增量步中,细观单胞模型都将当前增量步的应变作为初始状态,应变增量作为位移边界条件,读取上一步中单胞的损伤状态,进行一步计算。这样既避免了单胞模型非线性分析的收敛问题,又提高了整体分析效率,还能保证宏观和细观模型都是渐进失效的。

2 复合材料力学性能预测

2.1 复合材料几何模型

本文主要建立了三向正交机织复合材料的单胞有限元模型并对其力学性能进行了研究。理想状态下,单胞模型中的纤维束截面形状可以近似等效为矩形。根据材料结构中的尺度,经纱和纬纱的截面尺寸为 $0.62 \text{ mm} \times 0.235 \text{ mm}$, Z 向纱的截面形状为正方形,边长为 0.5 mm 。建立的单胞模型如图 4 所示,单胞尺寸为 $1.125 \text{ mm} \times 1.125 \text{ mm} \times 0.48 \text{ mm}$ 。纤维束和基体均采用八节点线性减缩积分单元(C3D8R),单胞网格总数为 90 506,其中纤维束网格为 73 332。

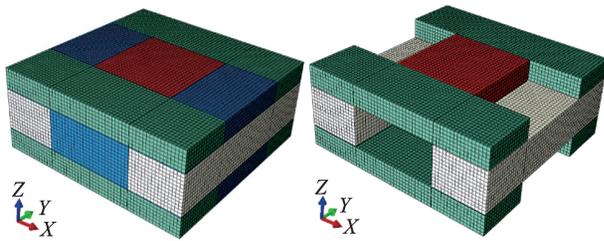


图 4 三向正交单胞有限元模型

Fig. 4 Finite element model of 3D C/C orthogonal composite

2.2 复合材料组分性能

三向正交碳/碳复合材料各组分的弹性和强度性能列于表 1 和表 2 中。其中上标*表示材料性能缺少制造方提供的数据,通过查阅文献和采用式(1—3)估算得到^[13]。其余的材料性能则由制造方提供

$$Y_t = \frac{1 + V_f \left(\frac{1}{\eta_t} - 1 \right)}{K_m^t} X_m \quad (1)$$

$$Y_c = \frac{1 + V_f \left(\frac{1}{\eta_c} - 1 \right)}{K_m^c} S_m \quad (2)$$

$$Y_s = \frac{1 + V_f \left(\frac{1}{\eta_s} - 1 \right)}{K_m^s} S_m \quad (3)$$

式中: Y_t, Y_c, Y_s 分别代表纤维束横向拉伸、压缩和剪切面内强度; X_m 和 S_m 分别为基体的拉伸强度和剪切强度; η_t, η_c, η_s 为Cai经验系数; K_m^t, K_m^c, K_m^s 表示基体的拉伸、压缩和剪切应力集中系数。一般

η_t, η_c, η_s 取 0.5, K_m 取值范围为(0, 1]。

表 1 纤维束材料性能

Tab. 1 Properties of yarn		MPa
性能参数	经纱和纬纱	Z 向纱
纵向模量	337 400	115 500
横向模量*	14 000	12 600
面内剪切模量*	6 300	5 600
面外剪切模量*	11 000	7 900
纵向拉伸强度	650	405
纵向压缩强度	560	220
横向拉伸强度*	90	60
横向压缩强度*	90	60
面内剪切*	90	60

表 2 基体材料性能

Tab. 2 Properties of matrix				
弹性模量/ MPa	泊松比	拉伸强度/ MPa	压缩强度/ MPa	剪切强度/ MPa
8 700	0.1	12.5	41.7	12

2.3 复合材料强度准则

2.3.1 宏观唯像强度理论

在飞行器多尺度分析的宏观分析阶段,由于需要快速判断材料是否处于损伤阶段,划分损伤区域,并不需要精确的对材料的损伤模式进行分析。本文采用三维 Tsai-Wu^[14-15]强度理论,通过对理论公式中参数数值进行合理的缩放,建立材料结构损伤起始的宏观包络线,快速确定材料是否处于损伤阶段进而进行细观分析。三维 Tsai-Wu 二阶张量多项式的表达形式为

$$F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_3 \sigma_3 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{33} \sigma_3^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + 2F_{23} \sigma_2 \sigma_3 + 2F_{31} \sigma_3 \sigma_1 + F_{44} \tau_{12}^2 + F_{55} \tau_{23}^2 + F_{66} \tau_{31}^2 = 1 \quad (4)$$

