

文章编号:1000-8055(2011)06-1244-07

二元引射喷管几何特征参数对推力 及红外特性的影响

刘福城, 吉洪湖, 林兰之, 黄 伟, 刘常春, 斯 仁
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 采用数值模拟的方法研究了二元引射喷管间距比变化和面积比变化对推力特性和 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段红外辐射特性的影响. 排气系统的流场采用了商用软件计算, 红外辐射特征采用了自主开发的软件 (NUAA-IR) 进行计算. 结果表明: 间距比变化和面积比变化对二元引射喷管的推力系数和引射流量比有不同程度的影响. 在小方向角范围内, 间距比和面积比的变化对宽边探测平面上的积分辐射强度影响较大, 最大降幅为 30% 左右, 而对窄边探测平面上的积分辐射强度影响较小; 二元引射喷管相对于二元喷管的红外辐射特性最大降幅为 50% 左右.

关 键 词: 二元引射喷管; 间距比; 面积比; 推力特性; 红外辐射

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Impact of geometry parameters on the thrust and infrared radiation characteristics of two-dimensional ejector nozzle

LIU Fu-cheng, JI Hong-hu, LIN Lan-zhi, HUANG Wei,
LIU Chang-chun, SI Ren

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The thrust and infrared radiation (IR) characteristics in the waveband of $3\sim 5\mu\text{m}$ of two-dimensional (2-D) ejector nozzle were studied numerically. The flow field of the exhaust jet was calculated with commercial software. The infrared radiation characteristics were calculated with an IR analysis software (NUAA-IR) developed by our research group. The results show that spacing ratio and area ratio have different impacts on the thrust ratio and mass-flow ratio of the 2-D ejector nozzle. Spacing ratio and area ratio have greater impact on wide detected plane within a small azimuth angles. In relation to a 2-D nozzle, the integral IR intensity of a 2-D ejector nozzle can be reduced about 50%.

Key words: two-dimensional (2-D) ejector nozzle; spacing ratio; area ratio; thrust characteristics; infrared radiation

飞机发动机的排气系统是飞机在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段的主要红外辐射源, 二元(2-D)喷管是一种有效抑制排气系统红外辐射的手段^[1]. 一方面其圆转矩形过渡段中流动的强三维效应强化了涡扇发动机内、外涵气流的掺混, 降低了射流核心区的温

度; 另一方面矩形喷口的应用在相应大的空间范围内减少了喷管内部高温壁面在给定方向的投影面积, 从而减小了其红外辐射特征. 在二元喷管的基础上加装引射套管形成的二元引射喷管可以利用主喷管的高温燃气抽吸的冷空气以及引射套管

收稿日期: 2010-05-13; 修订日期: 2010-09-27

作者简介: 刘福城(1987-), 男, 河北保定人, 硕士生, 主要从事航空发动机红外隐身技术研究. E-mail: liusan30@yahoo.com.cn

的遮挡作用,进一步降低其红外辐射^[2].李黎^[3]针对 4 种主喷管组成的排气引射系统的引射系数、各主喷管出口与混合管进口之间的最佳间距进行了研究.王广振、吴寿生等^[4]通过对一个轴对称波瓣主喷管与 4 种不同截面积的圆形混合管,分别在不同轴向位置时进行了组合实验,研究了混合管与主喷管截面积之比及轴向间距对排气引射系统的引射系数和气动性能综合参数的影响.额日其太等^[5]对高速热喷流条件下的二元收扩喷管超声段壁面的引射冷却进行了实验研究,Great-house 等^[6]针对轴对称收敛喷管研究了主流压比、次流压比、直径比、间距比对引射性能和推力系数的影响. Choi 等^[7]对二元引射喷管两个控制参数(面积比和引射总压比)的变化影响进行了研究.王强等^[8]根据 Ordonez 等学者提出的多缝引射喷管方案和 ENSAAP (ejector nozzle sizing and analysis program)软件开发出了喷管排气引射冷却系统总体分析程序. Li 等^[9]用简单收敛形式的引射喷管研究了引射喷管数值模拟时的湍流模型选取.这些研究主要是针对轴对称或二元引射喷管的抽吸特性和推力特性进行的,而有关其红外辐射特征的研究很少.本文在宽高比为 4.0 的二元喷管基础上,设计了同宽高比的二元引射喷管,并用数值计算的方法分析了推力特性和 3~5 μm 波段的红外辐射特性.数值计算包括流场计算和红外辐射特征计算两部分,流场计算是为了计算推力系数,并为红外辐射特征计算提供排气系统的温度场分布及 CO_2 , H_2O 等吸收-发射性介质的质量分数分布.红外辐射特征计算采用根据离散传递法发展的程序 NUAA-IR (Nanjing University of Aeronautics and Astronautics-infrared radiation) 软件^[10]计算,计算结果并未考虑大气的吸收散射作用.

