

民用飞机天线组件压载计算仿真分析



郭文涛¹, 施海², 徐建新¹, 徐冰贤¹, 马超¹

1. 中国民航大学, 天津 300300

2. 中电科航空电子有限公司, 四川 成都 611731

摘要:民用飞机天线组件结构安全是保证飞行安全的重要内容之一。为了探究民用飞机天线组件在飞行中产生的内外压差载荷对其结构安全的影响,以及评估天线组件泄压孔尺寸设计的合理性,本文基于计算流体力学(CFD)方法对典型的飞机天线组件在正常飞行状态和气密失效状态下的内外压差载荷分布以及压载变化过程进行了仿真模拟。计算结果表明,在正常飞行状态下,天线组件的压差载荷较小且分布相对均匀,天线组件内部压力会随大气压力的减小而减小,并略小于大气压力。在气密失效状态下,天线组件特定区域的压差载荷会显著增大,天线组件内部压力会在发生气密失效时迅速升高,直至达到稳定值。本文的研究为天线组件的设计提供了一定的参考和输入。

关键词: 天线组件; 气密失效; 泄压; 计算流体力学; 压差

中图分类号: V243.4

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2025.04.012

为了实现通信和导航等功能,民用飞机通常安装了多种类型的天线组件^[1-2]。天线组件的设计除了需要对气动、强度、散热、鸟撞等方面进行分析外,还需要对天线组件的压差、泄压等方面进行分析。飞机在飞行过程中,天线组件内外会产生压力差,这种压差主要来源于两个方面:一方面,飞机在起飞降落过程中,外界大气压力迅速变化,天线组件内部压力变化速度和外界大气压力的变化速度不一致,从而产生内外压力差,危及结构安全;另一方面,当天线组件内部空间与飞机机体相连的穿舱连接器发生气密失效时,大量机舱内气体会进入天线组件内部,从而造成天线组件内部压力过高,危及结构安全。

为保证天线组件结构安全,设计者通常会采用在天线组件两侧设置泄压孔的方式来保证天线组件内部的压力维持在结构可以接受的范围内。而不同工况下天线组件内外压差载荷分布及压载变化过程有着较大的差异,因此,在不同工况下分析天线组件的内外压差载荷分布及压载变化过程,对于其工程设计至关重要。

现阶段国内外对天线组件压差、泄压等方面的研究较少,但在天线组件气动特性方面已有一些研究。刘毅等^[3]基于计算流体力学(CFD)和风洞实验方法研究了飞机机身鼓包天线罩的绕流特征和优化设计方法;赵晓霞等^[4]针对飞机机身背部加装的尺寸较大的天线罩,总结出其外形和安装位置对飞机气动特性的影响趋势和规律;Mendoza等^[5]基于CFD分析,在跨声速飞行条件下通过优化天线罩的几何形状来减小气动和结构载荷,同时保持其对雷达系统的电磁性能;王宗辉等^[6]基于CFD和多学科协同设计方法,优化了机载天线罩的气动外形,以在保证结构强度和电磁透波性能的同时减少阻力。

本文以典型的民用飞机天线组件为例,运用CFD方法仿真模拟了正常飞行状态和气密失效状态下天线组件内外压差载荷分布以及压载变化过程,总结分析了两种状态下不同的工况条件对天线组件内外部压差载荷分布以及压载变化过程的影响,并从流动机理角度进行了解释,为天线组件的工程设计奠定了理论基础。

收稿日期: 2024-08-30; 退修日期: 2024-11-08; 录用日期: 2025-01-10

基金项目: 航空科学基金(2017ZA67001)

引用格式: Guo Wentao, Shi Hai, Xu Jianxin, et al. Simulation analysis on pressure load calculation for civil aircraft antenna assembly[J]. Aeronautical Science & Technology, 2025, 36(4): 100-110. 郭文涛, 施海, 徐建新, 等. 民用飞机天线组件压载计算仿真分析[J]. 航空科学技术, 2025, 36(4): 100-110.

1 研究对象与方法

1.1 控制方程组

流场的控制方程为三维可压缩 Navier-Stokes 方程, 笛卡儿坐标系下的连续性方程、动量方程和能量守恒方程为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial (\tau_{ij} + \tau_{ij}^T)}{\partial x_j} \quad (2)$$

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial [(\rho E + p) u_i]}{\partial x_i} = \frac{\partial (u_j \tau_{ij})}{\partial x_i} - \frac{\partial q_i}{\partial x_i} + \frac{\partial (u_j \tau_{ij}^T)}{\partial x_j} - \frac{\partial q_i^T}{\partial x_i} \quad (3)$$

式中, ρ , u_i , p 和 E 分别为流体的密度、速度分量、静压和总能; τ_{ij} 为分子黏性应力; τ_{ij}^T 为湍流黏性应力; q_i 为分子热通量项; q_i^T 为湍流热通量项。

1.2 几何模型和计算域

本文研究的天线组件几何模型如图 1 和图 2 所示, 由天线等组件一起组合为天线组件安装于飞机机背上。其中, 天线组件两侧布置有泄压孔, 内部区域有 N 个气密穿舱连接器与飞机机体相连, 这里将穿舱连接器安装开孔面积等效于气密失效面积, 因此, N 个穿舱连接器均由 N 个小孔代替。天线组件长为 L 。两侧泄压孔的出口总面积为 S_1 , 天线组件气密失效面积为 S_2 。

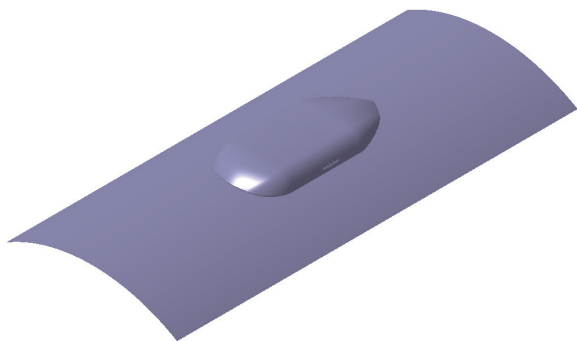


图1 天线组件安装示意图

Fig.1 Schematic diagram of antenna assembly installation

本次数值模拟主要分为两个部分, 分别是正常飞行状态和气密失效状态下天线组件内外部压差载荷分布以及压载变化过程。两种状态下的计算域示意图如图 3 和图 4 所示, 计算域长宽高分别为 25.594m、1.905m 和 3.427m, 计算域的下底面使用的是弯曲曲面, 以模拟飞机的背部。经查阅相关标准 (如 AC43.13-2B^[7] 标准、ARINC-791P1-3^[8] 标准等), 制定本次仿真天线组件设计参数 (见表 1)。

