

复合材料夹层结构模拟冰型设计与分析

赵克良^{1,2} 周峰² 高鼎涵¹ 乔玉¹ 周光明¹ 陆志良¹

(1. 南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016; 2. 上海飞机设计研究院, 上海, 201210)

摘要:为满足 ARJ21-700 飞机模拟冰型试飞试验的需要,设计了一种新型复合材料夹层结构模拟冰型,对其用材、加工方式、安装方法进行了选定。选取模拟冰型典型段,制作试验件,通过地面模拟试验,得出了模拟冰型的脱落破坏载荷。基于界面元法,在 ABAQUS 中使用内聚力单元模拟胶接界面,计算出模拟冰型的脱落破坏载荷,计算结果与试验结果吻合良好,说明了数值模拟方法的准确性。试验、计算得出的破坏载荷都高于冰型实际受载,证明了本文设计方案可行,该种复合材料夹层结构模拟冰型可用于 ARJ21-700 飞机的试飞试验。

关键词:模拟冰型;复合材料夹层结构;脱落载荷;内聚力单元

中图分类号: TB332; V217

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2013)01-0033-05

Design and Analysis of Composite Sandwich Simulated Ice Shape

Zhao Keliang^{1,2}, Zhou Feng², Gao Dinghan¹, Qiao Yu¹, Zhou Guangming¹, Lu Zhiliang¹

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Shanghai Aircraft Design & Research Institute, Shanghai, 201210, China)

Abstract: To meet the flight test need of simulated ice shape for ARJ21-700, a new kind of composite sandwich simulated ice shape is designed. The material choosing, processing methods and installation methods are determined. A typical block of simulated ice shape is manufactured and tested to obtain its debonding load. Numerical analysis of the debonding load is carried out by ABAQUS software in which cohesive elements are employed. Good agreement between experimental results and numerical results proves the valid of the interface element method. The debonding loads from both the experiment and simulation are higher than the actual load. It can be concluded that the ice shape design in this paper is feasible. This kind of composite sandwich simulated ice shape can be used for the flight test of ARJ21-700.

Key words: simulated ice shape; composite sandwich; debonding load; cohesive element

随着我国航空工业的快速发展,大型飞机的研制已逐渐展开。ARJ21-700 客机是中国完全自主设计并制造的新支线客机,目前正处于适航取证的重要阶段。模拟冰型试飞试验作为其中的重点试飞项目,具有风险高、难度大的特点。试飞试验使用的模拟冰型需要满足以下条件:(1)质量轻;(2)选材常规;(3)易加工;(4)一定的刚度;(5)足够的自身强度和连接强度。

Y7-200A 飞机试飞使用的模拟冰型采用特质

泡沫塑料加工而成^[1],采用双面胶带粘接的方式进行安装。相比于 Y7-200A 飞机,ARJ21-700 飞机飞行速度更快,飞行过程中模拟冰型所受吸力更大,更易脱落。其发动机形式又为尾吊式,一旦脱落,冰型很有可能被吸入发动机内,对试飞安全构成极大威胁。Y7-200A 飞机使用的模拟冰型结构及其安装方式无法满足 ARJ21-700 飞机试飞试验的要求。国内也尚未开展过对此类客机试飞用模拟冰型的研究工作。

本文根据实际试飞试验需要,着重考虑模拟冰型与飞机的连接强度,设计出了一种新型复合材料夹层结构^[2]模拟冰型。通过地面试验件的制作、安装及试验,验证该结构用于试飞试验的可行性。基于界面元法^[3-7]对其连接强度进行了数值计算,将其与试验结果进行对比,验证理论分析的准确性。

1 模拟冰型设计

1.1 结构设计

模拟冰型主要集中在缝翼、平尾、垂尾、小翼和吊挂的前缘位置,其具体外形形状由上海飞机设计研究院计算得出。本文将模拟冰型分割,约为500 mm/段,相邻两段之间通过橡胶连接,用以降低相邻两段模拟冰型之间的相互作用力。