1 流场计算

1.1 几何模型

本文的研究对象是与涡扇发动机匹配的二元引射喷管,该喷管是在二元主喷管的基础上加装引射套管而成,二元主喷管出口宽高比为 4,引射套管出口宽高比(W_2/H_2)也为 4.图 1 为该喷管的物理模型结构,其固体壁面由中心锥、支板、内涵壁面、外涵壁面和引射套管壁面组成.

本文研究的引射喷管的几何特征参数包括:引射喷管出口面积比 $A_e^* = A_{ej}/A_p$,其中 A_p 表示

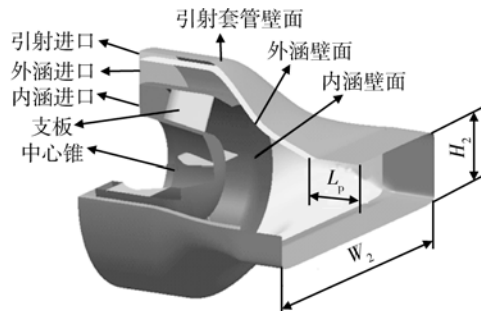


图 1 喷管物理模型

Fig. 1 Nozzle model

主喷管出口面积, A_{ej} 表示引射套管出口面积, A_e^* 单位为 1;引射套管间距比 $L_p^* = L_p/D_p$, L_p 表示主喷管出口与引射套管出口之间的距离, D_p 表示主喷管出口当量直径($D_p = 4A_p/P$, P 为出口周长), L_p^* 单位为 1.表 1 为本文研究的几种不同几何特征参数的二元引射喷管.

表 1 不同二元引射喷管的几何特征参数

Table 1 Geometry parameters of different 2-D ejector nozzles

A_e^*			L_p^*			
1.17	0.17	0.23	0.29	0.35	0.37	0.40
L_p^*			A_e^*			
0.35	1.10	1.13	1.17	1.25	1.30	1.37

1.2 计算域、网格划分

图 2 是二元引射喷管的流场计算域示意图,由于该喷管在结构上具有对称性,因此流场计算中只选取 1/4 模型进行计算.该计算域为 1/4 圆柱体,直径是 $5D_p$,长度是 $20D_p$.

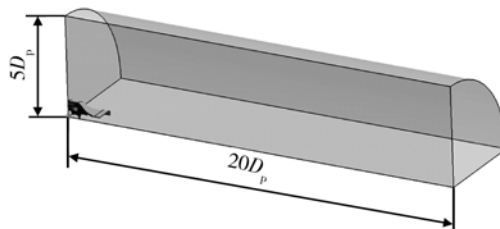


图 2 二元引射喷管的流场计算域

Fig. 2 Computation region of flow field

图 3 是二元引射喷管在宽边和窄边对称面上的流场计算网格示意图,图 3(a)和图 3(b)分别为宽窄对称面上的网格分布.