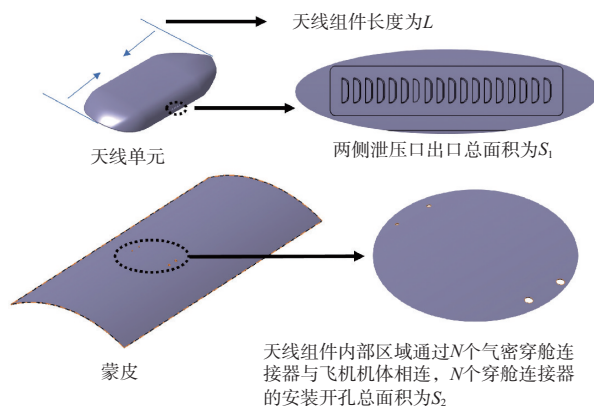


图2 天线组件设计参数示意图

Fig.2 Schematic diagram of antenna assembly design parameters

表1 设计参数取值

Table 1 Design parameter values

设计参数	N /个	L /m	S_1 /mm ²	S_2 /mm ²
数值	4	1.6	3200	1600

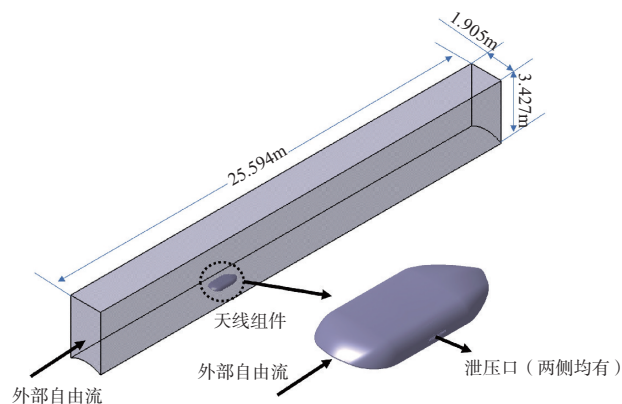


图3 正常飞行状态计算域示意图

Fig.3 Schematic diagram of the normal flight state calculation domain

1.3 网格划分

采用某网格划分软件, 针对两种不同的状态, 分别采用不同的网格划分策略对流体区域进行非结构网格划分。对于正常飞行状态, 对天线组件周围区域、泄压孔周围区域进行网格加密, 在天线组件的外部布置边界层网格, 第一层网格高度为 1.6mm, 网格增长率设置为 1.1, 网格层数设置为 10, 整个流体域网格数量为 6249124。对于气密失效状态, 在以上网格划分的基础上, 对气密失效处的 4 个小孔到天线组件内部的区域进行网格加密, 流场域网格数量为 6424165。最终形成的计算网格如图 5 所示。

1.4 计算工况

正常飞行状态下所选取的仿真工况条件见表 2, 其中工

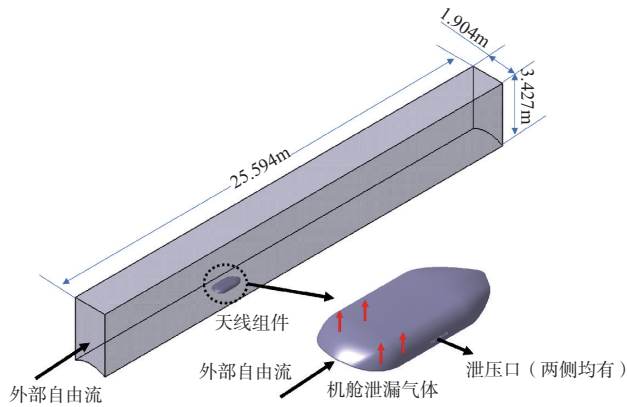


图4 气密失效状态计算域示意图

Fig.4 Schematic diagram of the calculation domain of the failure state of the air tightness

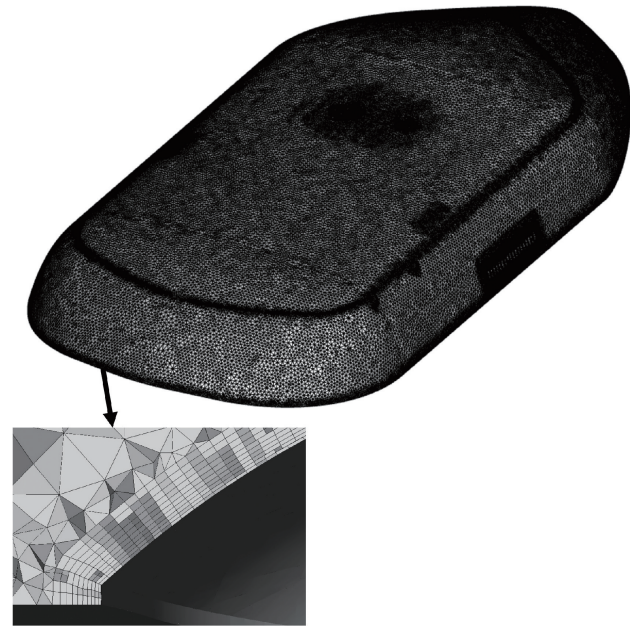


图5 数值计算网格

Fig.5 Numerical calculation grid

况6为飞机巡航阶段的工况。表中, H 为飞行高度, Ma 为飞行马赫数, P 为当地大气压力, T 为当地气温。气密失效状态的仿真工况条件是在表2的基础上,还需要考虑机舱内压力、温度等参数,参照某机型飞行机组使用手册,规定边界条件如下:当飞机飞行高度高于2438m时,客舱内的压力取2438m高度时的大气压,即75262.4Pa;当飞机飞行高度低于2438m时,客舱压力取一个标准大气压,即101325Pa。客舱温度为室温,取298.15K(25℃)。为了更为全面地了解两种状态下内外压差载荷的分布以及压载变化过程,本次

模拟采用稳态求解和瞬态求解两种方法,两种方法的区别在于稳态求解关注的是流场达到稳定后的状态,而瞬态求解更为关注的则是流场随时间变化的过程^[9]。

表2 仿真工况

Table 2 Simulation conditions

工况	H/m	Ma	P/Pa	T/K
1	0	0.246	101325.0	288.15
2	1524.0	0.266	84307.3	278.24
3	4572.0	0.551	57182.0	258.43
4	7315.2	0.670	39271.0	240.60
5	9906.0	0.729	26818.9	223.76
6	12496.8	0.780	17873.9	216.65

2 结果与讨论

2.1 正常飞行状态模拟结果

2.1.1 稳态计算结果

利用某商业软件进行计算迭代,边界条件按照表2设置,求解方法采用Coupled方法。工况1~工况6的天线组件内外表面压力云图的汇总结果如图6所示。

天线组件前端区域的压力值相对较高,而在天线组件迎风一侧向下游方向1/4处压力值相对较低。这是由于飞机在飞行过程中,气流在天线组件前缘部分受到挤压,形成了较高的气动压力,因此,最大压力点位于该区域内。而在天线组件迎风一侧向下游方向1/4处是表面最大弯曲部位,气流流过时流速增加,压力相对较小,因此,最小压力点位于该区域内。

为了更加直观地看到天线组件内外表面压力分布,汇总工况6中间截面压力云图以及该截面6种工况下压力系数分布图如图7和图8所示。其中压力系数表达式为

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{0.5\rho_\infty V_\infty^2} \quad (4)$$

