

# 内嵌式蒙皮散热器气动阻力影响研究

叶元鹏, 李应杰, 何宇

(中国电子科技集团公司第二十九研究所, 成都 610036)

**摘要:** **目的** 开展内嵌式蒙皮散热器对小型飞行器气动阻力影响研究, 探明气动阻力产生的原因及影响因素。**方法** 利用数值仿真技术, 对气动阻力增大的诱因进行理论分析, 分别研究蒙皮散热器引流口半径、导流口半径和翅片厚度等结构参数对飞行器气动阻力及散热性能的影响, 进而平衡蒙皮散热器散热能力和飞行器气动阻力等设计指标。**结果** 配置蒙皮散热器为电子设备提供热沉会导致小型飞行器气动阻力增大, 原因是配置散热器诱导产生了额外的压差阻力和摩擦阻力。**结论** 增大引流口、导流口半径可减小压差阻力, 增加翅片厚度, 则可减小摩擦阻力, 进而减小飞行器气动阻力。增加翅片厚度, 可使气动阻力减少 20%以上, 同时也会导致传热性能的显著降低, 增大引流口、导流口半径则可在一定程度促进传热。

**关键词:** 小型飞行器; 蒙皮散热; 气动阻力; 耦合; 数值仿真; 湍流

中图分类号: V271.9

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2023)06-0036-07

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2023.06.005

## Effect of Embedded Skin Radiator on Aerodynamic Drag

YE Yuan-peng, LI Ying-jie, HE Yu

(The 29th Research Institute of CETC, Sichuan Chengdu 610036, China)

**ABSTRACT:** The work aims to investigate the effect of embedded skin radiator on aerodynamic drag of small aircraft, and explore the causes and affecting factors of aerodynamic drag. The inducement for the increase of aerodynamic resistance was theoretically analyzed with numerical simulation technology. In order to guarantee the balance between design indicators such as heat transfer of skin radiator and aerodynamic drag of aircraft, the effect of structural parameters such as skin radiator drain port radius, guide port radius and fin thickness on the aerodynamic drag and heat transfer of the aircraft was studied. The skin radiator was configured to provide heat sink for electronic equipment, leading to the increase of aerodynamic drag of small aircraft due to the additional pressure drag and frictional drag. The pressure drop drag can be reduced by increasing the drain port and the friction drag can be reduced by increasing the fin thickness, thus reducing the aerodynamic drag of small aircraft. Increasing the fin thickness can reduce the aerodynamic drag by more than 20%, and lead to a significant reduction in heat transfer performance. However, increasing the radius of the drain port and the guide port can promote the heat transfer to a certain extent.

**KEY WORDS:** small aircraft; skin heat dissipation; aerodynamic drag; coupling; numerical simulation; turbulence

收稿日期: 2022-11-17; 修订日期: 2023-02-07

Received: 2022-11-17; Revised: 2023-02-07

作者简介: 叶元鹏 (1985—), 男, 硕士。

**Biography:** YE Yuan-peng (1985-), Male, Master.

引文格式: 叶元鹏, 李应杰, 何宇. 内嵌式蒙皮散热器气动阻力影响研究[J]. 装备环境工程, 2023, 20(6): 036-042.

YE Yuan-peng, LI Ying-jie, HE Yu. Fatigue Effect of Embedded Skin Radiator on Aerodynamic Drag[J]. Equipment Environmental Engineering, 2023, 20(6): 036-042.

随着航空技术的发展, 小型飞行器正成为一个重要的发展方向<sup>[1-6]</sup>。麦克唐纳公司研发的 AMD-20A “鹌鹑”<sup>[7]</sup>, 是一种可按预定航线飞行的小型无人机。雷神公司研制的 MALD 是一种由涡喷发动机提供动力的飞行器, 其主要通过模拟飞机的信号特征来保护飞机。

小型飞行器可通过搭载电子设备来实现不同的功能, 其对于电子载荷及载荷能力配置的依存度越来越高。设计时, 需要对电子载荷提供合理布局, 并配备有效的散热措施, 确保电子载荷在全工况内能正常工作。对于动力型小型飞行器而言, 受空间限制, 载荷能力配置受限。同时, 由于燃料携带量需占据较大重量、空间, 对于航程要求较高的场景, 无法利用有限的资源额外提供电子载荷所需环控散热条件。由于内嵌式蒙皮散热器不改变飞行器气动外形, 具有一体化优势和较好的气动特性, 且作为被动低能耗冷却方式, 已被 A320、B757、CL-600、C17、B16 等飞机采用<sup>[8]</sup>。