为了提高网格质量,将模型进行分块,计算域全部采用结构化网格,在喷管近壁面对网格进行了局部加密.本文进行了网格独立性验证实验:当

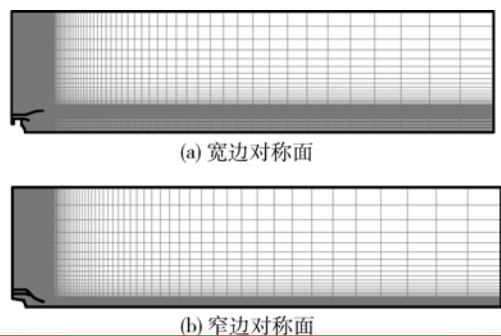


图3 二元引射喷管对称面上流场计算网格示意图
Fig. 3 Grid of flow computation of symmetry plane

网格量为 520 935 时,引射出口的质量流量为 3.322 kg/s,当计算网格量为 919 735 时,引射出口的质量流量为 3.606 kg/s,当网格量为 1 292 539 时,引射出口的质量流量为 3.609 kg/s.可见当网格量由 919 735 增大到 1 292 539 时,计算结果的变化很小,即当网格量大于 919 735 时计算结果不受网格数量的影响.

1.3 边界条件、计算方法

二元引射喷管的内外涵进口及引射进口截面在流场计算中均设为压力进口边界,给定总温(内涵进口总温为 830 K,外涵进口总温为 350 K,引射进口总温为 300 K)、总压(内涵进口总压为 180 000 Pa,外涵进口总压为 173 000 Pa,引射进口总压为 101 325 Pa).外流场边界设为压力出口边界,其压力和温度与环境压力和温度相同(压力为 101 325 Pa,温度为 300 K).内涵壁面和外涵壁面设为固体区域,并且与周围的流体域进行流固耦合换热.中心锥和支板均设为绝热壁面.另外内涵进口组分为燃气,外涵与引射进口组分为空气.

本文对流场计算需要求解的连续方程、动量方程和能量方程均采用了二阶迎风差分格式进行离散,并运用了耦合显示求解器进行迭代计算.湍流模型采用了 shear-stress transport $k-\omega$ 两方程模型,质量分数的计算采用组分输运模型,流-固耦合传热中考虑了辐射换热的影响,加入了辐射传热计算模型 discrete ordinates 模型.

1.4 计算的流场参数

引射流量比定义为次流与主流的质量流量之比,即 $C_m = \dot{m}_s / \dot{m}_p$.引射喷管的推力系数有两种定义^[11]:一种定义为引射喷管实际推力与主喷管理想推力之比,即 $C_{F, ej} = F_{ej} / F_{ip}$;另一种定义为引射喷管的实际推力与主流和次流的理想推力之和的比值,即 $C_{F, ej} = F_{ej} / (F_{ip} + F_{is})$.本文采用第

一种定义方法,即 $C_{F, ej} = F_{ej} / F_{ip}$,并且本文计算的推力系数是从涡轮叶片出口到喷管出口之间的推力系数.

2 红外辐射特征计算

2.1 计算方法

采用了 NUAA-IR 软件对喷管的红外辐射进行计算,该软件运用离散传递方法对辐射传输方程进行了离散,并且喷管的固壁温度场、燃气流、外流空气的流场参数以及燃气流的中 CO_2 , H_2O 和 CO 的质量分数均由上一节的流场计算中得到.喷管的固体壁面设定为发射率 0.9 的灰体壁面^[12],计算结果未考虑大气的吸收散射作用.

2.2 计算方向角设置

本文计算了二元引射喷管在宽边、窄边对称面内 $0^\circ \sim 90^\circ$ 范围内的红外辐射强度空间分布.如图 4 所示,其中 $\alpha = 0^\circ$ 是喷管的轴线方向, $\alpha = 90^\circ$ 是与喷管轴线相垂直的方向.