式中, P 为所求压力系数点处的静压; P_∞ 为远离任何扰动的独立静压力; ρ_∞ 为独立流体密度, V_∞ 为流场的平均速度或来流速度。

结合图6~图8发现,天线组件内部区域以及内表面压力(以下简称“内部压力”)值基本一致,天线组件外表面压力分布不均匀,并存在着流场中最大最小压力点,因此,需要着重关注天线组件外表面上的最大最小压力点。为了更直观地显示天线组件内外表面压力变化趋势,将天线组件外表面最大压力、外表面最小压力、内部压力、内外表面最大压差绝对值等绘制成图表,如表3和图7所示。表3中,

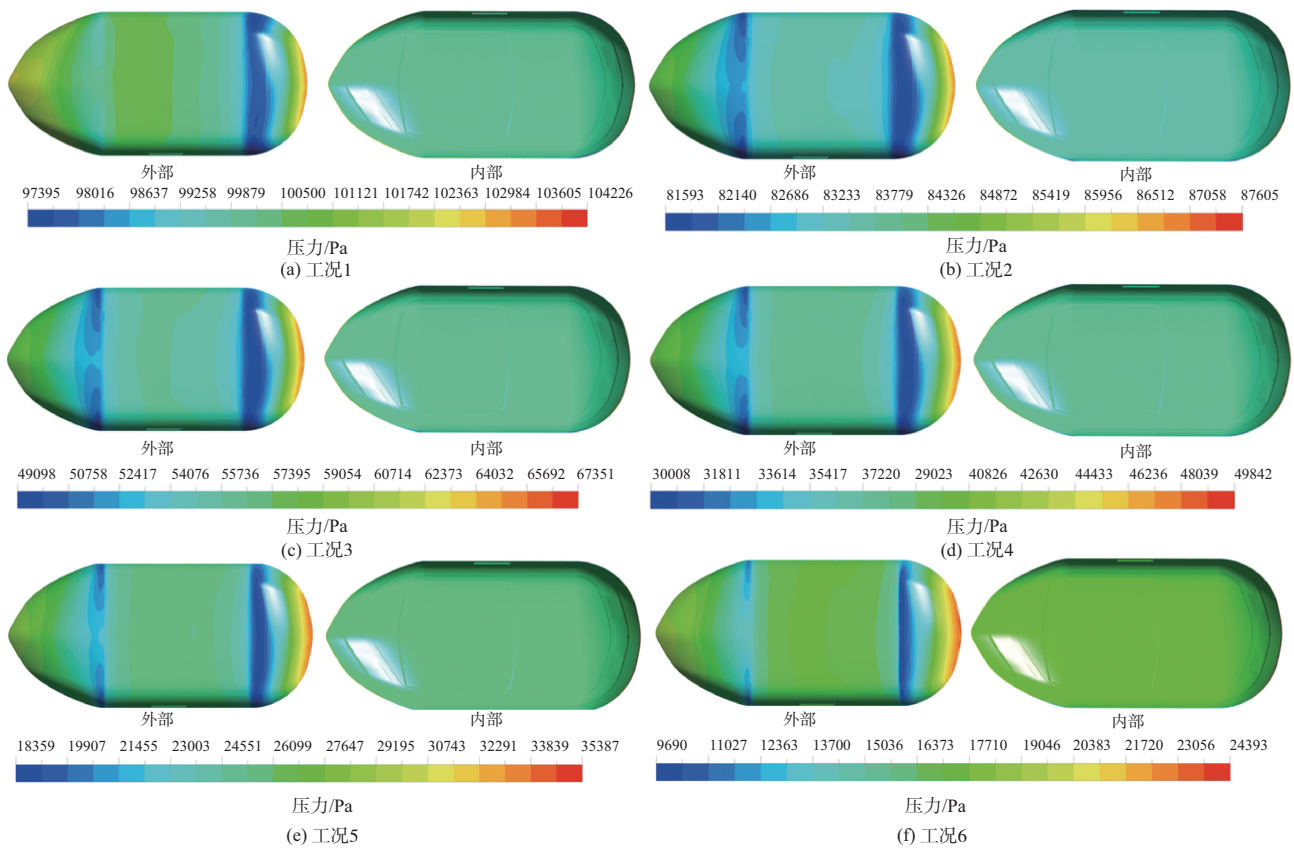


图6 工况1~工况6天线组件内外表面压力云图

Fig.6 Case 1 to Case 6 antenna assembly internal and external surface pressure contours

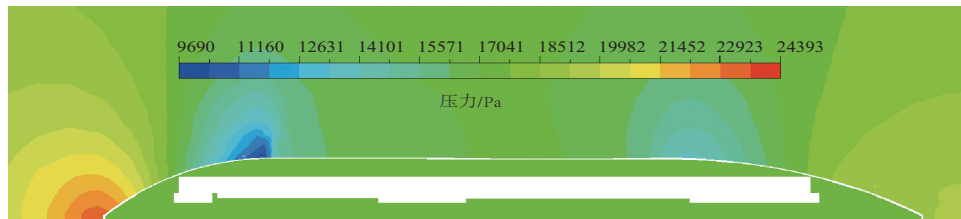


图7 工况6压力天线组件中间截面的压力云图(XZ平面,Y=0)

Fig.7 Pressure contour map of the middle section of the antenna component under Case 6 (XZ plane, Y=0)

$P_{\max}$ 为天线组件外表面最大压力值, $P_{\min}$ 为天线组件外表面最小压力值, P_{int} 为天线组件内部压力值。 P_{diff} 为天线组件内外表面最大压差绝对值。

