

民用飞机天线罩鸟撞计算仿真分析



郭军¹,符伟超¹,李旭阳¹,卢丽颖²

1.中国飞机强度研究所 结构冲击动力学航空科技重点实验室,陕西 西安 710065

2.北京飞机维修工程有限公司,北京 100621

摘 要:通过对某民用飞机天线罩结构特点的分析及鸟撞计算分析所需条件,截取了天线罩及机体结构的几何模型;根据该天线罩几何模型各零部件特点,采用了不同的单元模式划分有限元网格;针对连接接头的受力特性,利用轴连接副和球连接副实现了对上下接头连接处运动副的模拟;通过光滑粒子流体动力学(SPH)鸟撞击天线罩有限元模型,模拟了天线罩鸟撞过程;最后,通过对不同鸟撞工况下天线罩结构的受力情况分析,为民机天线罩的鸟撞试验验证方案制订提供参考。

关键词:天线罩;鸟撞;运动副;有限元;SPH

中图分类号:V226

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.12.014

鸟撞事故是飞行器常见的事故之一。对于载人飞行器来说,鸟撞事故有可能造成机毁人亡的严重危害^[1]。根据美国联邦航空局(FAA)统计,1988—2021年,飞机因与野生动物相撞而发生损毁的数量高达263架,2017年野生动物与飞机相撞事故相较2016年增加了1069起,其中鸟撞比例高达95%^[2]。民用航空对飞机的结构抗鸟撞设计有明确的要求,对飞机的机头、风挡、机翼及尾翼均有具体的条款规定。对于暴露在机体结构外面,且有可能发生鸟撞并引发飞行安全的部件,民航适航管理部门对其都有抗鸟撞要求。鸟类撞击试验提供了一种检测鸟类撞击力的直接方法。然而,飞机结构的设计通常涉及设计—制造—测试的多次迭代,并且进行鸟类撞击试验不仅耗时而且成本高。此外,试验数据往往高度分散,给结构设计带来了障碍。而鸟撞试验的仿真模拟减少了试验耗时长、成本高的缺点,近年来几乎成为学术研究与工程应用中必备的方法^[3-4]。

国内外在鸟撞模拟中常使用圆柱体、半球端圆柱体、椭圆体和球体来替代真实的鸟体,该方法可以反映鸟躯干的主要质量和形状对碰撞过程的影响^[5]。Frederik等^[6]通过试验与仿真相结合的方法对鸟类在撞击过程中鸟类材料的冲击与稳态压力进行了分析,揭示了倾斜角等因素对冲击状态的影响。贾建东等^[7]采用SPH方法对圆弧风挡受鸟体撞击的过程进行了数值模拟,得到了结构的受载与损伤情况,为风挡安全的设计提供了参考。杨瑞进等^[8]基于光滑粒子流体动力学(SPH)

方法对航空发动机进气风扇抗鸟撞性能进行了研究,仿真结果与试验结果吻合良好。Grimaldi等^[9]采用SPH方法研究了风挡几何形状、撞击角度和挡板曲率对结构撞击响应的影响。阎军等^[10]针对宽弦风扇叶片空腔结构采用加权求和的方式实现了不同位置鸟撞工况下风扇结构性能的统一评价和设计。飞机用于导航及通信的天线,基本安装在机体结构外部,通过加装天线罩来保持飞机的气动外形,同时避免天线受自然环境的盐类物质侵蚀破坏^[11]。天线罩在受到鸟撞后,天线及机体结构均有可能出现严重损伤,危及飞机的安全飞行。Sebastian等^[12]应用积木式验证方法,从材料级到天线罩部件级对天线罩结构性能进行了表征,为天线罩抗鸟撞的仿真模拟提供了参考。白杰等对CFM56-5B型发动机风扇叶片抗鸟撞性能进行了有限元仿真,得出鸟撞叶片的机械损伤程度与鸟的速度、受撞击位置之间的关系。综上所述,目前对飞机天线罩在受到鸟撞载荷下的响应相关分析较少,有必要对其进行鸟撞分析,以评估飞鸟对飞机安全飞行的影响。

1 几何模型选取

本文的研究目的是分析鸟撞后天线罩的响应以及飞机机体结构承受载荷的情况。所以几何模型必须包含天线罩、机体结构、天线罩与机体结构的连接结构及天线假件。

对于机体结构的选取,因在鸟撞仿真计算时,边界条件采

收稿日期: 2021-07-25; 退修日期: 2021-08-25; 录用日期: 2021-10-15

引用格式: Guo Jun, Fu Weichao, Li Xuyang, et al. Simulation analysis of bird strike calculation for civil aircraft radome[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(12): 122-126. 郭军, 符伟超, 李旭阳, 等. 民用飞机天线罩鸟撞计算仿真分析[J]. 航空科学技术, 2021, 32(12): 122-126.