采用内嵌式蒙皮散热器为电子设备提供热沉, 是一种有效热传输及低代偿的方案。王超等<sup>[9]</sup>在某直升机载电子吊舱环控供液系统中采用蒙皮换热器, 对吊舱环控系统原理、试验原理、制冷性能等开展了研究。曹仁凤等<sup>[10]</sup>开展了基于蒙皮散热器的无人机电子设备冷却方案研究。徐鹏刚等<sup>[11]</sup>对蒙皮换热器的结构、试验方法开展了研究, 提出了一种简便的试验方法。党晓民等<sup>[12]</sup>、张宇等<sup>[13]</sup>、刘剑飞等<sup>[14]</sup>对蒙皮散换热器的散热性能及地面试验等开展了研究。

采用内嵌式蒙皮散热器可保持飞行器气动外形, 但在实际应用中还存在许多问题, 如总压恢复系数比较低, 流动阻力较大, 流场畸变大等<sup>[15-16]</sup>。蒙皮散热器一般采用内嵌式翅片流道作为散热通路, 翅片结构是影响换热器性能的重要因素。Luo 等<sup>[17]</sup>以翅片高度、厚度以及间距等结构参数作为自变量, 提出一种结构设计与优化算法, 可用于水平板翅式散热器的设计。王伟平等<sup>[18]</sup>在对多孔式翅片进行研究时也发现, 增加孔隙率并不能明显提升传热效率, 反而会导致流阻增大。因此, 在通过结构优化提高换热器传热性能的同时, 可能会导致流阻的上升, 对于飞行器, 气动阻力又是制约其航程的重要因素, 尤其是小型飞行器, 气动阻力的增大对其航程的影响更为显著。此外, 内嵌式蒙皮散热器因其内嵌结构, 会对空气流向产生扰动, 易诱导产生较大气动阻力。然而, 目前公开文献对内嵌式蒙皮散热器阻力来源, 以及气动阻力与散热耦合等相关研究尚少有涉及。

综上所述, 本文以长度 4 m 以下的某小型飞行器的内嵌式蒙皮散热器为研究对象, 利用数值仿真技术, 对气动阻力增大的诱因进行理论分析, 并分别研究引流口半径、导流口半径和翅片厚度等结构参数对飞行器气动阻力及散热性能的影响, 为设计

提供参考。

## 1 物理模型与网格划分

### 1.1 物理模型

布置内嵌式蒙皮散热器的某小型飞行器的几何模型如图 1 所示。散热器安装在飞行器前端顶部, 散热器外表面与飞行器共形, 流道内嵌, 形成内嵌式翅片, 如图 2 所示。

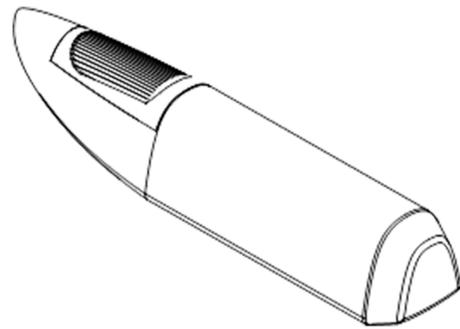


图 1 某小型飞行器几何模型  
Fig.1 Geometric model of a small aircraft

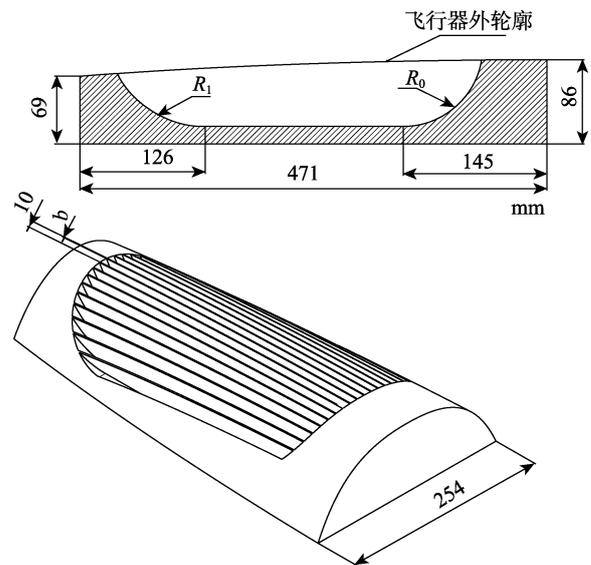


图 2 某小型飞行器蒙皮散热器  
Fig.2 Skin radiator of a small aircraft

### 1.2 网格划分

为提高数值仿真效率, 本文网格划分采用混合网格模型, 如图 3 所示。在具有不规则外形的散热器/机体模型区域采用四面体非结构网格, 在结构规则的外部流体区域采用六面体结构网格, 同时局部细化飞行器周围流体网格, 并进一步细化飞行器表面流体网格。同时, 为确保结构网格及非结构 2 种网格交界处数据交互的准确性, 在交界处对节点进行了合并。