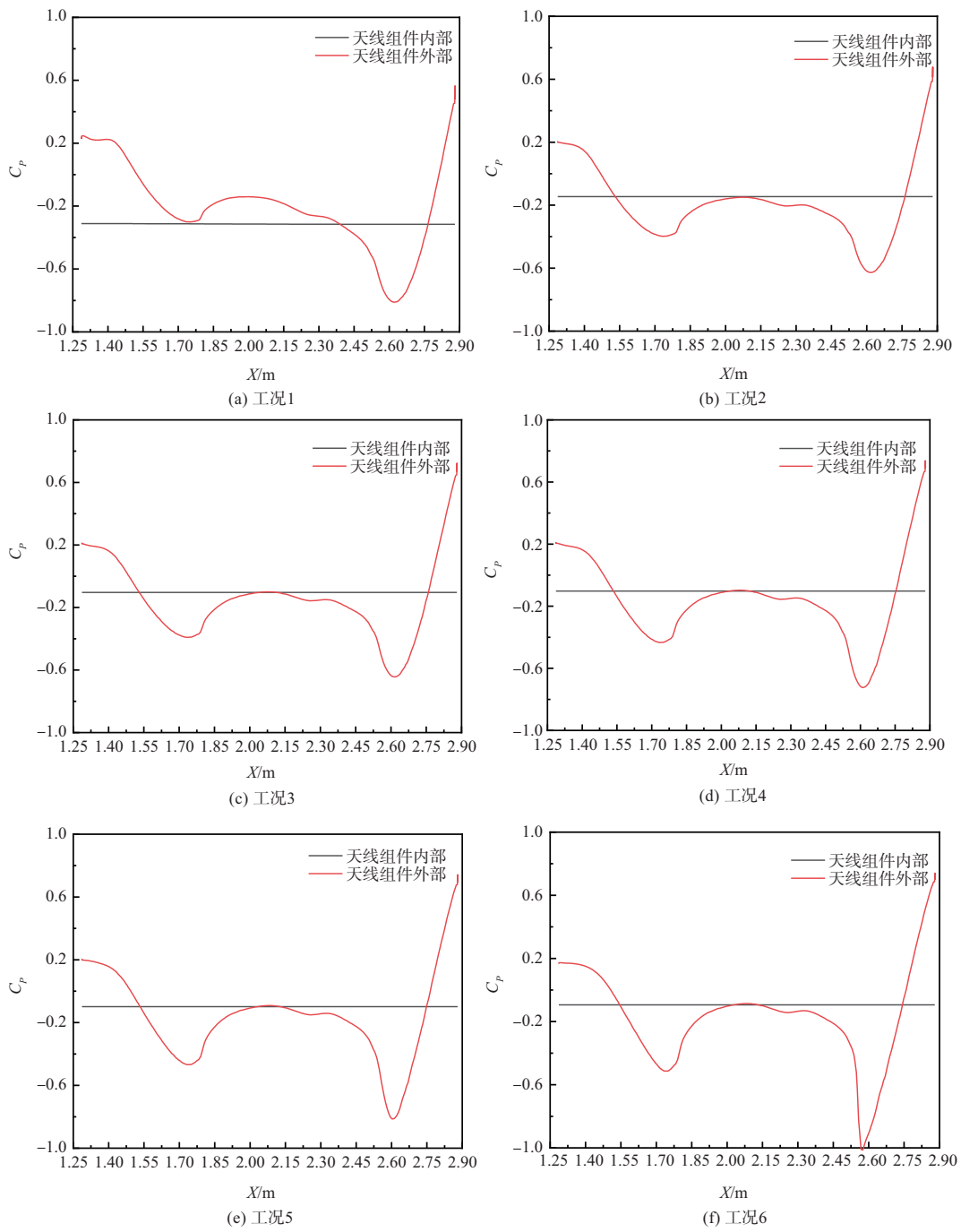
根据表3和图9可以看出,随着飞行高度的增加,天线组件外表面最大压力、外表面最小压力、内部压力在逐渐减小,天线内部压力相比大气压力较小但相差不大。在第4种工况下,天线组件内外表面最大压差绝对值达到峰值,在天线组件设计中的强度和刚度分析时,需要重点关注该工况。

2.1.2 瞬态计算结果

根据某民用飞机飞行剖面,拟合出大气压力随飞行时间的变化表达式

$$p = -4.4164 \times 10^{-5} t^3 + 0.1406 t^2 - 1.7378 \times 10^2 t + 1.0112 \times 10^5 \quad (5)$$

通过式(5)可以发现初始时的大气压力变化最为剧烈,因此,选取飞机爬升阶段大气压力变化最剧烈的一段时间(0~10s)作为瞬态模拟工况,以模拟飞机在大气压力变化最剧烈的时间段时,天线内部压力随时间的变化过程。求解采用PISO方法,并对该时间段内的大气温度、飞行马赫

图8 工况1~工况6中间截面压力系数分布图(XZ平面, $Y=0$)Fig.8 Pressure coefficient distribution diagram of the middle section of Case 1 to Case 6 (XZ plane, $Y=0$)

数进行拟合,作为瞬态计算的边界条件

$$T = -0.08456t + 287.33565 \quad (6)$$

$$Ma = 2.36774 \times 10^{-4}t + 0.24545 \quad (7)$$

式中, T 为大气温度, Ma 为飞行马赫数, t 为飞行时间。

为了较全面地反映天线组件内部压力的动态变化过程,选取了如图10所示的6个监测点。将点1~点6的压力

变化绘制成曲线图如图11所示。

可以看出,天线组件内部压力基本一致,且相对大气压力偏小,并随着大气压力的减小而同步减小。

2.2 气密失效状态模拟结果

2.2.1 稳态计算结果

计算迭代时,与正常飞行状态的数值模拟求解设置相

表3 工况1~工况6仿真分析结果

Table 3 Simulation analysis results from Case 1 to Case 6

工况	$P_{\max}/\text{Pa}$	$P_{\min}/\text{Pa}$	P_{in}/Pa	$P_{\text{diff}}/\text{Pa}$
1	104226.0	97441.1	100007.0	4219.0
2	87604.9	81593.2	83700.3	3904.6
3	67351.0	49098.4	55926.5	11424.5
4	49842.0	30007.8	38009.3	11832.7
5	35387.2	18359.3	25835.5	9551.7
6	24392.8	9690.0	17160.7	7470.7

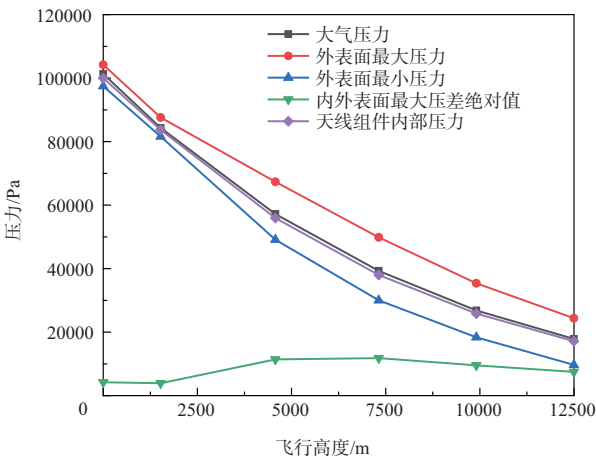


图9 不同工况下的压力变化曲线

Fig.9 Pressure curves under different operating conditions

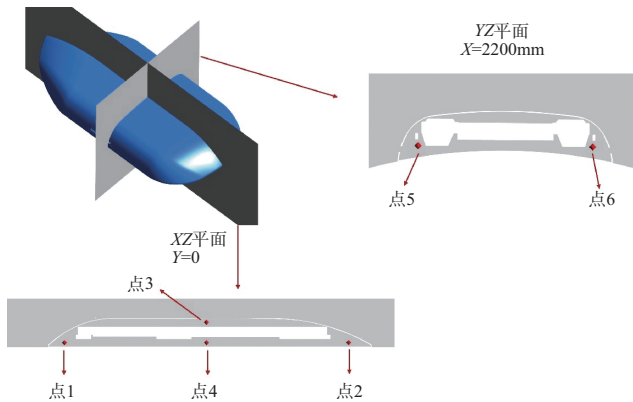


图10 监测点位置示意图

Fig.10 Schematic diagram of the location of the monitoring point

比,气密失效状态的数值模拟求解设置主要是在此前的基础上将天线组件与机舱连接处的4个小孔设置为压力入口。工况1~工况6的天线组件内外表面压力云图的汇总结果如图12所示。工况6的内部压力云图和工况6压力最小点所在截面的压力云图如图13和图14所示。通过分析图12~图14发现,除了工况1最大压力点出现在天线组件前端区域,大小为104367Pa,其余工况最大