式中: σ_i 和 τ_{ij} 为应力张量, F_i, F_{ii} 和 F_{ij} 为表征材料特性的强度张量。计算公式如下

$$F_1 = \frac{1}{U_t} - \frac{1}{U_c}, F_2 = \frac{1}{V_t} - \frac{1}{V_c}, F_3 = \frac{1}{W_t} - \frac{1}{W_c}$$

$$F_{11} = \frac{1}{U_t U_c}, F_{22} = \frac{1}{V_t V_c}, F_{33} = \frac{1}{W_t W_c},$$

$$F_{44} = \frac{1}{S_{UV}^2}, F_{55} = \frac{1}{S_{VW}^2}, F_{66} = \frac{1}{S_{WU}^2}$$

$$F_{12} = -\frac{1}{2\sqrt{U_t U_c V_t V_c}}, F_{23} = -\frac{1}{2\sqrt{V_t V_c W_t W_c}},$$

$$F_{31} = -\frac{1}{2\sqrt{W_t W_c U_t U_c}} \quad (5)$$

式中: U, V, W 代表材料的 3 个坐标方向的强度; t, c 分别为拉伸和压缩面; S 为剪切强度。

2.3.2 细观强度理论

细观强度采用陈滨琦等^[16]提出的基于物理失

效机制的强度准则。具体计算公式如下。

(1) 基体压缩失效

$$f_{mc} = \frac{\tau_T^2 + \tau_L^2}{(S_T - \mu_T \sigma_n)^2} \quad (6)$$

式中: S_T 为基体断裂面上的剪切强度, σ_n 为断裂面上的正应力, τ_T 为横向剪切应力, τ_L 为纵向剪切应力, μ_T 为断裂面压缩对剪切强度的附加系数。当 f_{mc} 等于1时, 基体发生压缩失效。

(2) 基体拉伸失效

在正应力 σ_n 与剪切应力 τ_T 和 τ_L 共同作用下, 基体发生拉伸断裂, 其失效准则为

$$f_{mt} = \frac{\sigma_n^2}{Y_t^2} + \frac{\tau_T^2 + \tau_L^2}{S_T^2} \quad (7)$$

式中: Y_t 为基体拉伸强度; 当 f_{mt} 等于1时, 基体发生拉伸失效。

(3) 纤维压缩失效

$$f_{fc} = \frac{\tau_T^2 + \tau_L^2}{(S_\beta - \mu_\beta \sigma_n)^2} \quad (8)$$

式中: S_β 为纤维折断面剪切强度; μ_β 为折断面上压缩对剪切强度的附加系数。当 f_{fc} 等于1时, 纤维发生压缩失效。

(4) 纤维拉伸失效

纤维拉伸失效采用最大应力失效准则:

$$f_{ft} = \frac{\sigma_{11}}{X_t} \quad (9)$$

式中: X_t 为纤维束拉伸强度。当 f_{ft} 等于1时, 纤维发生拉伸失效。

2.4 复合材料性能预测与验证

根据上述材料模型和性能, 结合细观强度准则, 采用线性独立应变组合的方法, 对三向正交碳/碳织复合材料的宏观刚度和强度性能进行了预测。为了验证预测结果的准确性, 本文从制造方选取常温拉伸、常温压缩和面内剪切三组试验结果对比力学性能。所有试验均按照 ASTM 试验标准进行。

有限元预测的材料力学性能与试验获得的性能对比列于表3中。三个方向的应力-应变曲线对比分别见图5—7。可以看出有限元计算得到拉伸、压缩和剪切的强度值在试验值范围之内或者相差不大; 拉伸模量与试验结果吻合, 剪切模量的预测结果偏低, 主要是因为材料组分性能获取时, 对纤维束剪切模量的估算偏低。这说明本文采用的细观强度准则在三向正交复合材料胞中具有良好的适用性, 预测的结果具有一定的可信度。从应力-应变曲线上看, 复合材料拉伸和压缩呈现脆性断裂状态, 曲线在表现出良好的线性后突然下降。剪切的载荷曲线则是明显的非线性。