采用不同网格密度计算网格对计算模型进行网格无关性验证。当网格数量达到 580 万左右时,阻力变化小于 5%,该网格基本满足数值仿真要求,如图 4 所示。

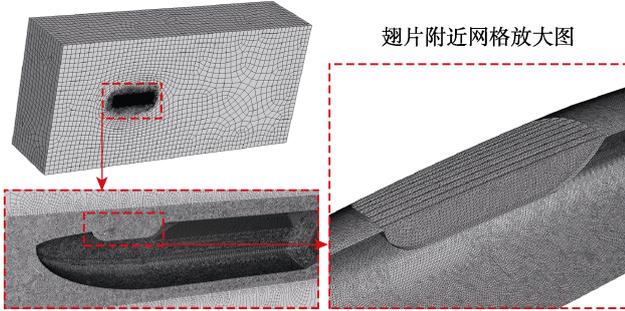


图3 某小型飞行器网格模型  
Fig.3 Grid model of a small aircraft

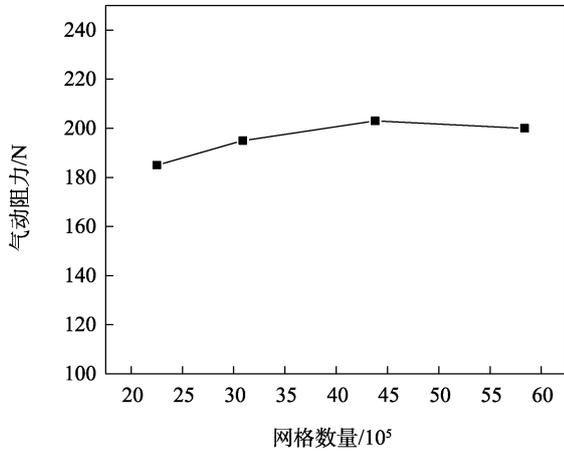


图4 不同网格数量模型计算的气动阻力  
Fig.4 Aerodynamic drag calculated by models with different grid numbers

## 2 仿真设置及计算模型

### 2.1 边界条件及假设

本文仿真计算的流体假设为满足理想气体状态方程的空气,固体为铝合金。计算时所采用的边界条件:外部流体域采用远场边界,飞行高度为 500 m,飞行速度为 0.6 Ma;计算域的固体壁面速度无滑移,计算模型中面设置为对称边界。物性参数见表 1。

表 1 材料物性参数

Tab.1 Physical parameters of materials

材质	密度/(kg·m <sup>-3</sup> )	黏度/(Pa·s)	比热容(J·kg <sup>-1</sup> ·K <sup>-1</sup> )
空气	满足理想状态方程	1.789×10 <sup>-5</sup>	1 006
铝合金	2 719	/	871

### 2.2 计算模型及仿真设置

计算域内的流动可通过求解质量守恒方程和动

量守恒方程<sup>[19]</sup>完成,分别如式(1)和式(2)所示。

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \mathbf{u}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \mathbf{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} + \mathbf{F} \tag{2}$$

式中:  $\rho$  为流体密度;  $\mathbf{u}$  为流体速度矢量;  $p$  为流体微元体上的压力;  $t$  为时间;  $\boldsymbol{\tau}$  为因分子黏性作用而产生在微元体上的黏性应力张量;  $\mathbf{F}$  为力源项。

本文采用的湍流模型为 Realizable  $k$ -epsilon 模型<sup>[20-21]</sup>, 见式(3)和式(4)。

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \epsilon \tag{3}$$

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \epsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 E \epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} \tag{4}$$

传热则通过求解能量方程实现,以温度  $T$  为变量的能量守恒方程<sup>[22]</sup>见式(5)。

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho T) + \nabla \cdot (\rho T \mathbf{u}) = \nabla \cdot \left( \frac{K}{C_p} \nabla T \right) + S_T \tag{5}$$

式中:  $S_T$  为黏性热源项。

上述的方程和边界条件利用 Fluent 18.0 软件完成求解。方程的求解采用压力-速度耦合 SIMPLE 算法<sup>[23]</sup>。与一阶迎风格式相比,二阶迎风格式的精度更高<sup>[24-25]</sup>,所以压力方程、动量方程、压力以及能量方程采用二阶迎风格式离散。

## 3 结果与分析

### 3.1 蒙皮散热器气动阻力来源分析

对于亚音速飞行器,气动阻力的来源主要包括摩擦阻力、压差阻力、干扰阻力以及诱导阻力<sup>[26-27]</sup>。其中,前3种阻力主要由空气黏性引起,而最后的诱导阻力则由升力导致。干扰阻力和诱导阻力一般与机翼相关,不在本文的研究范畴。本节将对对比不带散热器的飞行器与带有蒙皮散热器飞行器的气动阻力,分析蒙皮散热器气动阻力来源,引出结构优化方向。