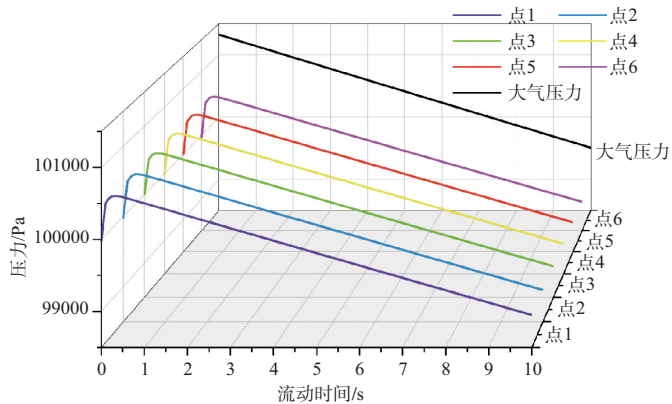


图11 点1~点6不同时刻压力值

Fig.11 Point 1~point 6 pressure values at different times

压力点均出现在受到气流冲击的4个孔的正上方天线组件内部的壁面上,最小压力点出现在泄压孔的出口处。对于工况1,这是由于飞机在飞行过程中,气流在天线组件前缘部分受到挤压,形成了较高的气动压力,因此,最大压力点位于该区域内。而对于工况2~工况6,这是由于气密失效处小孔所喷出气流的冲击,在4个小孔的正上方天线组件内部的壁面上形成了压力集中的区域,因此,最大压力点位于该区域内,而由于4个小孔开孔面积不同,导致左右两侧的压力分布也不同。而当气流通过狭窄的泄压孔时,气流速度会增加,并且在泄压孔附近有涡旋产生,导致局部压力较低,因此,最小压力点位于该区域内。

为了更直观地显示天线组件内外表面压力分布,汇总工况6小孔中间位置截面压力云图以及该截面6种工况下压力系数分布图,如图15和图16所示。结合图12~图16发现,除了4个小孔周围区域以及受到4个小孔所喷出气流冲击的天线组件内表面及周围区域,天线组件内部压力值基本一致,天线组件外表面虽压力分布不均匀,但相对来说相差并不大,因此需要着重关注在天线组件内表面出现的流场最大压力点。为了更直观地显示天线组件内外表面的压力变化趋势,将天线组件内表面最大压力、外表面最小压力,以及内外表面最大压差绝对值等绘制成图表,如表4和图17所示。其中, $P_{\max}$ 为天线组件外表面最大压力, $P_{\min}$ 为天线组件内表面最小压力, P_{diff} 为天线组件内外表面最大压差绝对值。

根据表4和图17可以看出,随着飞行高度的增加,内表面最大压力先减小后趋于稳定,外表面最小压力在逐渐减小。天线组件内外表面最大压差绝对值呈现总体上升趋势,在工况6时达到最大值,在天线组件设计中的强度和刚

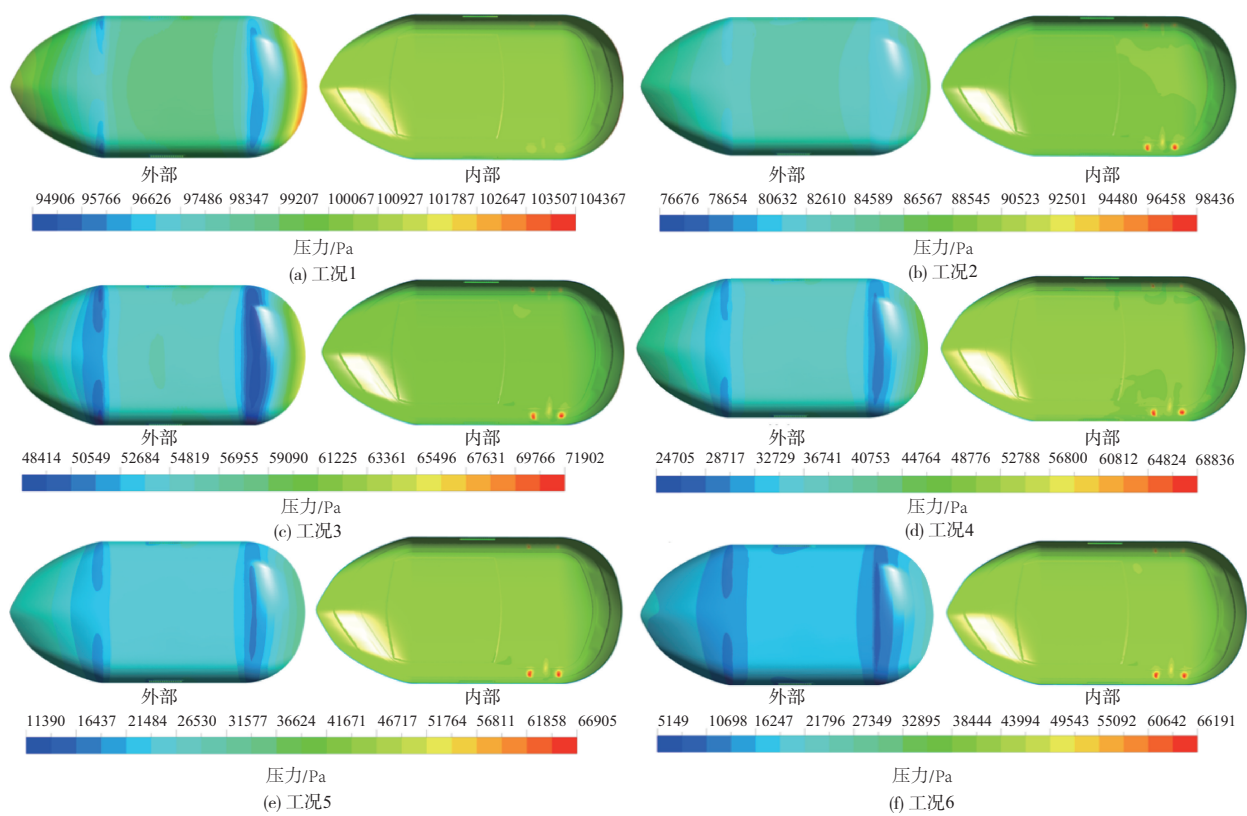


图 12 工况 1 ~ 工况 6 天线组件内外表面压力云图

Fig.12 Case 1 to Case 6 antenna assembly internal and external surface pressure contours