根据预测结果和应力-应变曲线, 在飞行器多尺

表3 有限元预测性能与试验结果对比

Tab. 3 Comparison between predicted and measured values

参数	预测值	试验值
纵向拉伸模量 E_1	109 750	115 400
横向拉伸模量 E_3	29 240	
剪切模量 G_{12}	8 250	15 300
剪切模量 $G_{23} = G_{13}$	6 450	
泊松比 ν_{12}	0.02	
泊松比 $\nu_{23} = \nu_{13}$	0.052	0.051
拉伸强度 X_t	204.48	189.98~269.46
压缩强度 X_c	180.77	140.25~191.88
剪切强度 S	34.86	35.24~36.72

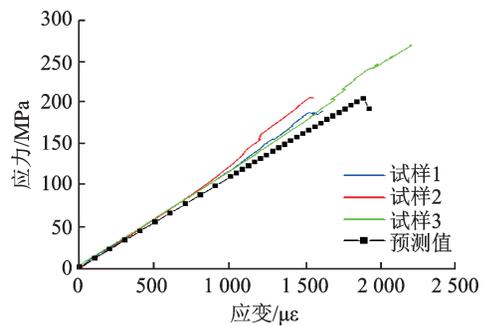


图5 三向正交复合材料拉伸曲线

Fig. 5 3D C/C orthogonal composite tensile stress-strain curves

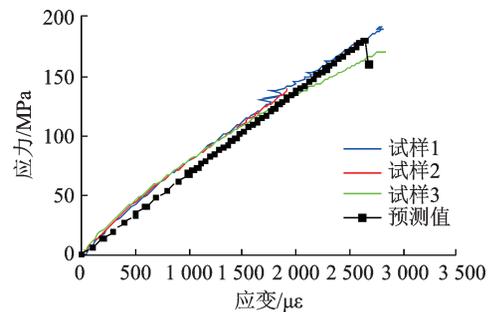


图6 三向正交复合材料压缩曲线

Fig. 6 3D C/C orthogonal composite compressive stress-strain curves

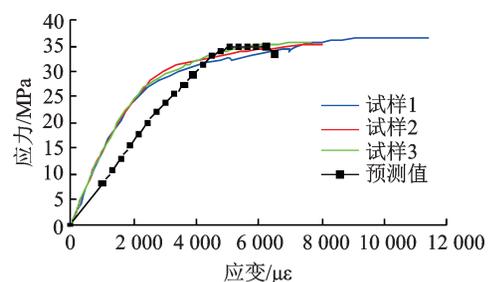


图7 三向正交复合材料面内剪切曲线

Fig. 7 3D C/C orthogonal composite shear stress-strain curves

度分析中,选取拉伸和压缩强度值的 90% 作为宏观损伤起始值;由于剪切应力-应变曲线呈现出明显的非线性,选取剪切强度的 60% 作为宏观损伤起始值。

3 飞行器结构多尺度分析

3.1 宏观层次多尺度分析

根据资料建立飞行器整体结构模型,如图 8 所示。该飞行器主要包括热防护结构和内部金属结构,隔热壁板采用三向正交碳/碳机织复合材料,其宏观力学性能采用材料预测结果。隔热壁板与高强隔热结构及其他支撑结构之间的连接结构简化为绑定(Tie)约束。为了提高计算效率,整体模型采用较粗网格进行划分,网格总数为 732 870,主要为线性六面体缩减积分单元(C3D8R)。

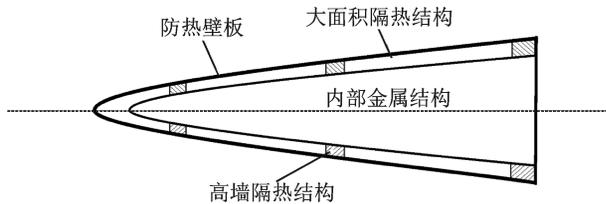


图 8 飞行器结构示意图

Fig. 8 Aircraft structure diagram

采用 CFD 软件计算出飞行器在某飞行工况下的气动载荷,并插值到有限元模型的表面网格上。为模拟飞行状态,采用惯性释放(Inertia relief)作为计算的边界条件,选取飞行器内部支架安装板上靠