用四边固支,为消除边界固支的刚度影响,集合模型最终选取了9个隔框(10跨)、10个长桁(11跨)范围内的机体结构。其他主要结构包括天线罩、天线假件、天线安装底座、连接机体与底座的7组接头以及加强耳片等,如图1、图2所示。

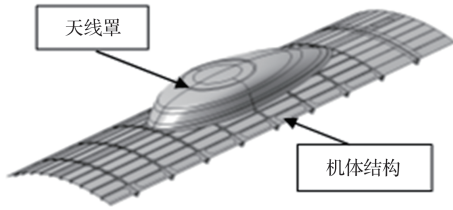


图1 总体结构几何模型

Fig.1 Geometric model of the overall structure

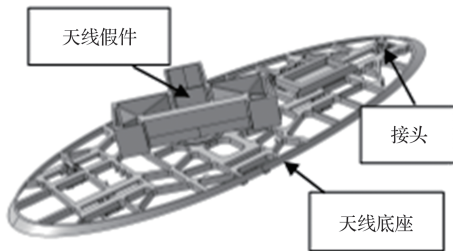


图2 其他主要结构

Fig.2 Other major structures

2 有限元模型

用于鸟撞仿真计算的有限元模型,选取了主要结构进行了网格划分。根据结构的实际尺寸,天线安装底盘采用体单元,其他结构均采用壳单元,各结构之间的连接采用一维刚性连接单元,鸟体采用SPH鸟,总体有限元模型如图3所示。

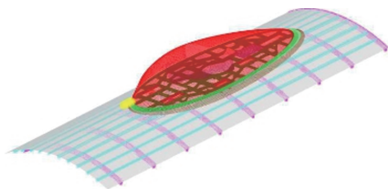


图3 鸟撞仿真计算有限元模型

Fig.3 Bird strike simulation calculation finite element models

2.1 材料参数

各部件材料参数如下:蒙皮、长桁及隔采用铝2024-T351。托盘和接头采用铝7075-T651。天线罩为复合材料。具体参数见表1。其中, ρ 为密度, λ 为泊松比, E 为弹性模量, G 为切向模量, σ_y 为屈服应变。

2.2 单元网格划分

根据不同的部件及实际功能,对其进行了单元网格划分。天线安装底座和7组接头划分为体单元,其中底座采用六面体单元,接头采用四面体单元。其他结构抽取

表1 模型材料参数

Table 1 Model material parameters

参数	$\rho/(\text{T/mm}^3)$	λ	E/MPa		G/MPa	σ_y/MPa
2024	2.810e-09	0.3	7.100e+04		470	0.15
7075	2.810e-09	0.3	7.100e+04		524	0.16
DOME1	1.741e-09	0.68	7380			
DOME2	1.687e-09	0.366	14200	13900		
DOME3	1.030e-09	0.021	9170	8830		
参数	G/MPa	SC/MPa	XT/MPa	YT/MPa	YC/MPa	
DOME1	9238	400	700	700	500	
DOME2	6420	400	700	700	500	
DOME3	2330	400	700	700	500	

CATIA 模型中的部件中面划分为壳单元,主要以四边形单元为主,极少部分为三角形单元。

2.3 接头连接形式

该天线罩及天线装在底座上,底座与机体结构通过7组接头连接。考虑到机体结构的受力问题,设计接头连接时,不同位置接头的承载方式不一样。要求1、5接头承受YZ方向的力,3、4接头承受XZ方向的力,2、6、7承受Z方向的力。接头位置与形式如图4所示,其中7号接头靠近机尾方向。

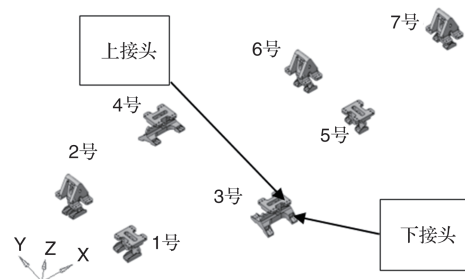


图4 接头示意图

Fig.4 Connector diagram

本文利用轴连接副和球连接副(见图5),释放了连接单元的特定自由度,实现了接头设计所要求的承载方式。有限元分析软件LS_DYNA中的轴连接副用于模拟力接头设计的轴运动副。下部接头的连接设计使用了球运动副和柱运动副,在DYNA中没有现成的组合连接副,本文采用释放连接副与单元连接点相应自由度的方法实现组合运动副的模拟。计算结果显示,该方法成功模拟了接头的设计运动副状态。