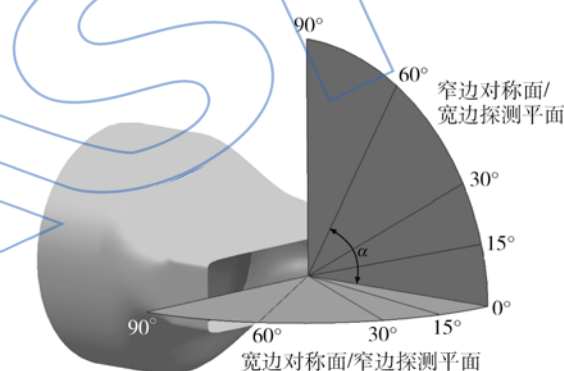


图4 探测平面及方向角示意图
Fig. 4 Setting of detect orientations

3 计算方法验证

由于缺乏二元引射喷管流场和红外特征的实验数据,本文采用的计算方法是基于一套涡扇发动机轴对称排气系统的实验数据和计算数据而进行的,这些数据包括壁温和 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段积分辐射强度分布.

实验中采用的轴对称排气系统的正后向照片如图 5 所示,它模拟了支板、中心锥、内涵流道、外涵流道和喷管结构.图中的黑板(背景遮挡板)是为了遮挡实验系统后部热部件的辐射而设置的.

计算得到的中心锥和喷管的壁温与实验测量值的对比如图 6 所示,最大误差约 2.48%.图中 L 为排气系统长度.

图 7 是 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段相对积分辐射强度分

布. 方形实心点是实验值, 实心圆表示的是 NUAA-IR 计算得到的相对积分辐射强度. 由图可见, NUAA-R 计算值与实验值分布规律一致, 量值相当, 最大相对误差为 10% 左右.

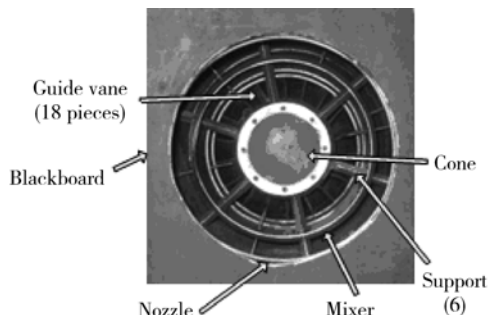


图 5 带有背景遮挡板的轴对称排气系统
Fig. 5 Axis symmetric exhaust system with blackboard

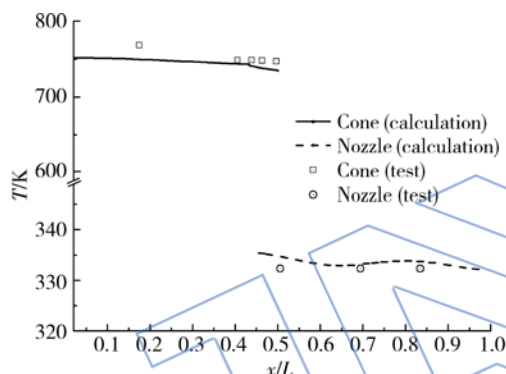


图 6 计算得到的中心锥和喷管的壁温与实验测量值的对比
Fig. 6 Comparison between calculation and experimental temperatures of cone and nozzle

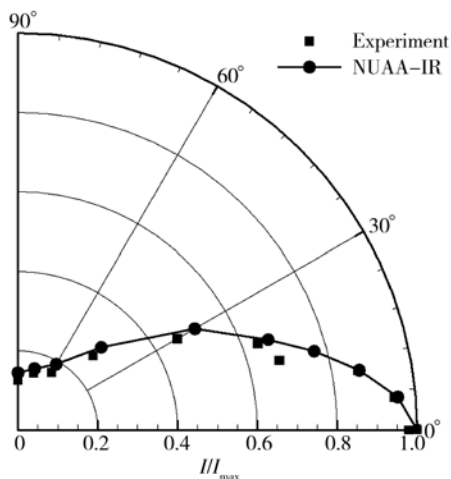


图 7 相对积分辐射强度分布
Fig. 7 Special radiant intensity

4 计算结果

4.1 间距比 L_p^* 变化对推力和红外辐射特征的影响

4.1.1 推力特性

反映推力特性和抽吸特性的参数分别是推力系数和引射流量比. 图 8 是二元引射喷管的推力系数、引射流量比随间距比的变化, 此时面积比 $A_c = 1.17$ 保持不变.