近质心的节点作为虚拟约束。根据计算结果,发现飞行结构后舱段受到的载荷最严重。因此选取飞行器后舱段建立第二级精细模型。

舱段模型结构主要划分为上盖板、底板、侧缘、连侧梁及内部冷结构。连接梁与盖板和底板之间的机械连接结构采用商业有限元软件 ABAQUS 提供的 Fastener 单元进行模拟。精细模型单元总数为 465 200。舱段前后截面施加从上级模型中提取的子模型边界条件,并在盖板和底板的外表面施加气动力。建立的有限元模型如图 9 所示。

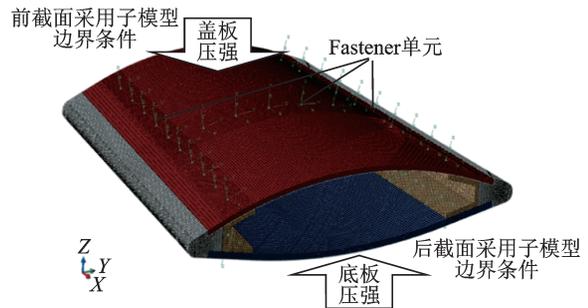


图 9 后舱段子模型热结构有限元模型

Fig. 9 Thermal structure finite element sub-model of rear compartment

对舱段模型进行有限元分析。迎风面壁板的应力分布云图如图 10 所示。可以看出,壁板与侧梁的群钉连接区域存在明显的应力集中现象,应作为危险区域重点研究分析。

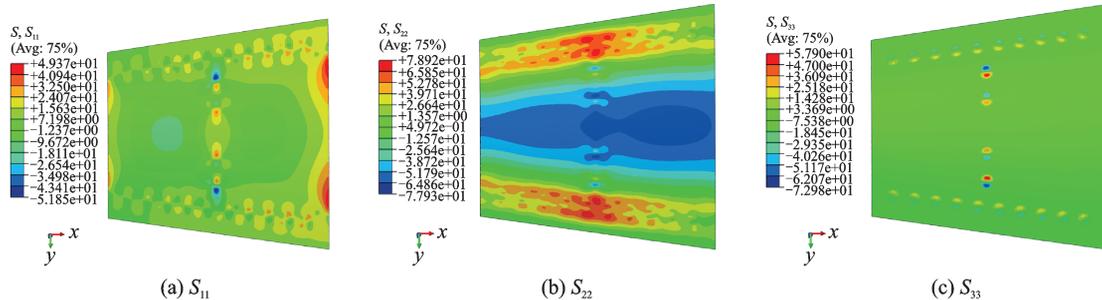


图 10 迎风面壁板主应力分布云图

Fig. 10 Principal stress distribution of windward surface

3.2 宏观协同多尺度分析

为进一步研究飞行器连接结构的损伤破坏形式,选取受载最大的侧梁和底板之间第三颗螺栓及其周围区域,进一步细化螺栓连接处网格,建立单钉连接模型,如图 11 所示。由于孔周存在应力集中,是初始损伤最易发生的地方,因此对圆孔周围进行局部网格细化,采用协同多尺度法进行研究。细化的网格尺寸在 1.125 mm × 1.125 mm × 0.5 mm 左右,以保证和细观单胞模型尺寸相近。为了研究不同螺栓直径的影响,分别建立了 8 mm(M8)和 10 mm