复合材料夹层结构通常由较薄的复合材料面板与较厚的芯子胶接而成^[2],具有轻质、高强、设计性强的特点。本文选用复合材料夹层结构对模拟冰型进行设计;选取质轻、易加工的材料制作夹心,用于模拟实际冰型的轮廓;在其内外侧粘贴复合材料面板,用于提高模拟冰型自身的强度,同时可扩大模拟冰型与蒙皮的连接面积,提高连接强度。为模拟真实冰型的粗糙程度,在其外表面粘贴尺寸为2~3 mm的石英砂。

1.2 材料选择

夹心主要考虑了3种材料,分别是聚氨酯泡沫、ABS塑料和红松。聚氨酯泡沫质量轻,但不易加工,胶接性能差;ABS塑料具优良的力学性能,易加工,稳定性好,但密度太大。因此,本文选用了加工性能好、密度适中、胶接性能好的红松作为夹心材料。

面板则选用树脂基玻璃纤维增强复合材料(又称“玻璃钢”),该种材料比重小、比强度高,具有较高的性价比和稳定的力学性能,使用广泛,取材便利。基体选用环氧树脂618,增强材料选用0.2 mm高强正交玻璃纤维布。

设计完成的模拟冰型结构型式如图1所示。

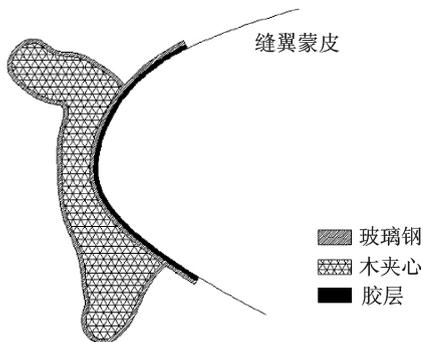


图1 模拟冰型结构示意图

2 地面破坏试验

通过对模拟冰型试飞时所受载荷的计算,本文选取了缝翼上内侧连接面积最小、受载较为严重的一段冰型,作为典型段进行研究。制作并安装该段冰型,通过地面试验考察其在以下受载情况下的强度性能。如图2所示,模拟冰型受 F_1 (升力方向)、 F_2 (弦向)合力作用,合力最大时为2.94 kN,分解得 $F_1=1.61$ kN, $F_2=-2.45$ kN,合力方向与升力方向的夹角为 56.7° 。制作、安装完成的模拟冰型试验件需在 F_1, F_2 的共同作用下不发生破坏或脱落。

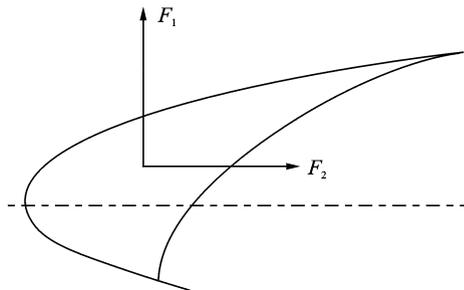


图2 模拟冰型受力示意图

2.1 试验件制作与安装

根据三维数模,加工了外侧曲面与缝翼外形一致的铝模,作为试验基座,模拟缝翼前缘外形。

根据模拟冰型内表面尺寸裁剪0.2 mm玻璃纤维布,铺设在铝模的安装区域上,用配制好的环氧树脂浸透,待24 h后固化。将AB胶按1:1的比例配制后,均匀涂抹在木夹心的内表面,安装木夹心至对应位置,紧按木夹心至AB胶初步固化(AB胶固化速度快于环氧树脂,便于木夹心的安装固定)。裁剪0.2 mm玻璃纤维布铺于冰型外表面及铝模上,用环氧树脂浸透。至外层玻璃纤维布固化,模拟冰型试验件制作完成。制作完成的模拟冰型试验件如图3所示。



