

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.04.008

冲压空气引射进气道流场数值模拟

张田野¹ 孙智¹ 孙建红¹ 张书晔² 许常悦¹

(1. 南京航空航天大学航空学院, 南京, 210016; 2. 沈阳飞机设计研究所, 沈阳, 110035)

摘要: 飞机空调冷却系统通过冲压空气进气道引入冷却空气。为了给飞机电子设备散热提供更大的冲压空气引气量, 考虑在冲压空气进气道中安装引射器。针对 5 和 10 km 两种飞行高度, 采用数值方法研究了飞行马赫数为 0.2~1.2 的冲压空气进气道以及冲压引射进气道流场。研究结果表明, 在同一高度上, 冲压引射进气道内的质量流量增比随着飞行马赫数的增大而减小。在低空低速时(飞行高度为 5 km, 飞行马赫数为 0.2), 引射器对增加引气量的效果较好, 冲压空气进气道内引气量提升约为 96.87%。本文的冲压空气引射进气道研究可以为飞机空调冷却装置的改进提供理论参考。

关键词: 冲压空气进气道; 引射; 流量; 数值模拟

中图分类号: V245.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2019)04-0486-07

Numerical Simulation of Flow Field in Ram Air Inlet Duct with Ejector

ZHANG Tianye¹, SUN Zhi¹, SUN Jianhong¹, ZHANG shuyue², XU Changyue¹

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

2. Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang, 110035, China)

Abstract: The cooling air is introduced to air conditioning cooling system of aircraft through ram air inlet duct. In order to provide more ram air mass flow for the heat dissipation of aircraft electronic equipment, an ejector is considered to be installed in the ram air inlet duct. In view of the two flight heights of 5 km and 10 km, a numerical method is used to study the flow field of ram air inlet duct with and without ejector with flight Mach number of 0.2—1.2. The results show that, at the same height, the mass flow increase ratio in the ram-air inlet duct with ejector decreases with the increase of the flight Mach number. At low height and low speed (the flight height is 5 km and the flight Mach number is 0.2), the ejector has a better effect on increasing the mass flow rate, and the increase of the mass flow rate in the ram air inlet duct is about 96.87%. Thus, the research in this paper can provide theoretical reference for the improvement of air conditioning cooling device for aircraft.

Key words: ram air inlet duct; ejector; mass rate flow; numerical simulation

21 世纪以来, 随着航空技术的飞速发展, 机载电子设备的数量和功率不断增加, 同时, 电子设备的组装密度越来越高, 导致热管理问题愈加突出。例如, 由美国洛克希德·马丁公司和波音公司联合研制的美国第四代战机 F-22, 其总设计热负荷达到了 55 kW^[1]。电子设备的工作性能非常依赖外界

环境, 尤其是环境温度。数据表明, 70% 的电子设备工作失效是由工作环境过热导致^[2], 故电子设备产生的热量需要借助冷却系统及时散出。

现今, 机载电子设备的散热面对的一个问题就是随着飞行时间的加长, 飞机的燃油量逐渐减少, 燃油可能无法提供足够的制冷量, 这对于电子设备

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期: 2018-02-03; **修订日期:** 2018-03-24

通信作者: 孙建红, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: jhsun@nuaa.edu.cn。

引用格式: 张田野, 孙智, 孙建红, 等. 冲压空气引射进气道流场数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(4): 486-492. ZHANG Tianye, SUN Zhi, SUN Jianhong, et al. Numerical Simulation of Flow Field in Ram Air Inlet Duct with Ejector[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(4): 486-492.