2.4 鸟体选择

鸟撞过程是两个强度、刚度相差很大的物体发生碰撞的过程。强度小的鸟体通常会发生大变形。因此,在进行仿真模拟时,如果采用Lagrange网格会发生扭曲问题,同时网格会出现负体积,导致计算终止。SPH算法可以克服Euler方法难跟踪变形和不识别材料界面位形的问题,同时

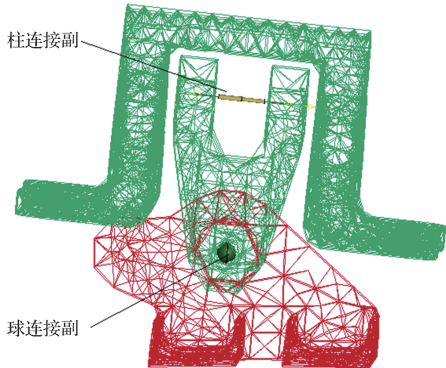


图5 接头连接副示意图

Fig.5 Connector connection secondary diagram

解决了Lagrange方法在大变形下状态下的网格扭曲问题。本文鸟撞分析采用SPH模型鸟体。鸟体为两端半球体,直径112.3mm,中间圆柱体长度112.3mm,质量1.8kg,单元为质量元。SPH鸟体参数见表2。

表2 SPH鸟体参数

Table 2 SPH bird body parameters

$\rho/(T/mm^3)$	G/MPa	动力黏度/ (MPa·s)	EOS		
			$C_0/(mm \cdot s^{-1})$	s	Gamma
9.2e-10	1	1.3e-6	1.483e6	-5.35	0

3 计算分析

天线鸟撞仿真计算的初始条件为:鸟撞速度188.3m/s,方向沿航向。计算工况4个:(1)鸟体中心距离蒙皮高度125mm;(2)距离蒙皮高度225mm;(3)鸟体中心距离蒙皮高度125mm,角度30°;(4)鸟体中心距离蒙皮高度225mm,角度30°。计算采用LS-DYNA求解器,利用10核并行计算。

3.1 第1工况

在工况1中,7个接头的连接点力—时间历程曲线如图6所示。为直观展示各个接头所承受载荷情况,对接头三个方向的力进行了统计,见表3。鸟撞后结构整体的变形情况如图7所示(剖视图)。从图6和表3可知,鸟撞过程4号接头承受的瞬时载荷最大。

3.2 第2工况

对照3.1节,计算结果给出了工况2下7个接头的连接点力。其曲线如图8所示。表4列出了工况2下各个接头三个方向的载荷瞬时最大值。从图8和表4可知,该工况鸟撞过程也是4号接头承受的瞬时载荷最大。

3.3 第3工况

工况3下7个接头的连接点力时间历程曲线如图9所示。从图9和表5可知,该工况鸟撞过程也是4号接头承受

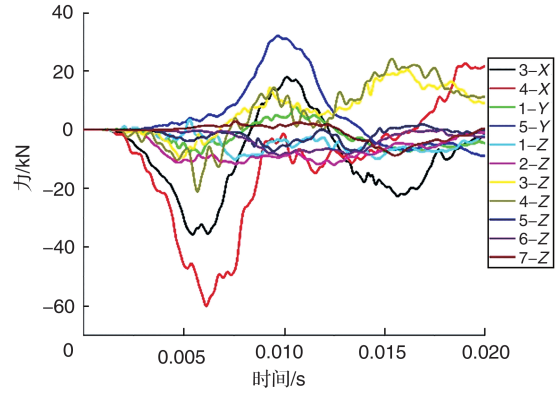


图6 工况1输出的所有接头力

Fig.6 All joint forces output of the first operating condition

表3 第1工况各接头所受力

Table 3 Force of each connector of the first operating condition

接头连接点的受力/N	1	2	3	4	5	6	7
X	0	0	-35690	-60080	0	0	0
Y	-8438	0	0	0	31770	0	0
Z	-10277	-11940	20400	24020	-7505	-8841	-8829