图3 模拟冰型安装完成图

2.2 试验加载方法

如图 4 所示,试验时,铝模与地面通过夹具固定,为保证加载方向与实际受力方向一致,使铝模弦向与地面呈 56.7° ,模拟冰型前缘面向上。在模拟冰型外表面粘贴帆布带,帆布带与加载装置相连,加载装置由杠杆、作动筒、手动液压车组成。通过调节液压车油压阀门控制作动筒的伸缩,带动杠杆实现加载,直至模拟冰型完全破坏或从铝模表面脱落。加载过程中,使用载荷传感器和载荷记录仪采集数据。

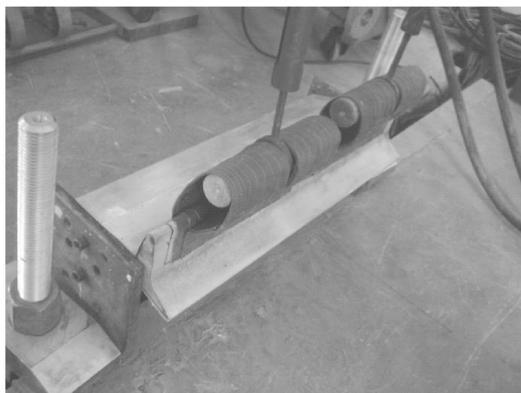


图 4 试验加载方式示意图

2.3 试验结果与分析

根据 2.1 节确定的安装方式和 2.2 节确定的加载方式,进行了合力作用下模拟冰型地面破坏试验。破坏主要发生在内层玻璃钢与铝模之间的胶接界面处,模拟冰型主体未出现明显破坏。当载荷达到峰值后,模拟冰型迅速从铝模表面脱离,树脂残留量较少。破坏形式如图 5 所示。



图 5 试验破坏形式示意图

试验共进行了 3 次,破坏方式一致,破坏载荷相近,分别为 10.36, 10.92 和 9.80 kN,三者都远高于试飞时模型冰型所受实际载荷,取平均约为 10.36 kN。说明在合力作用下,该段模拟冰型的胶接强度满足飞行要求,在试飞过程中模拟冰型自身不会发生破坏,也不会从飞机表面脱落。本文结

构设计及安装方案可行。

3 数值模拟与分析

3.1 界面元法

模拟冰型数量较多,逐个制作试件并进行地面试验不切实际。本文拟采用界面元法对模拟冰型的胶接强度进行计算,并与试验值进行比较,验证该数值模拟方法的可行性。作为世界上最先进的大型通用有限元分析软件之一,ABAQUS 在其单元模型中引入了内聚力单元^[4],可以模拟工程问题中涉及到的界面问题,对于研究胶接、复合材料层合板分层等界面问题具有重要作用。

3.1.1 本构关系

内聚力单元是基于牵引-分离 (Traction-separation, TS) 响应建立的。初始时刻单元本构关系是线弹性的,当满足损伤起始判据时,单元刚度下降,界面出现损伤,而后根据定义的损伤扩展方式,随着载荷的增加损伤区域逐渐扩大,直至界面破坏。

该单元上作用有 3 个力,一个是法向的正应力 σ_n ,另外两个是切向的剪应力 σ_s 和 σ_t 。在 3 个作用力下,层内产生的变形分别为: δ_n , δ_s 和 δ_t 。假设粘结区域厚度为 T_c ,那么对应的 3 个应变为

$$\epsilon_n = \frac{\delta_n}{T_c} \quad \epsilon_s = \frac{\delta_s}{T_c} \quad \epsilon_t = \frac{\delta_t}{T_c} \quad (1)$$