其中,无蒙皮散热器飞行器的气动阻力为 145.7 N,而配置共形散热器时,飞行器气动阻力高达 200.6 N,增加约 38%,蒙皮散热器对飞行器气动阻力影响明显。为分析散热器气动阻力来源,给出散热器附近沿航向竖直截面内流场特征和压力分布,如图 5a 所示。由图 5a 可知,在引流口近壁面附近,由强烈的速度差引起二次流,又称迪恩涡。在二次流对应位置处,形成了较明显的负压,如图 5b 所示。另外,在导流口附近,因为内嵌式导流口结构改变了空气流向,使该处产生了较大的正压,故散热器导流口和引流口之间会有较大的压差,进而产生压差阻力。

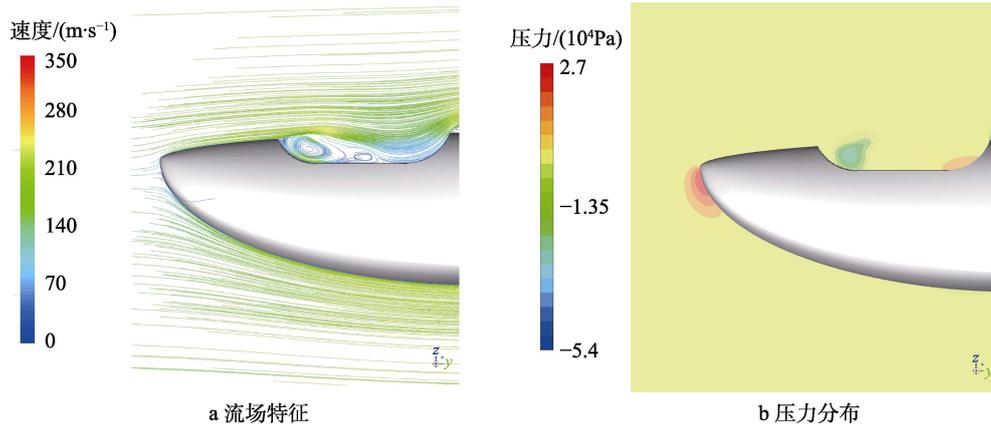


图 5  $R_I=100\text{ mm}$ 、 $R_O=100\text{ mm}$  散热器附近流场特征和压力分布

Fig.5 Flow field characteristics (a) and pressure distribution (b) near radiators with  $R_I=100\text{ mm}$  and  $R_O=100\text{ mm}$

另外, 给出了散热器附近沿着飞行器航向水平截面内的气体速度  $v$  (沿  $y$  方向的速度分量) 沿  $x$  方向的梯度分布, 如图 6 所示。可以发现, 流道内翅片附近存在较明显的边界层, 在边界层内速度梯度较大, 结合空气的黏性, 将产生明显的摩擦阻力。

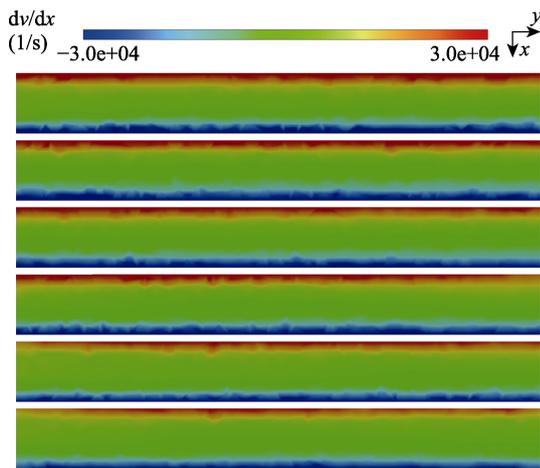


图 6 散热器翅片附近速度梯度分布

Fig.6 Velocity gradient distribution near radiator fins

通过以上分析可知, 蒙皮散热器气动阻力主要来自压差阻力和摩擦阻力, 其中压差阻力与引流口、导流口结构相关, 摩擦阻力主要与翅片结构有关。后文将研究引流口、导流口半径以及翅片厚度对气动阻力的影响。主要考虑以下 3 个结构参数的影响: 不同进导流口半径  $R_I$  对气动阻力的影响; 不同排导流口半径  $R_O$  对气动阻力的影响; 不同翅片厚度  $b$  对气动阻力的影响 (保持翅片厚度  $b$  和流道宽度  $s$  之和为  $10\text{ mm}$  不变)。

### 3.2 引流口、导流口半径对气动阻力的影响

翅片厚度相同的条件下, 改变引流口半径  $R_I$ 、导流口  $R_O$  半径, 见表 2。随着引流口半径的增加, 飞行器气动阻力降低, 如图 7 所示。同样, 随着导流口