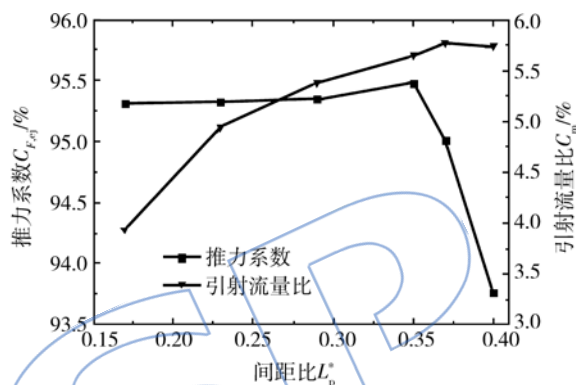


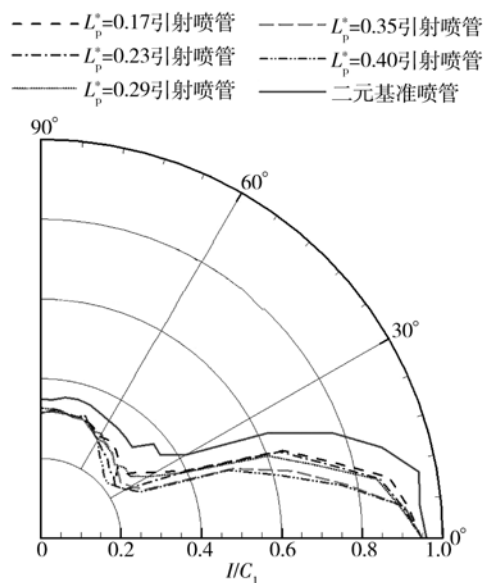
图 8 间距比变化对二元引射喷管推力系数和引射流量比的影响
Fig. 8 Impact of different spacing ratios on the thrust characteristics

从图 8 中可以看出: ①除 $L_p^* = 0.40$ 的推力系数较低外, 其余间距比条件下推力系数都在 95% 以上, 并且 $L_p^* = 0.35$ 时, 二元引射喷管的推力特性最大; ②当间距比 L_p^* 在 0.17~0.35 范围内时, 二元引射喷管的推力系数 $C_{F,ei}$ 和引射流量比 C_m 均随着间距比的增大而增大, 当间距比为 0.40 时, 引射流量开始减小; ③从推力特性和抽吸特性综合考虑看来, 间距比 $L_p^* = 0.35$ 时二元引射喷管的推力损失最小, 引射冷气流量足够大, 能够有效地降低燃气流的红外辐射.

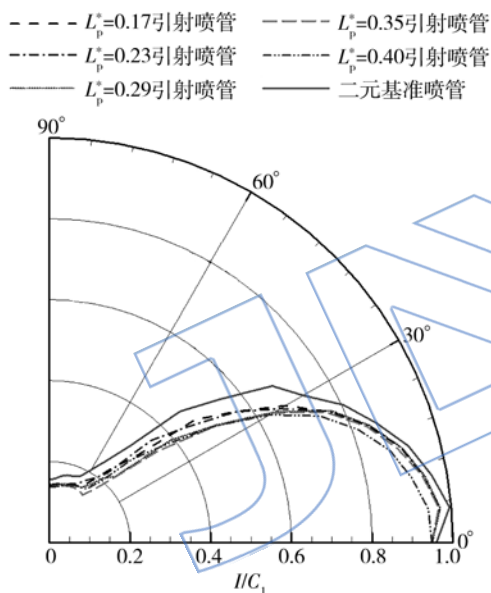
4.1.2 红外辐射特征

图 9 是间距比的变化对二元引射喷管 3~5 μm 范围内的相对积分辐射强度的影响, 其中 C_1 表示某定值积分辐射强度.