将会产生较大的危害,极有可能在很短的时间内造成电子设备无法正常工作甚至直接报废。针对此类情况,一种解决方案就是通过飞机的冲压空气进气口引入外界空气作为冷源,以弥补液体冷却系统制冷量不足的缺憾。同时为了保证飞机在大部分工况下,进气道内的冷空气质量流量均可以满足电子设备散热的需求,考虑在冲压空气进气道中安装引射器。

冲压引射进气道由冲压空气进气道和引射器两部分组成。冲压空气进气道是为了满足飞机制冷系统中空冷系统的热交换器冷却以及低空时的座舱内的通风,进气口一般会开在机身、机翼上,或者直接利用发动机进气道^[3]。关于冲压空气进气道的研究相对较少,杨爱玲等人^[4]通过编写雷诺平均的二维N-S方程对二维埋入式进气道进行了数值研究。孙姝等人^[5]对平面埋入式进气道的地面工作特性进行试验研究,并且结合数值模拟对进气道的流态进行分析,探讨进气道出口总压图谱的产生原因。余安远等人^[6]针对隐身外形飞行器使用的埋入式进气道提出了一套新的设计方法,并且通过实验对设计出的进气道气动特性进行研究。翁培奋等人^[7]对弯曲的埋入式进气道流场分别进行了数值计算和试验研究。

国内外关于引射器的研究相对较多。张靖周等人^[8]运用一维引射特性方程和不可压缩流动Navier-Stokes方程,对二维引射-混合流场进行了数值研究。许常悦等人^[9]采用大涡模拟方法对平面超声速引射器的内部流动进行了数值研究,研究表明引射器主射流的失稳过程与自由射流的失稳过程相同,主射流的失稳主导着混合室内部流动的混合过程,其特征St数约为0.27。陈健等人^[10]对超声速引射器的启动特性进行研究。兰江等人^[11]二次开发了适用于系统及仿真的多喷嘴引射器仿真模型,并且验证了仿真模型的准确性。刘培启等人^[12]利用基于气体动力学理论的索科洛夫经验公式对引射器进行初步设计,并且通过CFD方法对其关键结构尺寸进行数值优化。Lambert等人^[13]通过实验和数值仿真方法对超声速空气引射器的整体性能和内部流动进行研究,同时分析了引射器的结构参数和操作参数对引射器性能的影响。Chong等人^[14]通过将实验结果与数值模拟结果对比,得出计算效率较高的计算方法,同时将四种湍流模型的计算结果与试验结果进行对比。Mazzelli等人^[15]研究了关于超声速引射器能量传递的新方法。

目前通过在冲压空气进气道中安装引射器,来

提高冲压空气引气量的研究相对较少,因此本文对冲压进气道以及安装了引射器的冲压引射进气道进行数值模拟计算,通过对比得到引射器对增大冲压进气道内冷空气流量的作用。通过对飞机处于不同飞行工况下的冲压引射进气道流场进行数值模拟,得到了飞行高度和飞行马赫数对冲压引射进气道工作性能的影响。

1 数值计算方法

1.1 控制方程

将冲压引射进气道内部流动视为三维定常、可压缩流动,在直角坐标系下控制方程可以写成如下形式

$$\frac{\partial(\rho u_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

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

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

式中: ρ 为流体密度; x_i 为笛卡尔坐标分量; u_i 为速度分量; p 为压强; E 为总能。根据理想气体状态方程可以建立 p 和 E 之间的关系: $p = (\gamma - 1)(E - 0.5\rho u_i^2)$ 。 τ_{ij} 和 q_i 分别为黏性应力项和热通量项,表达式为

$$\tau_{ij} = \mu \left(2S_{ij} - \frac{2}{3} \delta_{ij} S_{kk} \right) \quad (4)$$

$$q_i = -\frac{\mu}{(\gamma - 1)Pr} \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (5)$$

式中: γ 为空气的比热比; μ 为分子黏性系数; Pr 为层流Prandtl数; $S_{ij} = (\partial u_i / \partial x_j + \partial u_j / \partial x_i) / 2$ 为应变率张量; T 为温度。

1.2 湍流模型

标准 $k-\epsilon$ 模型由Spalding等人^[16]在1972年提出。在控制方程中,用有效黏性系数 μ_e 代替分子黏性系数 μ 。有效黏性系数 μ_e 等于分子黏性系数 μ 加上湍流黏性系数 μ^T ,即

$$\mu_e = \mu + \mu^T \quad (6)$$

式中: $\mu^T = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon}$,湍动能 $k = \frac{\overline{u_i u_i}}{2}$,湍流耗散率 $\epsilon = \frac{\mu}{\rho} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \cdot \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right)$ 。