半径增加, 气动阻力也呈现降低的趋势。从图 7 中还可以看出, 半径变化相同的情况下, 导流口对气动阻力的影响更大, 增大导流口半径, 可使气动阻力相对于工况 2 减少  $12.6\%$ 。

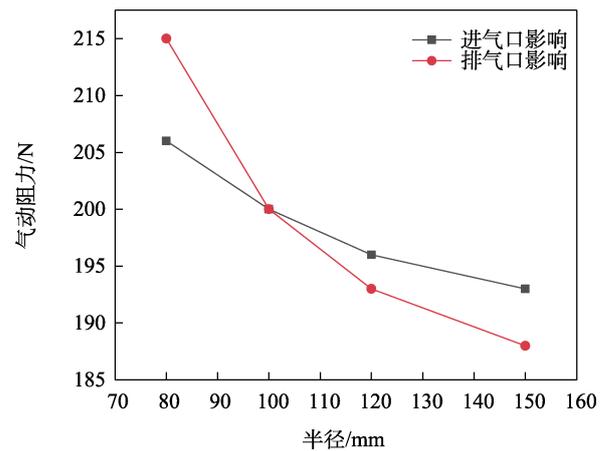


图 7 引流口、导流口半径对气动阻力的影响

Fig.7 Effect of radius of drain port and guide port on the aerodynamic drag

表 2 散热器几何尺寸  
Tab.2 Geometric size of radiator

工况	翅片厚 $b/\text{mm}$	流道宽度 $s/\text{mm}$	引流口半径 $R_I/\text{mm}$	导流口半径 $R_O/\text{mm}$
1	1	9	80	100
2	1	9	100	100
3	1	9	120	120
4	1	9	150	100
5	1	9	100	80
6	1	9	100	150

为分析引流口、导流口半径对气动阻力的影响机制, 分别给出散热器附近的流场特征和压力分布, 如图 8 所示。增大引流口半径, 引流口附近的二次流尺寸显著减小, 引流口附近不再存在明显的负压区域

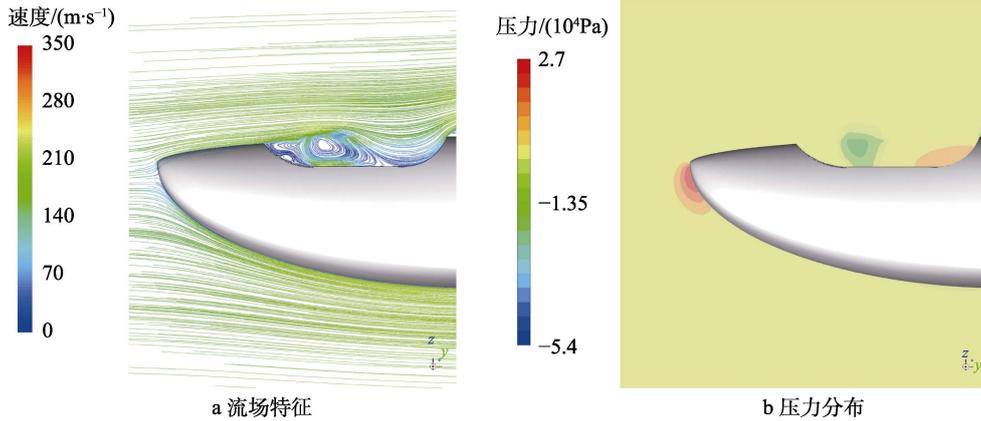


图8  $R_1=150\text{ mm}$ 、 $R_0=100\text{ mm}$  散热器附近流场特征和压力分布

Fig.8 Flow field characteristics (a) and pressure distribution (b) near radiators with  $R_1=150\text{ mm}$  and  $R_0=100\text{ mm}$