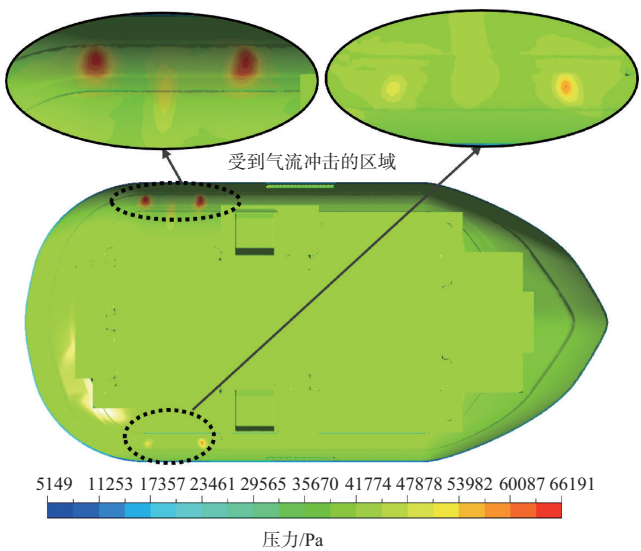


图 13 工况 6 天线组件内部压力云图

Fig.13 Internal pressure contour of the antenna assembly of Case 6

度分析时,需要着重关注该工况。

2.2.2 瞬态计算结果

选取机舱内压力与天线组件内部压力比值^[9]最大的巡航阶段作为瞬态计算工况,模拟飞机在巡航阶段时,如果穿

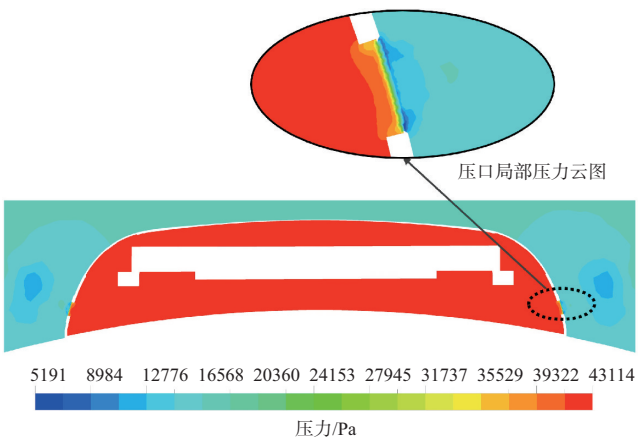


图 14 工况 6 压力最小点所在截面的压力云图 (YZ 平面, X=2069mm)

Fig.14 Pressure contour diagram of the cross-section where the minimum pressure point of Case 6 is located (YZ plane, X=2069mm)

舱连接器发生气密失效,对于天线组件内部的压力动态变化情况,求解采用 PISO 方法。仿真分析结果如图 18 和图 19 所示。选取如图 10 所示的观测点,将点 1 ~ 点 6 的压力变化绘制成曲线图,如图 20 所示。

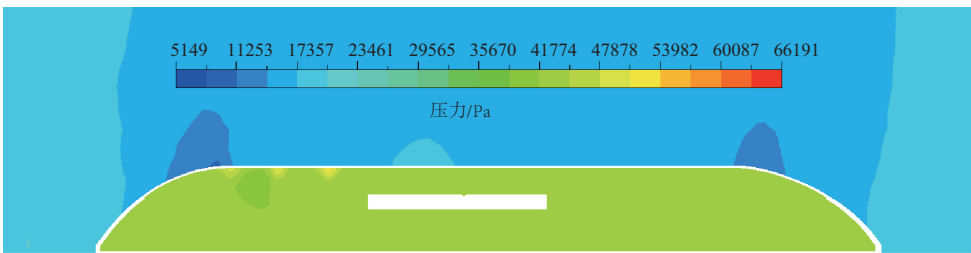


图 15 工况 6 小孔中间位置截面的压力云图(XZ 平面, Y=310mm)

Fig.15 Pressure contour map of the middle section at the small hole under Case 6 (XZ plane, Y=310mm)

表 4 工况 1~ 工况 6 仿真分析结果

Table 4 Simulation analysis results from Case 1 to Case 6

工况	$P_{\max}/\text{Pa}$	$P_{\min}/\text{Pa}$	$P_{\text{diff}}/\text{Pa}$
1	101608.0	96171.9	5436.1
2	98436.0	81172.5	17263.5
3	71901.7	48666.4	23235.3
4	68835.6	29932.7	38902.9
5	66904.5	18237.0	48667.5
6	66190.9	9762.18	56428.72

如图 18 和图 20 所示,穿舱连接器发生气密失效开始时,由于大量机舱内气体进入天线组件内部,导致天线组件内部压力迅速升高,之后由于泄压孔的存在,压力在升高到一定程度后,达到了一个稳定值。

如图 19 所示,穿舱连接器发生气密失效开始时,由于机舱内外压差较大,因此,从气密失效处喷出的空气的流动

速度相对较快,但随着天线组件内部压力的逐渐增高并趋于稳定,从气密失效处喷出的空气的流动速度也逐渐降低并趋于稳定。

绘制天线组件内部最大压力值和最小压力值随时间的变化曲线,如图 21 和图 22 所示。可以看出,最大压力值最高达到 66328.4Pa,最小压力值最小达到 3679.2Pa,但最大最小压力值最后都趋于稳定,并且瞬态流动达到稳定时的最大压力值和最小压力值,见表 5,其计算结果与 2.2.1 节中工况 6 的稳态计算结果基本相同,两种分析方法的计算结果互为印证。