对于高雷诺数下,湍流动能 k 和湍流耗散率 ϵ 的输运方程分别为

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_j)}{\partial x_j} =$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu^T}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \rho(P_k - \epsilon) \quad (7)$$

$$\frac{\partial(\rho\varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\varepsilon u_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu^T}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho \frac{\varepsilon}{k} (C_1 P_k - C_2 \varepsilon) \quad (8)$$

式中： $C_\mu, C_1, C_2, \sigma_k$ 和 σ_ε 为常数，具体数值可查阅参考文献[16]。 P_k 为湍动能的生成项

$$P_k = \frac{\mu^T}{\rho} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (9)$$

同时采用有限体积法对控制方程进行求解。对流项和扩散项均采用二阶精度的迎风格式进行离散。

1.3 引射器算例验证

冲压引射进气道主要由冲压空气进气道和引射器两部分组成，引射器是提高冲压进气道内冷空气质量流量的重要装置。由于引射器内部流动比较复杂，为了保证数值计算的准确性，采用已有的引射器^[14]作为当前验证算例。该引射器为方管引射器，展向宽度为48.8 mm，引射器的详细尺寸参数如图1所示。

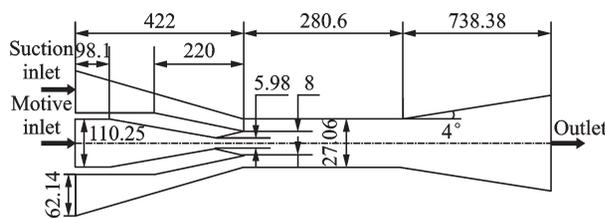


图1 引射器对称面示意图(单位:mm)

Fig.1 Schematic diagram of the symmetry surface of ejector (Unit: mm)

计算采用结构网格，在固壁附近进行局部加密，网格总数约为167万个。引射器的主、次流入口以及出口的边界均为指定压力边界条件。引射器的固壁为无滑移无穿透的绝热壁面。将数值计算结果与文献[15]结果进行对比，表1给出了当前计算结果与实验值定量数据对比。从表中可以看出，当前计算结果与已有实验数据相符较好。为了进一步对当前计算进行验证，图2给出了沿引射器中心轴线上压力分布曲线对比。从图2可以看出，当前计算的曲线和文献[15]中的计算结果基本吻合。上述验证结果表明当前计算具有较好的可靠性。

表1 当前计算结果与实验结果比较

Tab.1 Comparison of current calculation results and experimental results

参数	主流流量/ (kg·s ⁻¹)	次流流量/ (kg·s ⁻¹)	引射比
当前结果	0.341	0.173	0.507
实验结果	0.328	0.166	0.503

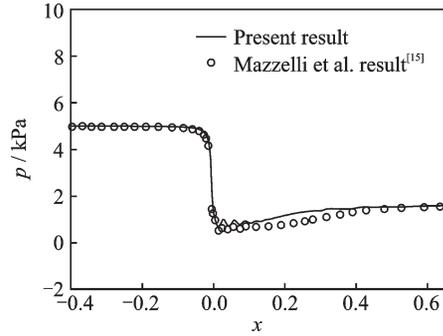


图2 中心轴线上压力分布

Fig.2 Pressure distribution on central axis

2 引射器及冲压引射进气道物理模型

2.1 引射器的物理模型

根据目标要求，设计出引射器的主要结构参数（主喷嘴出口直径，混合段直径以及混合段的长度），以及引射器的主、次流通道部分的结构参数，同时考虑到冲压进气道直径和长度的限制，对引射器扩压段的长度和混合段直径进行调整。冲压引射进气道中的引射器为方形管道，截面都是正方形，引射器的三维物理模型如图3所示，对称面的结构示意图如图4所示。

