

民用飞机吊挂指形罩鸟撞分析

冒颖*

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要:

指形罩结构位于吊挂前缘,作为动力装置整流罩体的一部分,为吊挂及发动机提供气动外形,并为燃油、液压、电气、环控等系统管路提供保护和通路。指形罩的位置及功能决定了其结构必须满足鸟撞要求,承受鸟体撞击后不能影响飞机安全。通常采用鸟撞试验对指形罩结构抗鸟撞性能进行适航验证。为了降低适航验证周期和成本,一般通过鸟撞分析来降低取证试验的撞击点数量。介绍了一种吊挂指形罩鸟撞分析过程和方法,并对分析方法进行了工程试验验证,得到一种可靠的指形罩鸟撞分析方法,为类似的飞机整流罩结构的鸟撞分析提供了参考。

关键词: 吊挂;指形罩;鸟撞分析;试验验证

中图分类号: V215

文献标识码: A

OSID:



0 引言

鸟撞又被称为鸟击,是指鸟类与飞行中的人造飞行器、高速运行的列车、汽车等发生碰撞所造成的事故。鸟撞是一种突发性和多发性的事故,随着飞机飞行速度的提高,鸟撞飞机事件不断增多。不仅给飞机机体结构造成严重损伤,甚至可能会导致灾难性后果。鸟撞事故造成的经济损失和安全问题越来越多。因此,抗鸟撞性能是飞机设计所关心的关键力学性能之一,是确定民用客机能否通过适航验证的一个重要标准,指形罩作为吊挂及发动机整流罩结构的一部分,其抗鸟撞能力的重要性不言而喻。

国内外鸟撞分析方法和软件研究比较多。Guida^[1]等采用 dytran 软件对飞机平尾前缘进行了鸟撞分析,结果表明分析和试验吻合得较好。Smojver^[2]等采用 ABAQUS 软件,基于显式算法,对飞机结构进行鸟撞分析,分析模型和试验结果吻合得比较好。Hou J P^[3], Mao R H^[4], Wang F S^[5], Langrand B^[6]采用拉格朗日方法分别对复合材料、发动机叶片、飞机风挡、飞机壁板等结构进行鸟撞分析。高速冲击时,鸟体的本构模型一般采用状态方程来模拟。主

要有多项式状态方程^[7,8], Monaghan 状态方程^[9]等。本文采用第一种多项式状态方程。Abaqus 软件的显式非线性算法以及常用的多项式状态方程对吊挂指形罩进行鸟撞分析,为指形罩结构抗鸟撞设计提供支持 and 验证思路。

1 结构简介

本文以典型吊挂指形罩结构为例,如图 1 所示。典型金属指形罩结构主要由蒙皮、防火毯、加强筋以及密封件组成。

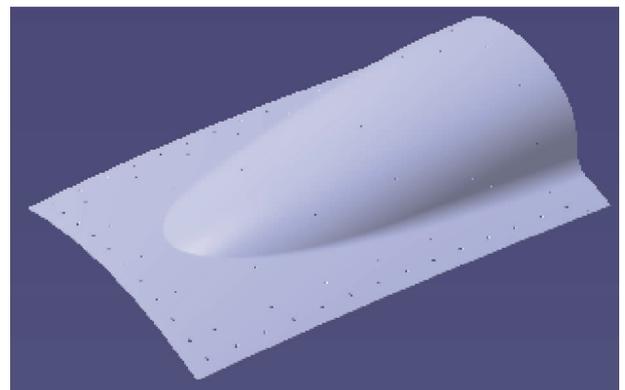


图 1 典型吊挂指形罩结构示意图

* 通信作者: E-mail: maoying@comac.cc

引用格式: 冒颖. 民用飞机吊挂指形罩鸟撞分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2020(1):12-15. MAO Y. Analysis of bird strike on pylon thumbnail fairing for civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2020(1):12-15 (in Chinese).