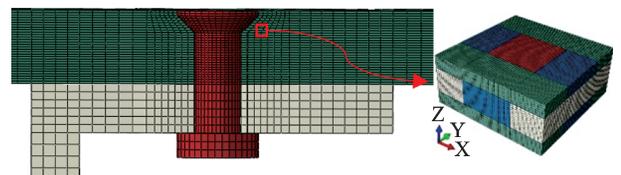


图 11 单钉连接有限元模型

Fig. 11 Finite element model of single bolt

(M10)两种尺寸的螺栓模型。模型底板表面施加气动载荷,四周采用位移插值边界条件。

计算得到的 M8 和 M10 孔的多尺度渐进损伤

过程如图12所示。蓝色代表未损伤单元,红色代表失效单元,其他颜色代表损伤单元,根据颜色由蓝向红的渐变可以判断单元的损伤程度。载荷达到极限载荷的65%时,两种尺寸的螺孔均出现了不同程度的初始损伤,该损伤主要是由于孔边与螺栓的挤压应力造成。当载荷达到极限载荷的73%时,M8孔挤压损伤进一步扩展,同时沉头周围开始出现由拉伸应力产生的损伤。而M10孔直到81%的极限载荷时才产生拉伸初始损伤。完全加载时,两种尺寸的螺孔均已出现大面积的损伤。表4列出了M10与M8孔周损伤和失效单元的比例。可

以看出无论是损伤还是失效,M8孔的比例都要比M10大一些,这表明该结构在选定的载荷工况下选用M10螺栓可以拥有更强的抗损伤能力。

表4 不同尺寸连接结构的损伤对比

Tab. 4 Damage comparison of two connections

参数	M10	M8
孔周损伤体积比例/%	3.50	4.00
孔周失效体积比例/%	1.60	2.31
螺栓剪切应力 /MPa	27.25	30.72

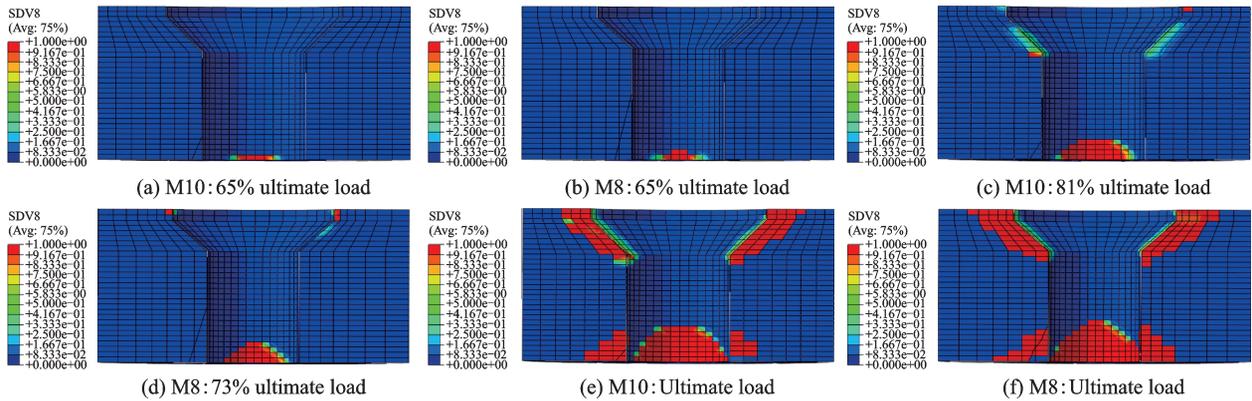


图12 孔周渐进损伤截面视图

Fig.12 Section view of progressive damage of holes

通过采用多尺度分析方法对飞行器在某工况下的分析,可以得知,飞行器后舱段迎风面壁板与侧梁的连接结构受到严重的平行于展向的载荷。受载最严重的螺栓连接区域已经产生严重的损伤,被连接件孔周出现了大面积的拉伸破坏。需要对该处连接结构进行加强设计,以保证飞行器结构安全。加强方式包括增大连接件尺寸,增加被连接件厚度,更改被连接件材料提高展向抗拉强度等。

4 结 论

(1)采用层次多尺度法与协同多尺度法相结合的方法,建立起一套结构强度多尺度分析方法,并基于商业有限元软件搭建了多尺度计算框架。该方法集成了宏观唯象强度理论和基于物理失效机制的细观强度理论,解决了宏观变量与细观响应之间的通讯问题,具有良好的可扩展性和广泛的适用性。