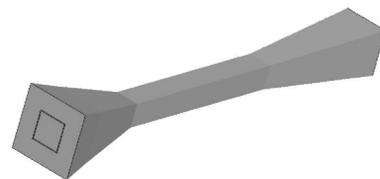


图3 引射器三维物理模型

Fig.3 Three-dimensional physical model of ejector

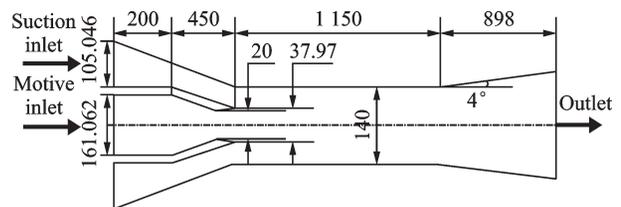


图4 设计引射器对称面结构尺寸示意图(单位:mm)

Fig.4 Schematic diagram of the symmetrical surface of the design ejector (Unit: mm)

通过数值计算可以得到，引射器的主流流量为0.26 kg/s，次流流量为2.54 kg/s，引射比为9.77。引射器内部速度流场分布如图5所示。该引射器由于受到冲压空气进气道的长度限制，扩压段较短，导致主次流混合之后在管道内不能充分发展，扩压段的混合流体的压力恢复较差，因此在扩压段出口处附近流体速度较小，但是该引射器的引射比较高，可以安装到冲压空气进气道中以增大冷

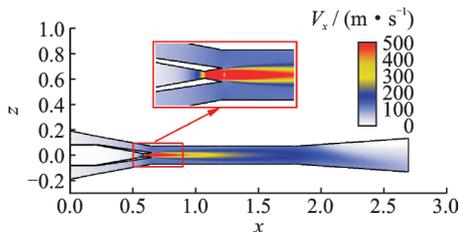


图 5 设计引射器内部流场速度分布

Fig.5 Velocity distribution of internal flow field in design ejector

空气质量流量。

2.2 冲压引射进气道模型

为了得到引射器对冲压进气道内冷空气流量的影响,对飞机冲压进气道流场进行数值模拟计

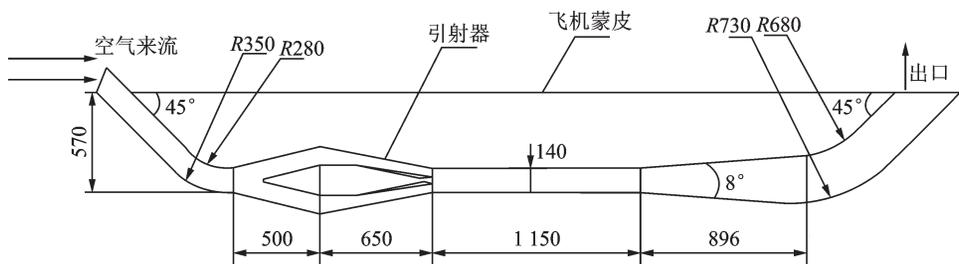


图 7 冲压引射进气道对称面结构示意图(单位:mm)

Fig.7 Schematic diagram of the symmetry surface of ram air inlet duct with ejector (Unit: mm)

冲压空气进气道以及冲压引射进气道在计算时采用的网格均为结构网格,其中冲压空气进气道的网格数约为 300 万个,冲压引射进气道的网格数约为 459 万个,同时为了能够使计算结果更为精准,在近壁面位置对网格进行加密处理。

3 冲压引气与冲压引射引气流场分析

本文主要针对飞机在低速飞行时,机载空调系统热沉不足问题进行了研究,考虑在冲压空气进气道中安装引射器来增大冲压空气的引气量,进而提高制冷量。同时研究了高速飞行条件下引射器对冲压空气引气量的影响。

3.1 引射器对冲压空气进气道流场结构的影响

把引射器安装在冲压空气进气道中,在增大冲压空气进气道内冷空气质量流量的同时也会影响进气道内的流场结构。通过计算发现,飞行高度为 5 km,飞行马赫数为 0.2 时,不带引射器的冲压空气进气道内的冷空气质量流量为 0.32 kg/s,在加入引射器之后,进气道内的冷空气质量流量为 0.63 kg/s,冷空气质量流量提高了 96.87%,引射器的主流流量为 0.27 kg/s,引射器的引射比为 2.92。由此可见,在此飞行工况下,安装引射器可以显著提高冲压空气引气量,从而满足制冷系统的热沉