承力结构主要为蒙皮和加强筋,防火毯和密封件为功能件,因此后续有限元建模的时候不考虑防火毯和密封件。

2 鸟撞设计要求

2.1 适航条款要求

CCAR25-R4 运输类飞机适航标准对短舱进气道的鸟撞要求为 25.571(e),条款原文^[10]如下:

(e) 损伤容限(离散源)评定 在下列任一原因很可能造成结构损伤的情况下,飞机必须能够成功地完成该次飞行。

(1) 受到 1.80 kg(4 lb)重的鸟的撞击,飞机与鸟沿着飞机飞行航迹的相对速度取海平面 VC 或 2 450 m(8 000 ft)0.85 VC,两者中的较严重者;

2.2 鸟撞参数

适航条款对鸟撞的两个关键参数进行了限定,一个是鸟的质量,另一个则是撞击速度。根据条款描述,短舱进气道结构应能承受质量为 1.80 kg(4 lb)的鸟,速度为海平面 VC 或 2 450 m(8 000 ft)0.85 VC,两者中较大者。本文中鸟的速度取 320 knots。由于飞机攻角变化、进气道与机翼之间的夹角,鸟体撞击轨迹集中在机体对称面内,其中最严酷的是攻角为 0 的撞击轨迹。本文中鸟撞分析与试验均采用该角度下 1.8 kg 鸟体以 320 knots 速度撞击进气道唇口。鸟体撞击轨迹如图 2 所示。

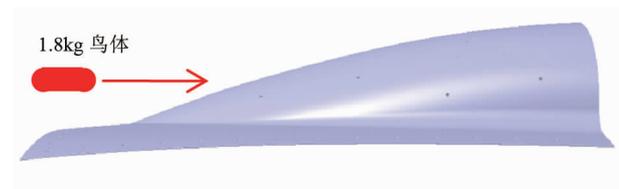


图2 鸟体撞击轨迹

3 鸟撞分析和试验的判据

条款中对结构抗鸟撞的能力提出了要求,即飞机必须能够成功地完成该次飞行,并没有针对鸟撞分析和试验本身提出明确的要求。

根据条款要求,结合评估途径的可行性以及项目经验,对于鸟撞分析和试验的成功判据有以下两条:

1) 对于罩体结构,鸟撞后,鸟体不能穿透指形罩罩体;

2) 对于系统,指形罩结构变形不能损坏可能引起飞机不能安全着陆的系统管路和系统设备。

4 分析方法

采用有限元法对吊挂指形罩结构进行建模分析。采用的前处理软件为 hypermesh,后处理软件为 Abaqus。本文建立了详细的指形罩模型进行鸟撞分析,蒙皮、加强筋以及支撑结构的框均采用壳单元 S4R 单元来模拟,鸟体采用 EC3D8R 单元来模拟。

根据界面实际情况,在紧固件连接部位约束 1、2、3 自由度。指形罩材料为 2024 铝合金,其材料属性如表 1 所示。

表1 材料属性

屈服强度 /ksi	拉伸强度 /ksi	弹性模量 /si	泊松比	密度 /lb·in ³
49	64	10.7 × 10 ³	0.33	0.100

本分析采用一个类似胶囊的柱状体来模拟鸟体。鸟体模拟尺寸如图 3 所示。鸟体的材料用一个状态方程来模拟,材料性能与水相似,密度为 950 kg/m³。

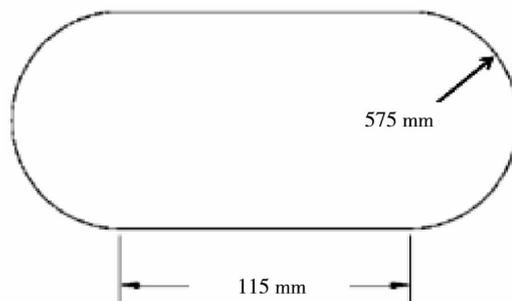


图3 鸟撞模型尺寸

5 分析方法验证

采用工程试验对本分析方法进行修改和验证。鸟撞试验采用空气炮组成,如图 4 所示。空气炮发射管直径为 200 mm,长为 6 000 mm,连接在一个容积为 1.6 m³ 的高压气罐上。

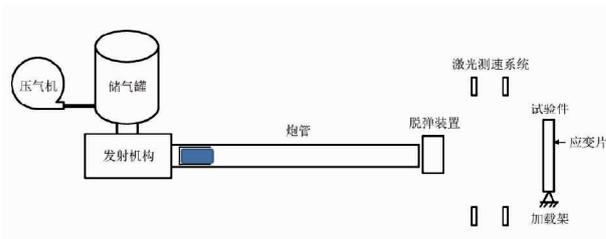


图4 鸟撞试验设备原理

根据空气温度、湿度调整空气炮的压力,保证鸟体的速度在 320 knots + 2% 以内。采用简单的平板结构进行试验,用以对分析方法进行对比验证,试验结果和分析结果对比如图 5 所示。