图7 工况1鸟撞变形图

Fig.7 Bird strike a deformation map of condition one

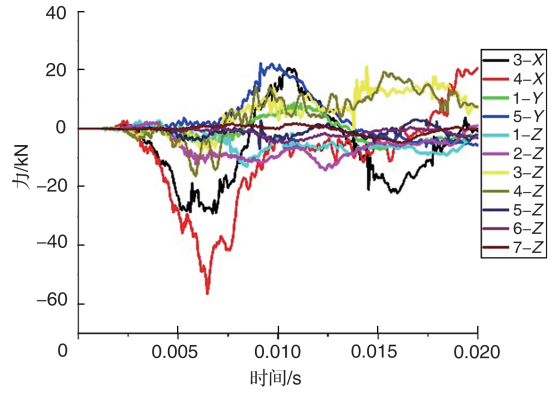


图8 工况2输出的所有接头力

Fig.8 All connector forces output of the second operating condition

的瞬时载荷最大。

3.4 第4工况

工况4下7个接头的连接点力时间历程曲线如图10所示。

表4 第2工况各接头所受力

Table 4 Force of each connector of the second operating condition

接头连接点的受力/N	1	2	3	4	5	6	7
X	0	0	-28950	-56450	0	0	0
Y	8734	0	0	0	22240	0	0
Z	-13000	-14200	21110	19310	6889	-4942	-4825

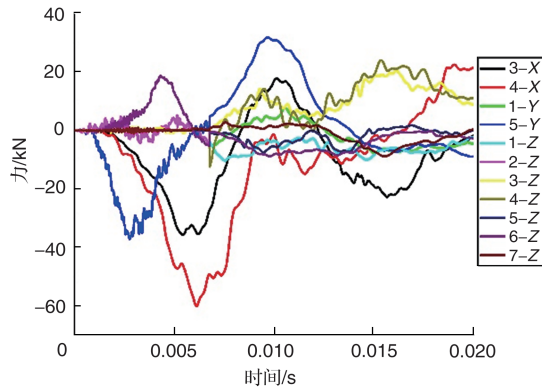


图9 工况3输出的所有接头力

Fig.9 All connector forces output of the third operating condition

表5 第3工况各接头所受力

Table 5 Force of each connector of the third operating condition

接头连接点的受力/N	1	2	3	4	5	6	7
X	0	0	-19119	-59100	0	0	0
Y	5139	0	0	0	18742	0	0
Z	-11029	-14908	15734	13000	-9280	-11000	-5030

示。从图10和表6可知,该工况鸟撞过程也是4号接头承受的瞬时载荷最大。

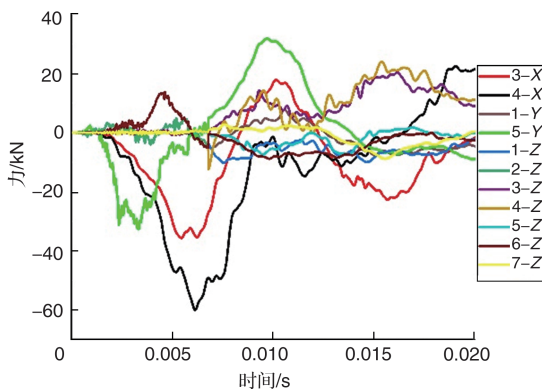


图10 工况4输出的所有接头力

Fig.10 All connector forces output of the fourth operating condition

表6 第4工况各接头所受力

Table 6 Force of each connector of the fourth operating condition

接头连接点的受力/N	1	2	3	4	5	6	7
X	0	0	-20900	-60100	0	0	0
Y	4830	0	0	0	13800	0	0
Z	-9240	-13000	-14300	-12200	-7180	-5270	2560

3.5 计算结果分析

在工况1和工况2下,第4个接头的X方向瞬时力最大,鸟体距离蒙皮125mm的工况下力的最大值为60080N,距离225mm的工况下力的最大值为56450N。将工况1和工况2结果与工况3和工况4对比可以看出,改变角度后依然是第四接头承受的瞬时载荷最大,且改变角度后,第四接头的峰值载荷基本不变,说明鸟体撞击角度对接头承力的影响较小。这表明,鸟体距离蒙皮越远接头4所承受X方向的力越小。也就是说,该天线罩在鸟撞过程中,鸟体距离蒙皮越近,传递给机体结构的力越大。

经过对该天线罩鸟撞仿真结果分析可知,鸟撞位置距离蒙皮越近,其对机体结构造成的危害越大,因此该天线罩的抗鸟撞验证区域应选择距离蒙皮较近的位置。

4 结论

通过本文的研究,得到了某天线罩遭受不同工况下鸟撞后,通过天线底座传递给机体结构的力大小规律:鸟体距离蒙皮越近,天线罩鸟撞后传给机体结构的力越大;相同速度下,鸟体撞击角度对接头承力峰值影响较小。该仿真分析结果为天线罩的鸟撞试验设计提供了工况选择指明了趋势。后续研究将根据试验结果修正鸟撞有限元模型,找出影响计算结果的因素,为其他鸟撞仿真计算的建模提供参考。