3 结论

通过对天线组件在正常飞行状态和气密失效状态下内

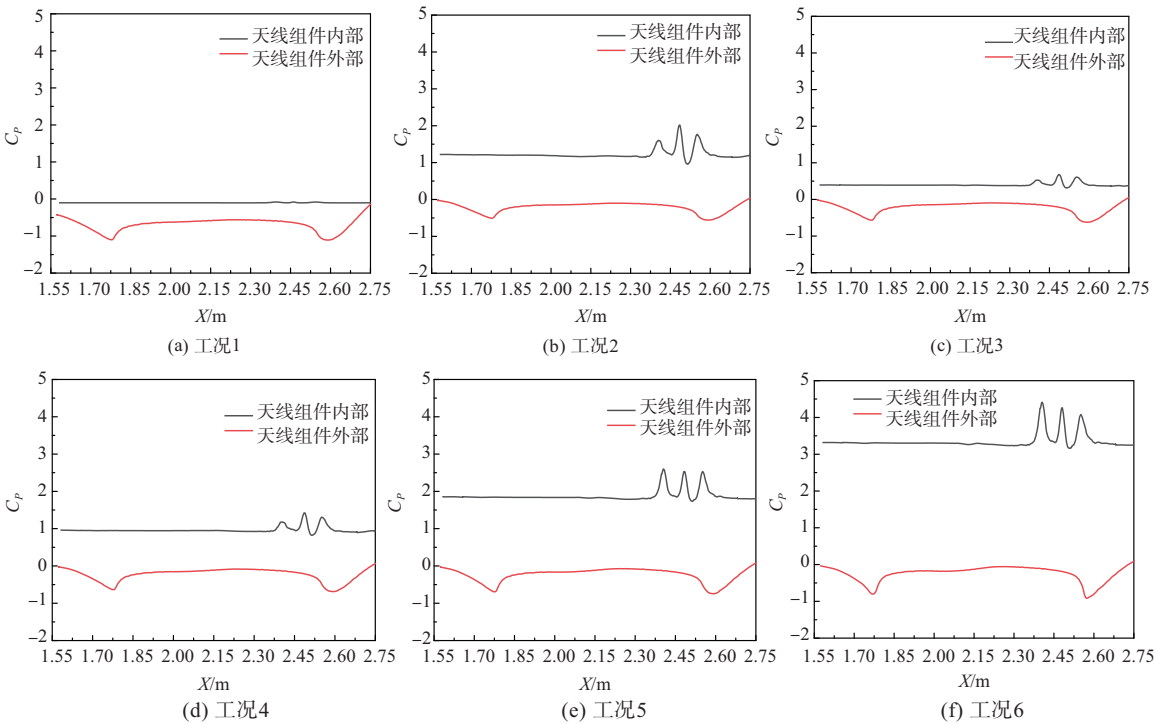


图 16 工况 1~ 工况 6 小孔中间位置截面压力系数分布图(XZ 平面, Y=310mm)

Fig.16 Pressure coefficient distribution diagram of the middle section of the small hole in Case 1 to Case 6 (XZ plane, Y=310mm)

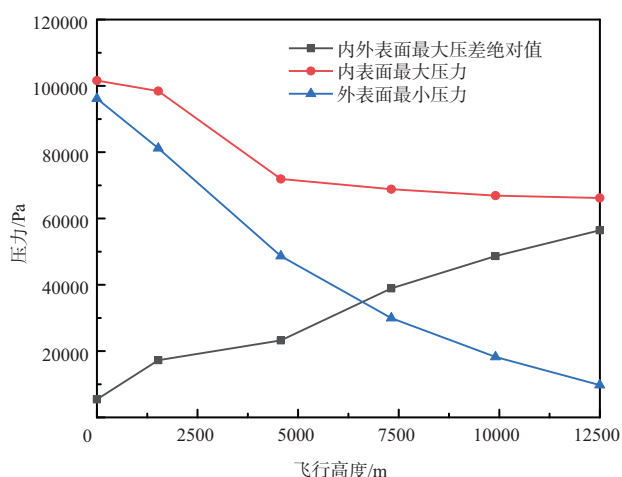


图17 不同工况下的压力变化曲线

Fig.17 Pressure curves under different operating conditions

外压差载荷分布以及压载变化过程的研究,得出以下结论:

(1)正常飞行状态下,稳态模拟时:最大压力点会出现在天线组件的前端,最小压力点会出现在天线组件弯曲程度比较大的天线组件迎风一侧向下游方向1/4处,天线组件内部的压力值略微小于大气压力。瞬态模拟时:天线组件内部压力基本一致,且相对大气压力偏小,并随着大气压力的减小而同步减小。

(2)气密失效状态下,稳态模拟时:如果飞行过程中发

生了气密失效,最大压力点会出现在被4个小孔所喷出气流冲击的天线组件内部的壁面,最小压力点出现在泄压孔的出口处,天线组件内部除发生气密失效处的4个小孔周围处和因受到4个小孔喷出气流冲击而形成了压力集中的区域外,天线组件内部其他区域的压力基本相同。瞬态模拟时:如果发生气密失效,天线组件内部的压力会迅速升高,之后趋于一个稳定值,并且与稳态计算结果互为印证。

AST

参考文献

- [1] 刘振浩, 邹小舟, 缪卓伟, 等. 太赫兹多层平面透镜天线的分层制造技术研究[J]. 航空科学技术, 2024, 35(1): 115-124.
Liu Zhenhao, Zou Xiaozhou, Miao Zhuowei, et al. Research on layered manufacturing technology of terahertz multilayer planar transmit-array antenna [J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(1): 115-124. (in Chinese)
- [2] 董佳晨, 黄睿麟, 邱煜坤, 等. 基于复合材料夹芯结构的辐射/承载一体化天线设计与表征[J]. 航空科学技术, 2024, 35(6): 12-21.
Dong Jiachen, Huang Ruilin, Qiu Yukun, et al. Design and characterization of radiation/ load-bearing integrated antenna

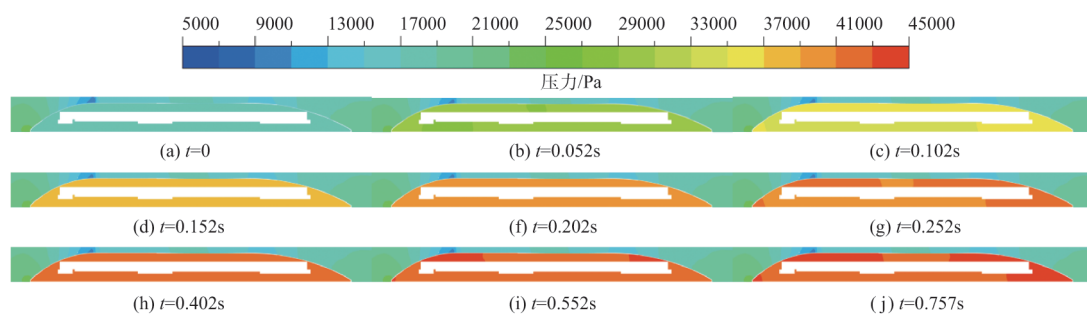


图18 不同时刻的截面压力云图(XZ平面, Y=0)

Fig.18 Cross-sectional pressure contours at different times (XZ plane, Y=0)

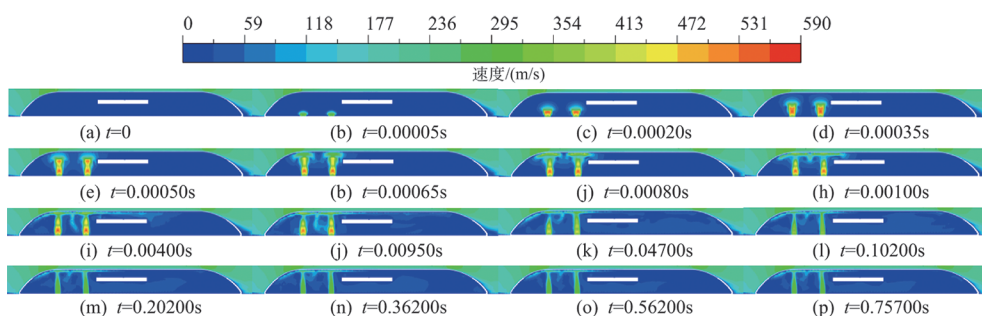


图19 不同时刻的截面速度云图(XZ平面, Y=310mm)

Fig.19 Diagram of cross-sectional velocity at different moments (XZ plane, Y=310mm)