算。通过对文献[17]中的冲压空气进气道进行修改,给出了与引射器相结合的冲压空气进气道结构。冲压引射进气道是将引射器镶嵌到冲压空气进气道中,管道为方形,任一横截面是正方形,图 6 所示为冲压引射进气道的物理模型,图 7 所示为冲压引射进气道对称面的结构尺寸示意图。



图 6 冲压引射进气道三维物理模型

Fig.6 Three-dimensional physical model of ram air inlet duct with ejector

需求。

图 8 为飞机位于 5 km 的高度,飞行马赫数为 0.2 时冲压进气道以及冲压引射进气道内沿 x 轴方向的速度流场分布。由冲压进气道和冲压引射进气道内的速度流场可以发现,气流在冲压进气道的入口位置会出现回流,从而导致入口处流体的平均速度减小,影响冲压空气进气道内的冷空气质量流量。而在引入引射器之后,冲压进气道入口处回流虽然未能消除,但是回流区域明显减小,而且由于引射器的引射作用,冲压空气进气道入口处的流体速度也有所增大,因此整体上冲压空气进气道内的冷空气质量流量在引入引射器之后会有所增加。

3.2 不同工况下冲压进气道以及冲压引射进气道数值分析

为了进一步获得引射器对冲压进气道内流场分布的影响,对不同工况下的冲压空气进气道以及冲压引射进气道流场进行数值模拟计算。计算工况为飞行高度为 5 和 10 km,飞行马赫数为 0.2~1.2。

不同飞行高度和飞行速度下,冲压进气道以及冲压引射进气道内的冷空气质量流量如表 2 所示, γ 表示冲压进气道内的质量流量增比,定义为: $\gamma = (M_2 - M_1)/M_1$,其中 M_1 表示冲压空气进气道内的冷空气质量流量, M_2 表示冲压引射进气道内的冷

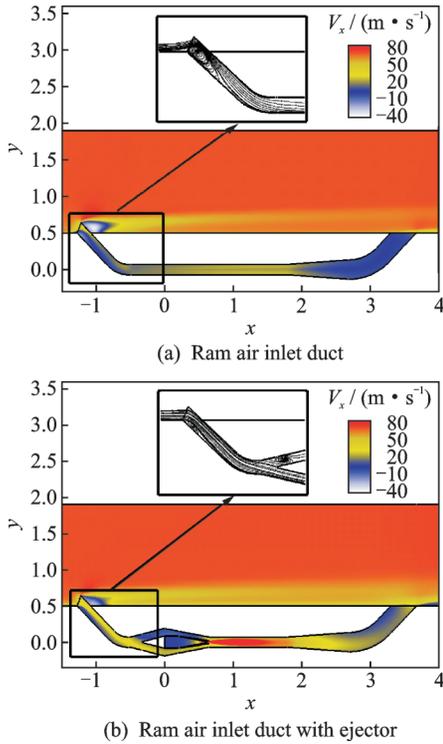


图8 不同结构冲压空气进气道内x方向速度云图
Fig.8 Velocity nephogram in x direction of ram air inlet duct with and without ejector

空气质量流量。图9为不同飞行高度下冲压进气道和冲压引射进气道内的流体质量流量随马赫数的变化情况。图10为不同飞行高度下冲压引射进气道内的质量流量占比随马赫数的变化情况。

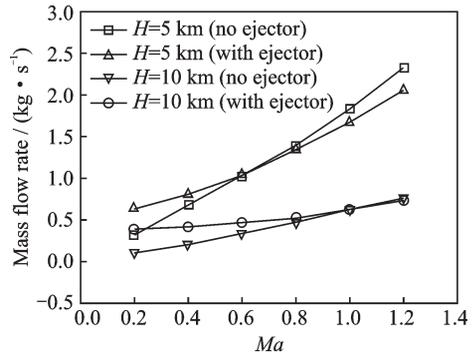


图9 不同飞行高度和飞行马赫数下冲压进气道和冲压引射进气道冷空气流量

Fig.9 The air mass flow of ram air inlet duct with and without ejector at different altitudes and different Mach numbers