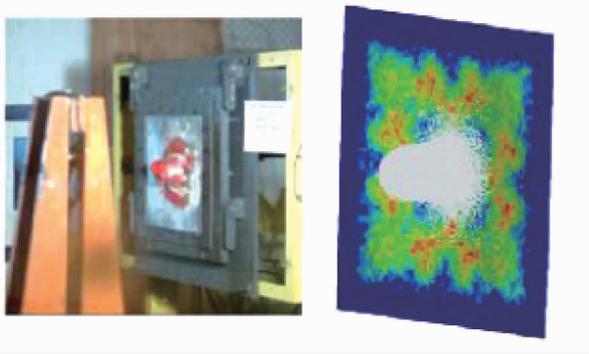


图 5 平板结构鸟撞试验及分析结果对比

从试验结果和分析结果对比图可以看出,试验与分析中的罩体变形吻合得较好,充分验证了模拟方法的可靠性和准确性。本分析方法可以用于吊挂指形罩鸟撞模拟。

6 分析结果

本文选取了 5 个撞击点进行分析,如图 6 所示。

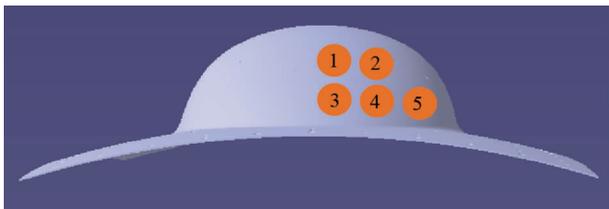


图 6 分析点位置示意图

5 个撞击点的位移变形如图 7 ~ 图 11 所示。鸟体没有穿透罩体,罩体最大变形为 26.4 mm,没有与罩体后的管路接触,满足判据要求,指形罩结构满足鸟撞设计要求。