如图 6 所示,本文选用线弹性-线性软化本构模型^[4-7],其本构关系见式(2)。

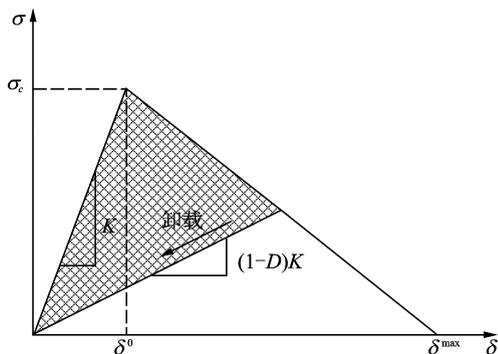


图 6 线弹性-线性软化本构模型

$$\begin{Bmatrix} \sigma_n \\ \sigma_s \\ \sigma_t \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} (1-D)K_{nn} & 0 & 0 \\ 0 & (1-D)K_{ss} & 0 \\ 0 & 0 & (1-D)K_{tt} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_n \\ \epsilon_s \\ \epsilon_t \end{Bmatrix} \quad (2)$$

式中 D 为损伤系数,其表达式如下

$$D = \begin{cases} 0 & \delta < \delta^0 \\ \frac{\delta^{\max}(\delta - \delta^0)}{\delta(\delta^{\max} - \delta^0)} & \delta^0 \leq \delta \leq \delta^{\max} \\ 1 & \delta > \delta^{\max} \end{cases} \quad (3)$$

式中: δ^0 为单元刚度退化的临界位移值; δ^{\max} 为单元失效的临界位移值; δ 为加载过程中的有效位移。

3.1.2 失效准则

本文采用二次应力准则^[8]作为刚度退化判据,其表达式如下

$$\left\{ \frac{\langle \sigma_n \rangle}{\sigma_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{\sigma_s}{\sigma_s^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{\sigma_t}{\sigma_t^0} \right\}^2 = 1 \quad (4)$$

式中: $\langle \sigma_n \rangle = \begin{cases} \sigma_n & \sigma_n > 0 \\ 0 & \sigma_n < 0 \end{cases}$; $\sigma_i^0 (i=n, s, t)$ 分别为界面法向和两个切向上的强度。

本文采用基于能量法的BK准则^[9]作为损伤扩展判据,其表达式如下

$$G^C = G_n^C + (G_s^C - G_n^C) \left(\frac{G_M}{G_N} \right)^\eta \quad (5)$$

式中: $G_i^C (i=n, s, t)$ 为法向和两个切向的临界能量释放率; $G_M = G_s + G_t$, $G_N = G_s + G_t + G_n$, $G_i (i=n, s, t)$ 为法向和两个切向的能量释放率。

3.1.3 界面参数确定

为了不影响结构本身的弹性性能,内聚力单元的刚度系数需要有足够的大小^[5],但又不可过大,否则会导致计算时数值的奇异。本文中内聚力单元刚度系数根据式(6)得出

$$K = \frac{E}{T_c} \quad (6)$$

式中: K 为内聚力单元的刚度系数; E 为胶粘剂本身的弹性模量。计算得出 $K_m = 350\,000$ MPa, $K_{ss} = K_{tt} = 131\,580$ MPa。

通过平拉试验测定界面的拉伸强度 $t_n^0 = 2.51$ MPa,通过双剪切试验测定界面的剪切强度 $t_t^0 = t_s^0 = 1.46$ MPa。用双悬臂梁(Double cantilever beam, DCB)试验测得I型层间断裂的临界能量释放率 $G_{IC} = 0.218$ N/mm,用端部缺口弯曲(End-notched flexure, ENF)试验测得II型层间断裂的临界能量释放率 $G_{IIC} = 0.560$ N/mm。

3.2 有限元模型

采用ABAQUS软件建立了模拟冰型的模型。网格划分如图7所示。胶层选用COH3D8单元(8节点三维内聚力单元),玻璃钢和铝蒙皮选用SC8R单元(8节点三维连续体壳单元),木夹心选用C3D8I单元(8节点六面体线性非协调模式单元)。玻璃钢、红松木材料参数见表1,其中 L 表示木材顺纹方向, R 表示木材横纹径向, T 表示木材横纹周向。