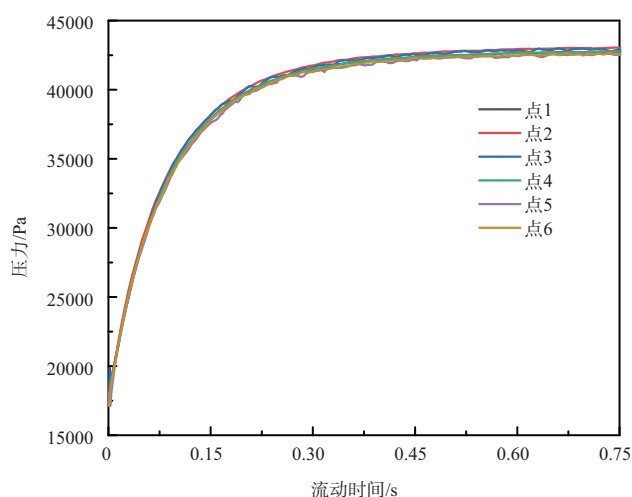


图20 点1~点6不同时刻压力值

Fig.20 Point 1~point 6 pressure values at different times

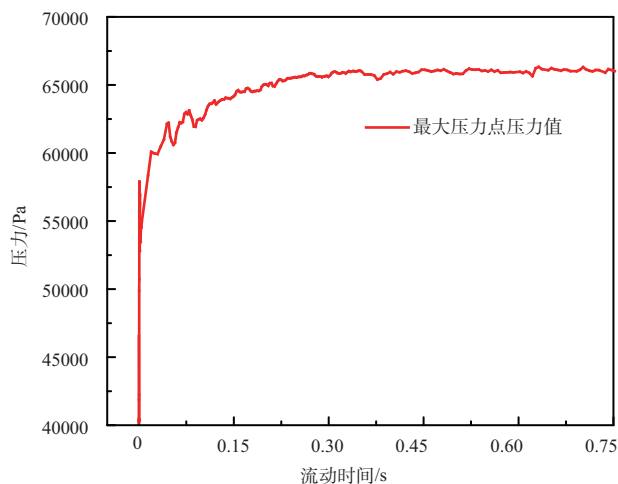


图21 最大压力值随时间变化曲线

Fig.21 Maximum pressure value over time

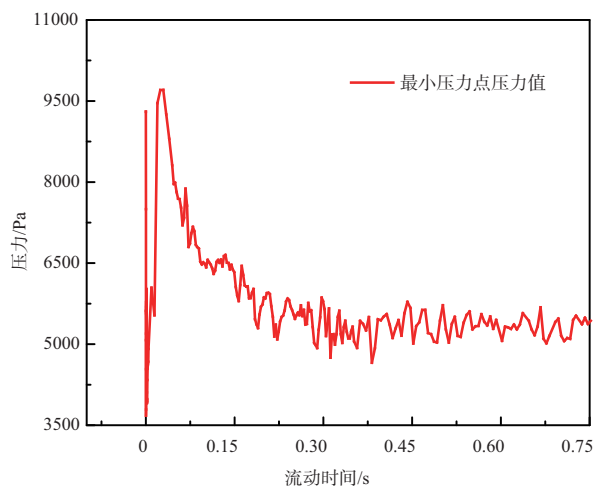


图22 最小压力值随时间变化曲线

Fig.22 Minimum pressure value over time

表5 瞬态结果与稳态结果对比

Table 5 Comparison between transient and steady-state results

参数	$P_{\max}/\text{Pa}$	$P_{\min}/\text{Pa}$
稳态计算结果	66190.9	5148.6
瞬态计算结果	65996.9	5354.6

based on composite sandwich structure [J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(6):12-21. (in Chinese)

- [3] 刘毅, 赵晓霞, 欧阳绍修, 等. 飞机机身鼓包形天线罩的气动特性及优化设计[C]. 第8届中国航空学会青年科技论坛, 2018: 997-1002.

Liu Yi, Zhao Xiaoxia, Ouyang Shaoxiu, et al. The aerodynamic characteristics of aircraft fuselage radome and its optimum design[C]. 8th Youth Science and Technology Forum of the Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2018: 997-1002. (in Chinese)

- [4] 赵晓霞, 陈进庚, 王明凤. 不同外形背部天线罩对运8气动特性的影响[J]. 航空科学技术, 2006(2): 27-29.

Zhao Xiaoxia, Chen Jingeng, Wang Mingfeng. The effect of different shape of back fairing to Y8 aircraft aerodynamic characteristics[J]. Aeronautical Science & Technology, 2006(2): 27-29.(in Chinese)

- [5] Mendoza A S E, Richard D H. Effects of radome design on antenna performance in transonic flight conditions[J]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2020, 6(1): 1-15.

- [6] 王宗辉, 汪艳伟, 张延泰, 等. 机载天线罩气动结构电磁多学科协同设计[J]. 舰船电子对抗, 2023,46(5): 92-97.

Wang Zonghui, Wang Yanwei, Zhang Yantai, et al. Collaborative design of electromagnetic multidisciplinary for aerodynamic structure of airborne radome[J]. Shipboard Electronic Countermeasure, 2023, 46(5): 92-97. (in Chinese)

- [7] Federal Aviation Administration. AC 43.13-2B Acceptable methods, techniques, and practices: aircraft alterations[S]. Federal Aviation Administration, 2008.

- [8] Aeronautical Radio, Inc. ARINC-791P1-3 Mark I qviation KU-band and KA-band satellite communication system(part 1): physical installation and aircraft interfaces[S]. Aeronautical Radio, Inc, 2019.

- [9] 曾贤启. 工程流体力学[M]. 北京: 航空工业出版社, 1993. Zeng Xianqi. Engineering fluid mechanics[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1993. (in Chinese)

Simulation Analysis on Pressure Load Calculation for Civil Aircraft Antenna Assembly

Guo Wentao¹, Shi Hai², Xu Jianxin¹, Xu Bingxian¹, Ma Chao¹

1. Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China

2. China Electronic Technology Corporation Avionics, Chengdu 611731, China

Abstract: The structural safety of civil aviation antenna components is one of the important factors to ensure flight safety. In order to investigate the influence of internal and external pressure difference load on the structural safety of civil aircraft antenna components during flight, and to evaluate the rationality of the size design of pressure relief holes for antenna components, This paper adopts the Computational Fluid Dynamics (CFD) method to simulate the load distribution of internal and external pressure difference and the process of ballast change of a typical aircraft antenna component under normal flight and airtight failure conditions. The calculation results show that under normal flight conditions, the differential pressure load of the antenna component is small and relatively uniform, and the internal pressure of the antenna component will decrease with the decrease of atmospheric pressure, and is slightly less than the atmospheric pressure. Under the condition of airtight failure, the pressure differential load in a specific area of the antenna assembly will increase significantly, and the internal pressure of the antenna assembly will rise rapidly when the airtight failure occurs until it reaches a stable value. The research in this paper provides some reference and input for the design of antenna components.

Key Words: antenna components; air-tightness failure; pressure relief; CFD; pressure difference

Received: 2024-08-30, **Revised:** 2024-11-08, **Accepted:** 2025-01-10

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (2017ZA67001)