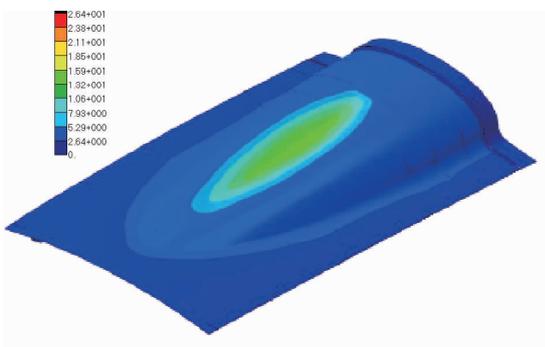


图 7 撞击点 1 处位移及应变

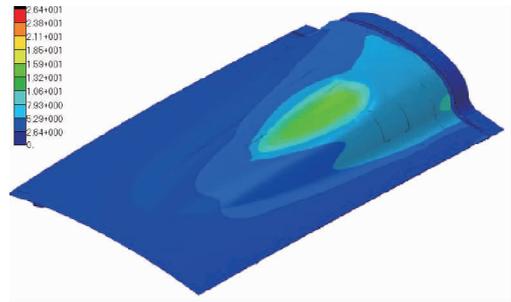


图 8 撞击点 2 处位移及应变

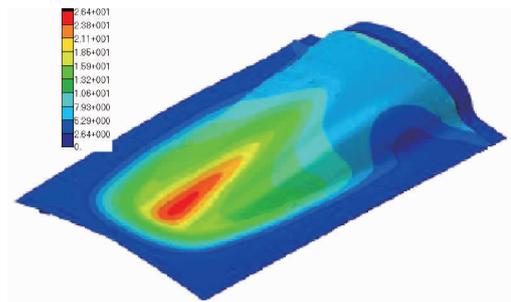


图 9 撞击点 3 的变形

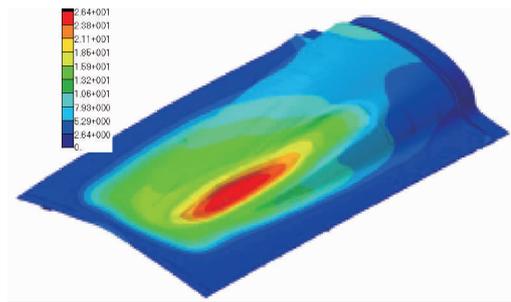


图 10 撞击点 4 处位移及应变

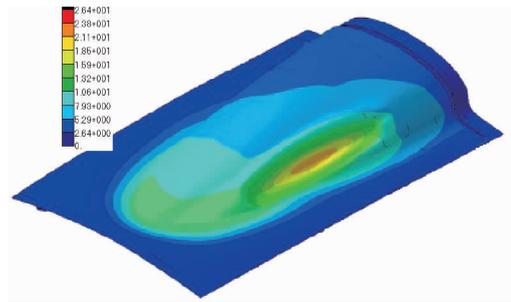


图 11 撞击点 5 处位移及应变

7 结束语

本文对吊挂指形罩结构进行了鸟撞有限元建模分析,得到了鸟撞分析结果,建立了一种经过工程试验验证过的鸟撞分析方法:

1) 通过工程试验对分析模型进行修正,是提高模拟方法准确性的最有效途径;

2) 采用模型修正后的鸟撞分析方法能够在设计初期减少设计缺陷,优化结构布局;在验证阶段减少试验验证项目;

3) 本文中仅考虑了5个位置点,后续将增加分析点位置,尽可能覆盖所有鸟撞威胁部位,降低飞机鸟撞风险。

参考文献:

- [1] GUIDA M, MARULO F, MEO M, et al. Analysis of bird impact on a composite tailplane leading edge[J]. Applied Composite Materials, 2008, 15(4):241-257.
- [2] SMOJVER I, IVANCEVIC D. Bird strike damage analysis in aircraft structures using Abaqus/Explicit and coupled Eulerian Lagrangian approach[J]. Composites Science and Technology, 2011, 71(4):489-498.
- [3] HOU J P, RUIZ C. Soft body impact on laminated composite materials[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2007, 38(2):505-515.
- [4] MAO R H, MEGUID S A, NG T Y. Finite element modeling of a bird striking an engine fan blade[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(2):583-596.
- [5] WANG F S, YUE Z F. Numerical simulation of damage

and failure in aircraft windshield structure against bird strike[J]. Materials & Design, 2010, 31(2):687-695.

- [6] LANGRAND B, BAYART A S, CHAUVEAU Y, et al. Assessment of multiphysics FE methods for bird strike modeling-application to a metallic riveted airframe[J]. International Journal of Crashworthiness, 2002, 7(4):415-428.
- [7] THIRUPPUKUZHI S V, SUN C T. Models for the strain-rate-dependent behavior of polymer composites[J]. Composites Science and Technology, 2001, 61(1):1-12.
- [8] JOHNSON G R, COOK W H. Fracture characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures [J]. Engineering Fracture Mechanics, 1985, 21(1):31-48.
- [9] MONAGHAN J J. Simulating free surface flows with SPH[J]. Journal of Computational Physics, 1994, 110(2):399-406.
- [10] 中国民用航空局. 中国民用航空规章 第25部 运输类飞机适航标准 CCAR-25-R4 [S]. [S. l. : s. n.], 2011.

作者简介

冒颖 女,硕士,工程师。主要研究方向:飞机短舱吊挂强度。E-mail: maoying@comac. cc

Analysis of bird strike on pylon thumbnail fairing for civil aircraft

MAO Ying *

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai, 201210)

Abstract: The thumbnail fairing is in the pylon leading edge. As part of power plant system fairing, It provides the smooth aerodynamic configuration for pylon and engine. It also provides protection and space of lines for fuel, Hydraulic, electronic and Air Management System. The thumbnail fairing should meet the bird strike requirement and should not impact the safety of aircraft after bird strike according to its position and function. Bird strike test is usually used for airworthiness confirmation. Bird strike analysis is usually used to reduce the number of test impact location in order to lower the cost and time. This paper introduces an analysis process and method of pylon thumbnail fairing bird strike, and validates this method by an engineering bird strike test. Finally a reliable thumbnail fairing bird strike analysis method was obtained, which could provide an example for aircraft fairing bird strike analysis.

Keywords: pylon; thumbnail fairing; bird strike analysis; engineering test validation

* Corresponding author. E-mail: maoying@comac. cc