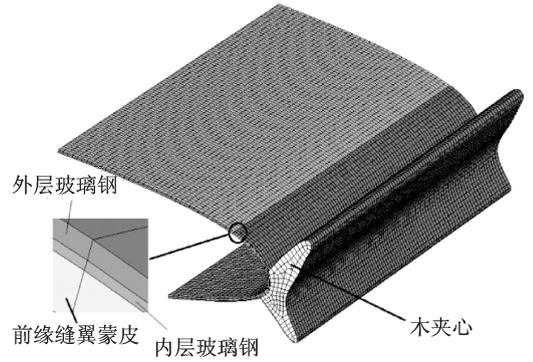


图7 有限元模型

表1 玻璃钢、红松木材料参数

材料参数	玻璃钢	红松木		
弹性模量/ MPa	E_1	16 480	E_L	16 272
	E_2	16 480	E_R	1 103
	E_3	5 550	E_T	573
剪切模量/ MPa	G_{12}	4 730	G_{LR}	676
	G_{13}	2 060	G_{LT}	1 172
	G_{23}	2 060	G_{RT}	66
泊松比	μ_{12}	0.12	μ_{LR}	0.68
	μ_{13}	0.25	μ_{LT}	0.42
	μ_{23}	0.25	μ_{RT}	0.51

3.3 计算结果与分析

为避免计算不收敛,采用ABAQUS/Explicit显示积分方法进行计算,在模拟冰型外表面施加位移载荷。图8给出了计算过程中模拟冰型的载荷-位移曲线,可以发现,当位移达到0.137 mm时,载荷达到最大为11.30 kN。

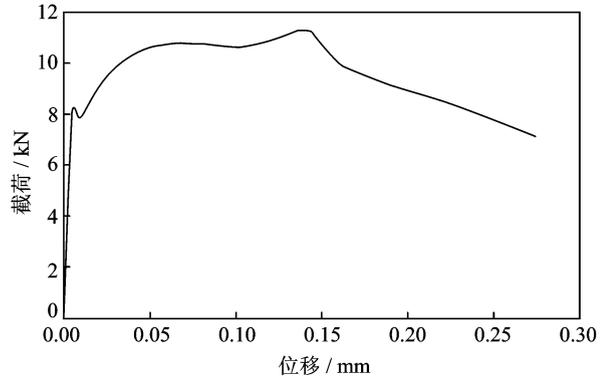


图8 载荷-位移曲线

图9给出了位移 U 为0.005 mm和0.137 mm时内聚力单元的损伤系数。结合图8可以发现,初始时,载荷-位移曲线呈线性增长,直至缝翼前缘处出现损伤,曲线斜率下降。载荷继续上升,至前缘处部分单元出现破坏,无法承载,整体刚度下降,使得载荷出现波动,略有降低。随后载荷又上升,损伤区域逐渐由缝翼前缘向上下翼面扩展,位移达到0.05 mm后,曲线趋于平缓,载荷在0.05 ~

0.115 mm 区间内出现了波动,主要由于下翼面胶接界面损伤更为严重,刚度降低速度大于上翼面,使得变形重新分布。直至位移达到 0.137 mm,缝翼前缘及下翼面处内聚力单元完全破坏,模拟冰型从铝模表面脱落,载荷达到最大,为 11.30 kN,即该段模拟冰型的脱落强度。