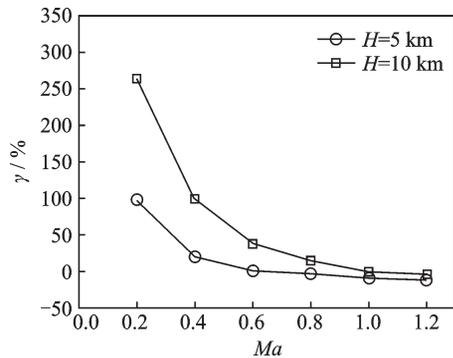


图10 不同飞行高度下冲压引射进气道内流量占比随马赫数变化情况

Fig.10 The change of flow increase with Mach number in the ram air inlet with ejector at different altitudes

表2 飞行高度H=5 km和H=10 km时冲压进气道数值模拟计算结果

Tab.2 Numerical simulation results of ram air inlet duct at flight height H=5 km and H=10 km

飞行高度/km	飞行马赫数	冲压进气道质量流量 $m_1/(kg \cdot s^{-1})$	冲压引射进气道质量流量 $m_2/(kg \cdot s^{-1})$	$\gamma/\%$
5	0.2	0.32	0.63	96.87
	0.4	0.68	0.82	20.59
	0.6	1.02	1.03	0.98
	0.8	1.39	1.35	-2.88
	1.0	1.83	1.67	-8.74
	1.2	2.32	2.06	-11.64
10	0.2	0.11	0.40	263.63
	0.4	0.21	0.42	100.00
	0.6	0.34	0.47	38.23
	0.8	0.47	0.54	14.89
	1.0	0.63	0.63	0.00
	1.2	0.77	0.74	-3.89

由图9可以看出飞机位于同一高度时,冲压空气进气道和冲压引射进气道内的冷空气质量流量都随马赫数的增大而增大。但是当飞行高度为5 km,飞行马赫数超过0.6以及飞行高度为10 km,飞行马赫数超过1.0时,冲压空气进气道内加入引

射器会导致进气道内冷空气质量流量的减小,但由于此时飞行速度较大,冲压空气进气道内引气量也较大,可以满足制冷系统的热沉需求。出现此类现象的原因是,气流在进入引射器次流入口之前,由于进气道结构的影响会形成一个回流,该回流对冲

压空气进气道内的流体流动会产生阻碍作用,但是引射器的引射作用同时又会增大冲压空气进气道内的流体速度,进而增大冲压空气进气道内的冷空气质量流量。在飞行马赫数较低时,引射器的引射作用大于回流的阻碍作用,因此加入引射器之后冲压进气道内的冷空气流量增比较大,但是随着马赫数的增大,引射器的工作模式逐渐发生变化,引射器的引射作用逐渐减小,其引射的质量流量不足以弥补回流的阻碍作用,因而导致加入引射器之后使得冲压空气进气道内的冷空气质量流量减少。由图10可以看出,冲压空气进气道内的流量增比随马赫数的增加而逐渐降低。在飞行马赫数为0.2~1.2的范围内,10 km工况下的质量流量增比大于5 km工况下的质量流量增比,因此冲压引射进气道在10 km高度下的工作性能更好。总体来讲,冲压引射进气道中引射器的工作性能受外界工况变化的影响比较大,因此后续可以通过调节引射器的工作环境来稳定其工作性能。

4 结 论

本文对不同工况下的冲压空气进气道以及带引射器的冲压引射进气道流场进行数值计算,通过数值结果对比分析可以发现:

(1) 当飞机低空低速飞行时,在冲压空气进气道中安装引射器可以有效提高进气道内的冷空气质量流量,尤其在飞行高度为5 km,飞行马赫数为0.2时,冲压引射进气道内的流量增比为96.87%,进而使冲压空气引气量满足制冷系统的热沉需求。