(如图 8b 所示), 整体压差减小, 使得气动阻力减小。

由图 9 可知, 增大导流口半径, 可使空气流向的改变减缓, 减小了导流口对从内嵌流道流出空气的

阻挡, 所以此处的空气增压幅度以及区域明显减小 (如图 9b 所示), 进而减小了整体压差, 使得气动阻力减小。

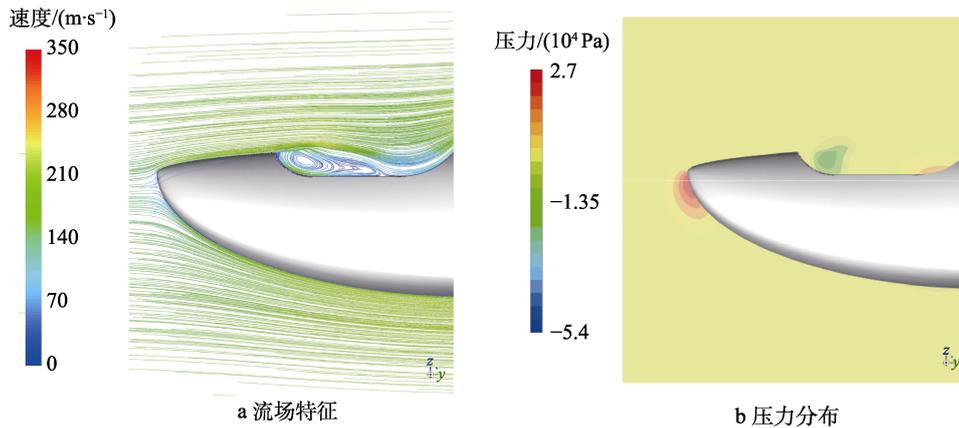


图9  $R_1=100\text{ mm}$ 、 $R_0=150\text{ mm}$  散热器附近的流场特征和压力分布

Fig.9 Flow field characteristics (a) and pressure distribution (b) near radiators with  $R_1=100\text{ mm}$  and  $R_0=150\text{ mm}$

### 3.3 翅片厚度对气动阻力的影响

在引流口半径  $R_1$ 、导流口  $R_0$  半径固定的条件下, 改变翅片厚度, 见表 3。随翅片厚度增加, 飞行器气动阻力逐渐减小, 相对于工况 1, 气动阻力可降低 21.0%, 如图 10 所示。导致这一现象的原因是, 随散热翅片厚度增加, 流道宽度减小, 一方面会减小进入内嵌流道空气流速, 减小速度梯度; 另一方面会减小

表 3 散热器几何尺寸

Tab.3 Geometric size of radiator

工况	翅片厚 $b/\text{mm}$	流道宽度 $s/\text{mm}$	引流口半径 $R_1/\text{mm}$	导流口半径 $R_0/\text{mm}$
1	1	9	100	100
2	2	8	100	100
3	4	6	100	100
4	6	4	100	100
5	8	2	100	100

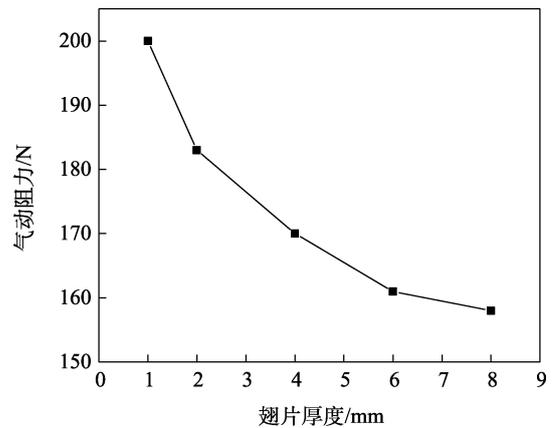


图 10 翅片厚度对气动阻力的影响

Fig.10 Effect of fin thickness on aerodynamic drag

流道中流体体积, 从而减小因速度差而累积的摩擦阻力。总体而言, 翅片厚度增加可减小摩擦阻力, 进而降低飞行器气动阻力。

### 3.4 低气动阻力散热器结构对散热性能的影响

为评估在优化减小散热器气动阻力的同时,对散热性能产生的影响,本文进行了非等温模拟。在非等

温模拟中,设置远场空气温度为 300 K,散热器底部添加热流密度均匀的热源,热耗约 700 W,飞行器其余面假设为绝热面。选取 3 种气动阻力较小的散热器结构(工况 2—4)与参考结构(工况 1)进行对比,见表 4。

表 4 用于非等温模拟的散热器几何尺寸  
Tab.4 Geometrical size of radiator for non-isothermal simulation

工况	翅片厚 $b/\text{mm}$	流道宽度 $s/\text{mm}$	引流口半径 $R_l/\text{mm}$	导流口半径 $R_o/\text{mm}$	热源平均温度 $T_{\text{avg}}/\text{K}$
1	1	9	100	100	335.6
2	1	9	150	100	335.2
3	1	9	100	150	333.1
4	8	2	100	100	383.1

由表 4 可知,增大引流口、导流口半径,对散热能力基本没有影响,而增大翅片厚度会降低散热性能。因此,在选取结构参数时,可在允许范围内,尽量增大引流口和导流口半径;对于翅片厚度,应根据需求确定。当散热需求更高时,需减小翅片厚度;当飞行器气动阻力有较大限制时,则需要适当增大翅片厚度。

## 4 结论

本文对布置内嵌式蒙皮散热器的某小型飞行器气动阻力影响进行了数值仿真分析,得出如下主要结论:

1) 内嵌式蒙皮散热器会增大飞行器气动阻力,气动阻力主要包括压差阻力和摩擦阻力,其中压差阻力主要由引流口、导流口结构所致,摩擦阻力则主要由翅片结构所致。

2) 增大引流口和导流口半径可在一定程度上减小飞行器阻力,其中导流口半径的影响更大。增大导流口半径,可使气动阻力相对于参考工况减少 12.6%。

3) 增加翅片厚度,飞行器气动阻力会显著降低,相对于参考工况,气动阻力可减小 21.0%。

4) 改变引流口、导流口半径,对散热能力基本没有影响,而增大翅片厚度,则会显著降低散热性能。

本文分析了 4 种结构参数对气动阻力的影响,可以为内嵌式蒙皮散热器结构设计带来一定指导。如本文所述,散热器诱导产生的阻力机制有 2 类,这 2 类阻力机制以及 4 种结构参数之间是否存在耦合影响仍需研究,这将在后续工作中进行进一步研究。

### 参考文献:

[1] 冒燕, 韩彦明, 郭倩, 等. 微型空射诱饵压制性干扰的仿真与分析[J]. 现代雷达, 2014, 36(1): 11-14.  
MAO Yan, HAN Yan-ming, GUO Qian, et al. Simulation and Analysis of MALD Blanket Jamming[J]. Modern

Radar, 2014, 36(1): 11-14.  
[2] 何金洋, 赵全习. 地面防空应对微型空射诱饵对策研究[J]. 飞航导弹, 2014(10): 66-70.  
HE Jin-yang, ZHAO Quan-xi. Study on Countermeasures of Ground Air Defense Against Miniature Air-Launched Bait[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2014(10): 66-70.  
[3] 陈美杉, 曾维贵, 王磊. 微型空射诱饵发展综述及作战模式浅析[J]. 飞航导弹, 2019(3): 28-33.  
CHEN Mei-shan, ZENG Wei-gui, WANG Lei. Development Summary and Operational Mode Analysis of Miniature Air-Launched Decoy[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2019(3): 28-33.  
[4] 陈美杉, 胥辉旗, 李滢雨. 微型空射诱饵支援突防策略生成[J]. 兵器装备工程学报, 2020, 41(6): 89-95.  
CHEN Mei-shan, XU Hui-qi, LI Tian-yu. Penetration Strategy Generation Aiding by Miniature Air-Launched Decoy[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2020, 41(6): 89-95.  
[5] 张静元, 赵非玉, 高旭恒, 等. 国外动力型诱饵的研究现状[J]. 光电技术应用, 2020, 35(2): 1-6.  
ZHANG Jing-yuan, ZHAO Fei-yu, GAO Xu-heng, et al. Research on Kinematic Decoy at Abroad[J]. Electro-Optic Technology Application, 2020, 35(2): 1-6.  
[6] 罗木生, 于楷泽, 王泓臻, 等. 小型空射诱饵在制空作战中的运用[J]. 指挥控制与仿真, 2023, 45(1): 63-67.  
LUO Mu-sheng, YU Kai-ze, WANG Hong-zhen, et al. Research on the Application of Miniature Air Launched Decoy in Air Dominance Operations[J]. Command Control & Simulation, 2023, 45(1): 63-67.  
[7] 杨会林, 邹敏怀, 王少锋. 空射诱饵发展分析[J]. 教练机, 2012(1): 48-51.  
YANG Hui-lin, ZOU Min-huai, WANG Shao-feng. Analysis on Development of Air-Launched Decoy[J]. Trainer, 2012(1): 48-51.  
[8] Airbus Industrie. A319/A320/A321 Technical Training Manual[EB/OL]. Toulouse: Airbus Industrie, [2012-03-01].  
[9] 王超, 叶元鹏. 某直升机载电子吊舱环控供液系统[J]. 电子机械工程, 2017, 33(5): 32-35.  
WANG Chao, YE Yuan-peng. Liquid Supply Environ-