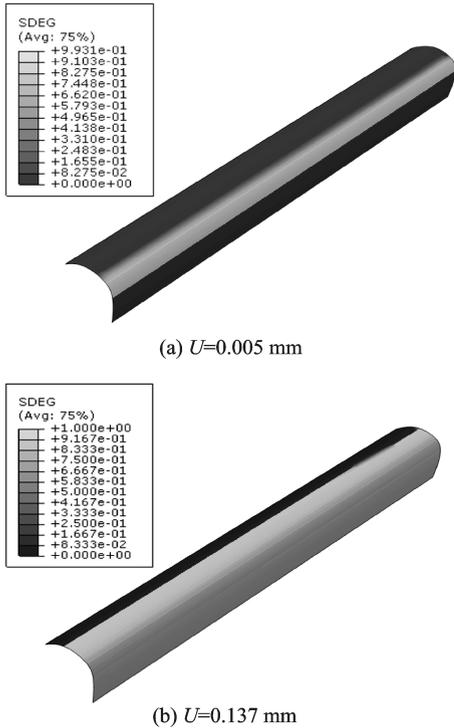


图 9 不同位移时内聚力单元损伤系数云图

使用最大应力失效理论对此状态下的模拟冰型主体进行强度校核,发现各组分材料的实际应力水平低于其强度值,模拟冰型主体未发生破坏。

因此,由数值分析结果可知:冰型破坏强度远高于实际受载,模拟冰型设计符合要求,在飞行过程中不会破坏,不会从飞机表面脱落。

将计算值 11.30 kN 与试验均值 10.36 kN 进行比较,可以发现:计算与试验吻合良好,计算值略大于试验值,相对误差为 9.07%。说明文中使用的方法能够准确地计算出模拟冰型的脱落强度,可用于其他段模拟冰型的脱落强度分析。

4 结 论

(1)设计了一种新型复合材料夹层结构飞机试飞用模拟冰型,加工简单,安装方便。

(2)地面试验说明了模拟冰型破坏强度高于实际受载,设计方案保证了模拟冰型的自身强度和连接强度,可应用到 ARJ21-700 以及今后更多客机的模拟冰型试飞试验中去。

(3)基于界面元法的数值模拟验证了设计方案

的可行性,计算值与试验值吻合良好,该模拟方法可用于本文设计的复合材料夹层结构模拟冰型脱落强度的计算。

参考文献:

- [1] 李勤红,乔建军. Y7-200A 飞机模拟冰型飞行实验[J]. 飞行力学,1998,16(3):73-77.
Li Qinrong, Qiao Jianjun. Flight test of simulated ice shape for Y7-200A airplane[J]. Flight Dynamics, 1998,16(3):73-77.
- [2] 王兴业. 夹层结构复合材料设计原理及其应用[M]. 北京:化学工业出版社,2007.
Wang Xingye. Design principles and application of composite sandwich structures[M]. Beijing: Chemical Industry Press. 2007.
- [3] 陈欣,周维垣,黄岩松,等. 三维界面元的数值计算方法及应用[J]. 岩土力学,2003(24):61-64.
Chen Xin, Zhou Weiyuan, Huang Yansong, et al. 3-D numerical method of interface stress element analysis and its application[J]. Rock and Soil Mechanics, 2003(24):61-64.
- [4] Rhode Island: Hibbit, Karlsson and Sorensen Inc. Abaqus 6.10 Documentation [EB/OL]. 2010. <http://abaqus.civil.uwa.edu.au:2080/v6.10/index.html>.
- [5] Davila C G, Camanho P P, de Moura M F. Mixed-mode decohesion elements for analyses of progressive delamination[C]//Proceedings of the 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Seattle, Washington: AIAA, 2001:01-1486.
- [6] Camanho P P, Davila C G. Mixed-mode decohesion elements for the simulation of delamination in composite materials: NASA TECHNICAL MEMORANDUM 20022211737 [R]. Hampton, Virginia: National Aeronautics and Space Administration Langley Research Center Hampton, 2002:1236.
- [7] Turon A, Davila C G, Camanho P P, et al. An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2007,74(10):1665-1682.
- [8] Davila C G, Camanho P P. Analysis of the effects of residual strains and defects on skin/stiffener debonding using decohesion elements [C]//44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Norfolk, Virginia: AIAA, 2003:1226.
- [9] Benzeggagh M L, Kenane M. Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus[J]. Composites Science and Technology, 1996,56(4):439-449.