AST

参考文献

- [1] 刘小川,王计真,白春玉.人工鸟研究进展及在飞机结构抗鸟撞中的应用[J].振动与冲击,2021,40(12):80-89.
Liu Xiaochuan, Wang Jizhen, Bai Chunyu. Overview on aircraft bird and application on the structural bird-strike[J]. Journal of Vibration and Shock, 2021,40(12):80-89. (in Chinese)
- [2] Dobeer R A, Begier M J. Wildlife strikes to civil aircraft in the united states, 1990-2017[R]. The FAA National Wildlife Strike Database, 2019.
- [3] Liu J, Li Y, Gao X. Bird strike on a flat plate: experiments and numerical simulations[R]. International Journal of Impact

- Engineering, 2014, 70:21-37.
- [4] 高俊, 耿立超, 吴志斌. 民用飞机方向舵抗鸟撞分析研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2021(1):117-122.
- Gao Jun, Geng Lichao, Wu Zhibin. Bird strike resistance analysis and research on civil aircraft rudder[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2021(1):117-122. (in Chinese)
- [5] Sebastian H. Computational methods for bird strike simulations: A review[J]. Computers and Structures, 2011, 89 (23):2093-2112.
- [6] Frederik A, Geert L, Wim V P, et al. Numerical and experimental investigation of the shock and steady state pressures in the bird material during bird strike[J]. International Journal of Impact Engineering, 2017, 107: 12-22.
- [7] 贾建东, 李志强, 杨建林. 用 SPH 和有限元方法研究鸟撞飞机风挡问题[J]. 航空学报, 2010, 31(1):136-142.
- Jia Jiandong, Li Zhiqiang, Yang Jianlin. A study of bird impact on aircraft windshield using SPH and finite element method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(1):136-142. (in Chinese)
- [8] 杨瑞进, 姜楠, 池剑虹. 基于 SPH 方法鸟撞航空发动机进气风扇的数值分析[J]. 航空科学技术, 2012(6):35-37.
- Yang Ruijin, Jiang Nan, Chi Jianhong. Numerical analysis based on the SPH for bird strike aeroengine intake fan[J]. Aeronautical Science & Technology, 2012(6):35-37. (in Chinese)
- [9] Grimaldi A, Sollo A, Guida M, et al. Parametric study of a SPH high velocity impact analysis-A bird strike windshield application-science direct[J]. Composite Structures, 2013, 96 (4):616-630.
- [10] 阎军, 张晨光, 霍思旭. 宽弦风扇叶片空腔结构多目标轻量化设计[J]. 航空科学技术, 2021, 32(4):60-64.
- Yan Jun, Zhang Chenguang, Huo Sixu. Multi-objective lightweight design of the cavity structure of wide-chord fan blades[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(4):60-64. (in Chinese)
- [11] Rafieipour H, Setoodeh A R, Lau K T. Mechanical and electromagnetic behavior of fabricated hybrid composite sandwich radome with a new optimized frequency-selective surface[J]. Composite Structures, 2021, 273:54-65.
- [12] Sebastian H, Tim W H, Clemens B, et al. Bird strike on aircraft radome: Dynamic characterization of quartz fiber composite sandwich for accurate, predictive impact simulations[C]// EPJ Web of Conferences, 2018.

Simulation Analysis of Bird Strike Calculation for Civil Aircraft Radome

Guo Jun¹, Fu Weichao¹, Li Xuyang¹, Lu Liying²

1. *Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Structures Impact Dynamics, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China*

2. *Aircraft Maintenance and Engineering Corporation, Beijing 100621, China*

Abstract: Through the analysis of the structural characteristics of a civil aircraft radome and the conditions required for bird strike calculation and analysis, the geometric model of the radome and the body structure is intercepted. According to the characteristics of the components of the radome geometric model, different unit modes are used to divide the finite element mesh. According to the force characteristics of the connection joints, the shaft connection pair and the ball connection pair are used to simulate the motion pair of the upper and lower joints. The SPH bird impact radome finite element model is used to simulate the radome bird strike process. Finally, through the analysis of the force situation of the radome structure under different bird strike conditions, it provides reference for the development of the bird strike experimental verification scheme of the civil aircraft radome.

Key Words: radome; bird strike; motion pair; finite element; SPH