(2) 当飞行高度一定时,冲压空气进气道在安装引射器之后,其质量流量增比会随着马赫数的增大而减小,而当飞行马赫数增大到跨音速之后,由于引射器的工作模式变化,安装引射器反而会增加冲压空气进气道内的阻力,使得冷空气质量流量略有减小(减小量为3.89%~11.64%)。但此时冲压空气的引气量仍然较大,可以满足制冷系统的热沉需求。

(3) 通过对冲压引射进气道在不同工况下的数值模拟发现,在相同的飞行速度下,高度为10 km工况下的冲压引射进气道内的质量流量增比要大于高度为5 km时的工况。

参考文献:

- [1] TIPTON R, FIGLIOLA R S, OCHTERBECK J M. Thermal optimization of the ECS on an advanced aircraft with an emphasis on system efficiency and design methodology[C]//SAE Aerospace Power Systems Conference and Exposition. [S.l.]: SAE, 1997.
- [2] 邱成梯,赵悼旻. 电子设备结构设计原理[M]. 南京:东南大学出版社, 2005.
- [3] 寿荣中. 飞行器环境控制[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2004.
- [4] 杨爱玲,郭荣伟. 二维埋入式进气道的数值分析[J]. 航空学报, 1999, 20(5): 450-454.
- [5] 孙姝,郭荣伟,伍贻兆. 一种平面埋入式进气道的地面工作特性及流态特征[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 390-395.
- [6] 余安远,乐嘉陵,郭荣伟. 隐身外形飞行器用埋入式进气道的设计与风洞实验研究[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(2): 150-156.
- [7] 翁培奋,周哲玮,郭荣伟. 埋入式进气道流场数值计算与实验研究[J]. 航空学报, 1996(S1): 125-128.
- [8] 张靖周,单勇. 二维引射-混合器流场的数值研究与验证[J]. 航空动力学报, 2002, 17(5): 524-527.
- [9] 许常悦,周涛,王从磊. 平面超声速引射器内部流动的大涡模拟[J]. 航空学报, 2014, 35(8): 2136-2143.
- [10] 陈健,吴继平,吕辉强,等. 二维超声速空气引射器启动特性试验研究[J]. 国防科技大学学报, 2010, 32

- (5): 7-11.
- CHEN Jian, WU Jiping, LÜ Huiqiang, et al. Experimental study on starting characteristics of two dimensional supersonic air ejector [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2010, 32(5): 7-11.
- [11] 兰江, 朱磊, 赵竞全. 基于Flowmaster的多喷嘴引射器建模与仿真[J]. 系统仿真学报, 2016, 28(2): 410-415.
- LAN Jiang, ZHU Lei, ZHAO Jingquan. Modeling and simulation of multi nozzle ejector based on flowmaster [J]. Journal of System Simulation, 2016, 28(2): 410-415.
- [12] 刘培启, 王海涛, 武锦涛, 等. 引射器关键结构参数优化设计及验证[J]. 大连理工大学学报, 2017, 57(1): 29-36.
- LIU Peiqi, WANG Haitao, WU Jintao, et al. Optimization design and verification of key structure parameters of ejector [J]. Journal of Dalian University of Technology, 2017, 57(1): 29-36.
- [13] LAMBERT S O, CHATELAIN P, BARTOSIEWICZ Y. New methods for analyzing transport phenomena in supersonic ejectors [J]. International Journal of Heat & Fluid Flow, 2017, 64: 23-40.
- [14] CHONG D, HU M, CHEN W, et al. Experimental and numerical analysis of supersonic air ejector [J]. Applied Energy, 2014, 130(S1): 679-684.
- [15] MAZZELLI F, LITTLE A B, GARIMELLA S, et al. Computational and experimental analysis of supersonic air ejector: Turbulence modeling and assessment of 3D effects [J]. International Journal of Heat & Fluid Flow, 2015, 56(1): 305-316.
- [16] SPALDING D B. Lectures in mathematical models of turbulence [M]. Salt Lake City, USA: Academic Press, 1972.
- [17] 韩海鹰, 杨春信. 飞机冲压空气进气口气体流动的三维数值模拟 [C] // 第七届全国环境控制学术交流会. 北京: 中国航空学会, 2002.

(编辑: 孙静)