(2)对三向正交碳/碳机织复合材料的宏观刚度和强度性能进行了预测,验证了预测的准确性,并根据预测结果的应力-应变曲线建立了宏观强度准则的损伤起始包络线。

(3)对飞行器在某飞行工况下的结构强度进行

了分析,验证了多尺度方法的可行性。根据分析结果得到了飞行器结构的危险区域并分析了结构损伤模式。结果对于飞行器结构的选型工作和结构设计优化工作具有良好的参考价值。

参考文献:

- [1] 秦庆华,杨庆生.非均匀材料多场耦合行为的宏观理论[M].北京:高等教育出版社,2006.
QIN Qinghua, YANG Qingsheng. Macro-micro theory on multi-field couplin[M]. Beijing: Higher Education Press, 2006.
- [2] 陈玉丽,马勇,潘飞,等.多尺度复合材料力学研究进展[J].固体力学学报,2018,39(1):1-68.
CHEN Yuli, MA Yong, PAN Fei, et al. Research progress in multi-scale mechanics of composite materials[J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2018, 39 (1):1-68.
- [3] 刘宝瑞,张伟,吴振强,等.高马赫飞行器高温复合材料结构应用与研究进展[C]//第17届全国复合材料学术会议.中国:[s.n.],2012:1261-1266.
LIU Baorui, ZHANG Wei, WU Zhenqiang, et al. Application and research of high-temperature composite structure in hypersonic vehicle[C]//17th National Conference on Composite Materials. China: [s.n.],

- 2012;1261-1266.
- [4] EGAN B, MCCARTHY C T, MCCARTHY M A, et al. Stress analysis of single-bolt, single-lap, countersunk composite joints with variable bolt-hole clearance [J]. *Compos Struct*, 2012, 94:1038-1051.
- [5] LI G, WU X, ZHANG C, et al. Theoretical simulation and experimental verification of C-SiC joints [J]. *Mater Des*, 2014, 53:1071-1076.
- [6] TANG Y, ZHOU Z, PAN S, et al. Mechanical property and failure mechanism of 3D carbon-carbon braided composites bolted joints under unidirectional tensile loading [J]. *Materials & Design*, 2015, 65:243-253.
- [7] LIANG K. A global-local finite element analysis of hybrid composite-to-metal bolted connections used in aerospace engineering [J]. *Journal of Central South University*, 2017, 24(6):1225-1232.
- [8] LOMOV S V, IVANOV D S, VERPOEST I, et al. Meso-FE modelling of textile composites: Road map, data flow and algorithms [J]. *Composites Science & Technology*, 2007, 67(9):1870-1891.
- [9] LOMOV S V, BOGDANOVICH A E, IVANOV D S, et al. Finite element modelling of progressive damage in non-crimp 3D orthogonal weave and plain weave E-glass composites [C]//Proceedings of the 2nd World Conference on 3D Fabrics. Greenville, USA: Edgbaston, 2009.
- [10] TSUKROV I, BAYRAKTAR H, GIOVINAZZO M, et al. Finite element modeling to predict cure-induced microcracking in three-dimensional woven composites [J]. *International Journal of Fracture*, 2011, 172(2):209-225.
- [11] DAI S, CUNNINGHAM P R. Multi-scale damage modelling of 3D woven composites under uni-axial tension [J]. *Composite Structures*, 2016, 142:298-312.
- [12] BELYTSCHKO T, SONG J H. Coarse-graining of multiscale crack propagation [J]. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 2010, 81(5):537-563.
- [13] 王宝来. 三维编织复合材料的力学性能和尺寸效应研究 [D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2009.
- [14] GHOSH S, LEE K, RAGHAVAN P. A multi-level computational model for multi-scale damage analysis in composite and porous materials [J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2001, 38:2335-2385.
- [15] TSAI S W, WU E M. A general theory of strength for anisotropic materials [J]. *Journal of Composite Materials*, 1971(5):58-80.
- [16] 陈滨琦, 曾建江, 王玉青, 等. 三向受压下单向复合材料层板破坏的细观力学分析 [J]. *复合材料学报*, 2017, 34(4):573-583.
- CHEN Binqi, ZENG Jianjiang, WANG Yuqing, et al. Micro-mechanics analysis of damage for unidirectional composite laminates under tri-axial compression [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2017, 34(4):573-583.

(编辑:张蓓)