- mental Control System for Helicopter-Mounted Electronic Pod[J]. *Electro-Mechanical Engineering*, 2017, 33(5): 32-35.
- [10] 曹仁凤, 晏涛, 周君慧, 等. 基于蒙皮换热器的无人机电子设备冷却方案分析[J]. *电子机械工程*, 2015, 31(6): 15-18.  
CAO Ren-feng, YAN Tao, ZHOU Jun-hui, et al. Analysis of Electronic Equipment Cooling Scheme Based on Skin Heat Exchanger for Unmanned Aerial Vehicles[J]. *Electro-Mechanical Engineering*, 2015, 31(6): 15-18.
- [11] 徐鹏刚, 张兴娟, 吴洪飞. 飞机蒙皮换热器等效传热试验方法研究[J]. *中国民航飞行学院学报*, 2016, 27(2): 30-33.  
XU Peng-gang, ZHANG Xing-juan, WU Hong-fei. Study on Experimental Method of Equivalent Heat Transfer for the Skin Heat Exchanger[J]. *Journal of Civil Aviation Flight University of China*, 2016, 27(2): 30-33.
- [12] 党晓民, 庞丽萍, 林贵平. 基于地面实验的蒙皮换热器高空换热性能分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2013, 39(4): 474-477.  
DANG Xiao-min, PANG Li-ping, LIN Gui-ping. High-Altitude Heat Transfer Performance Analysis for Skin Heat Exchanger Based on Ground Experiment[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 39(4): 474-477.
- [13] 张宇, 谢炜程, 王晓亮. 平流层飞艇螺旋桨布局对蒙皮表面对流换热系数影响数值仿真研究[J]. *装备环境工程*, 2020, 17(1): 25-30.  
ZHANG Yu, XIE Wei-cheng, WANG Xiao-liang. Numerical Simulation on Influences of Stratospheric Airships Envelope with Different Layouts of Propeller on Convective Heat Transfer Coefficient on Envelope[J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2020, 17(1): 25-30.
- [14] 刘剑飞, 李乔乔. 蒙皮换热器性能研究与地面试验[J]. *河南科技*, 2021, 40(28): 52-54.  
LIU Jian-fei, LI Qiao-qiao. Skin Heat Exchanger Performance Research and Ground Experiment[J]. *Journal of Henan Science and Technology*, 2021, 40(28): 52-54.
- [15] 杨爱玲, 夏阳, 郭荣伟, 等. 埋入式进气道的设计及其气动性能研究[J]. *空气动力学学报*, 1998, 16(2): 154-161.  
YANG Ai-ling, XIA Yang, GUO Rong-wei, et al. An Investigation on Design and Performance for a Submerged Air Intake[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 1998, 16(2): 154-161.
- [16] SPROUSE J. F-22 Environmental Control/Thermal Management Fluid Transport Optimization[C]//SAE Technical Paper Series. Warrendale: SAE International, 2000.
- [17] LUO Xiao-bing, XIONG Wei, CHENG Ting, et al. Design and Optimization of Horizontally-Located Plate Fin Heat Sink for High Power LED Street Lamps[C]//2009 59th Electronic Components and Technology Conference. San Diego: IEEE, 2009: 854-859.
- [18] 王伟平, 张淑文, 杨健, 等. 多孔式翅片传热与流阻特性分析[J]. *低温工程*, 2012(2): 40-43.  
WANG Wei-ping, ZHANG Shu-wen, YANG Jian, et al. Analysis of Heat Transfer and Flow Resistance Characteristics in Perforated Fin[J]. *Cryogenics*, 2012(2): 40-43.
- [19] BIRD R B. Dynamics of polymeric liquids[M]. 2nd ed. New York: Wiley, 1987.
- [20] 陶文铨. 数值传热学[M]. 第2版. 西安: 西安交通大学出版社, 2001.  
TAO Wen-quan. Numerical Heat Transfer[M]. 2nd ed. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2001.
- [21] SHIH T H, LIOU W W, SHABBIR A, et al. A New  $k-\epsilon$  Eddy Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows[J]. *Computers & Fluids*, 1995, 24(3): 227-238.
- [22] VERSTEEG H K, MALALASEKERA W. An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method[M]. 2nd ed. Harlow: Pearson Education Ltd, 2007.
- [23] PATANKAR S V, SPALDING D B. A Calculation Procedure for Heat, Mass and Momentum Transfer in three-Dimensional Parabolic Flows[M]. Amsterdam: Elsevier, 1983.
- [24] HOSSEINALIPOUR S, MASHAEI P, HAJIPARVANEH E, et al. An Introduction to a Chaotic Mixer with Three Rotational Arc-Shaped Blades[C]// Proceedings of 18th Fluid Dynamics. Mashhad: Ferdowsi University, 2020.
- [25] HE Yu, SUN Zhi-bin, SHEN Bao-jun, et al. CFD Study on the Flow Distribution of an Annular Multi-Hole Nozzle[J]. *The Canadian Journal of Chemical Engineering*, 2020, 98(2): 590-606.
- [26] 叶露, 赵赶超. 亚声速飞机阻力源及减阻措施研究[J]. *航空科学技术*, 2019, 30(11): 36-40.  
YE Lu, ZHAO Gan-chao. Drag Source and Drag Reduction Measures Study of Subsonic Aircraft[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2019, 30(11): 36-40.
- [27] 叶露. 空气动力学与飞行原理[M]. 大连: 大连海事大学出版社, 2019.  
YE Lu. Aerodynamics and Flight Principles[M]. Dalian: Maritime University Press, 2019.

责任编辑: 刘世忠