从图 9 可以看出如下规律: ①间距比对 $\alpha = 0^\circ$ 方向角上的积分辐射强度几乎没有影响, 因为间距比变化并没有改变喷管内固体壁面在此方向上的投影面积, 所以固体壁面的辐射没有改变. ②随着方向角 α 的增大, 间距比的变化对积分辐射强度有一定影响. $0^\circ \sim 60^\circ$ 方向角范围内, 在宽边探测平面上, 随着间距比 L_p^* 的增大, 积分辐射强度



(a) 宽边探测平面



(b) 窄边探测平面

图9 间距比变化对二元引射喷管的相对积分辐射强度的影响

Fig. 9 Impact of different spacing ratios on infrared radiation characteristics

逐渐减小, $\alpha=25^\circ$ 时降幅最大为 32%, 因为在小方向角上引射套管对二元主喷管内部高温结构的遮挡作用随着引射套管和主喷管出口的间距 L_p 的增大而更加明显. 因此, 在同一方向角上, L_p^* 越大, 其内部高温壁面的投影面积越小, 使得辐射强度越小. 在窄边探测平面上, 间距比对积分辐射强度的影响较小, $\alpha=45^\circ$ 时降幅最大为 20%, 因为在该探测平面上引射套管的遮挡作用没有宽边探测平面上的遮挡作用显著, 从而随着间距比 L_p^* 的

变化其喷管内高温固体壁面的投影面积变化不大, 即其辐射变化较小. ③随着方向角 α 的进一步增大, 在两个探测平面上均不存在高温固体壁面的辐射. 在此方向角范围内只有外涵壁面和引射套管内壁等低温壁面和喷管内外燃气流的辐射. 可以看出间距比 L_p^* 的变化对积分辐射强度几乎没有影响. ④从红外抑制角度考虑, 在宽边探测平面上, 间距比为 0.40 的二元引射喷管在方向角为 20° 时相对于二元喷管的红外辐射降幅最大, 为 56%, 而间距比为 0.35 时, 最大降幅也出现在方向角 20° 上为 54%, 充分降低了红外辐射; 在窄边探测面上, 间距比为 0.35 的二元引射喷管在方向角为 45° 时相对于二元喷管红外辐射降幅最大, 为 50%.

4.2 面积比 A_e^* 变化对推力特性和红外辐射特征的影响

4.2.1 推力特性

图 10 是二元引射喷管的推力系数和引射流量比随面积比的变化, 此时间距比 L_p^* 保持 0.35 不变.

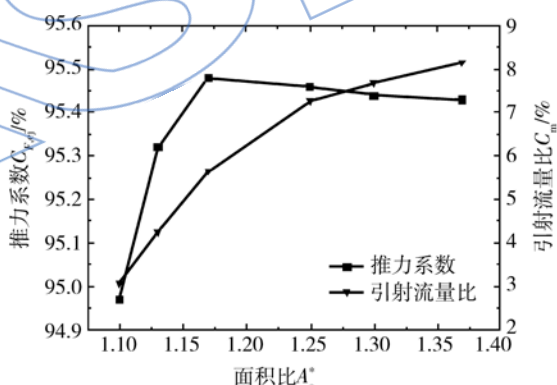


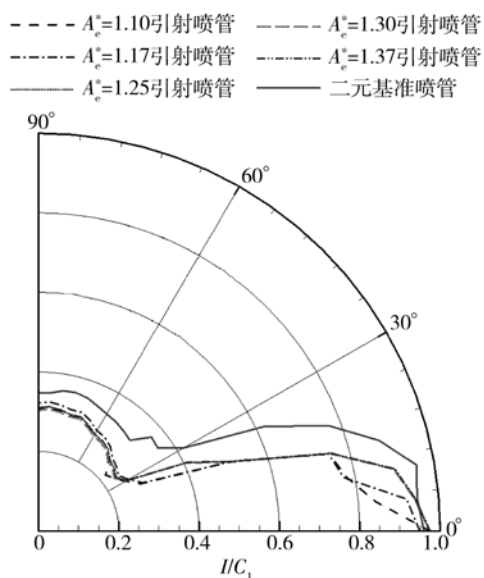
图10 面积比变化对二元引射喷管推力系数和引射流量比的影响

Fig. 10 Impact of different area ratios on the thrust characteristics

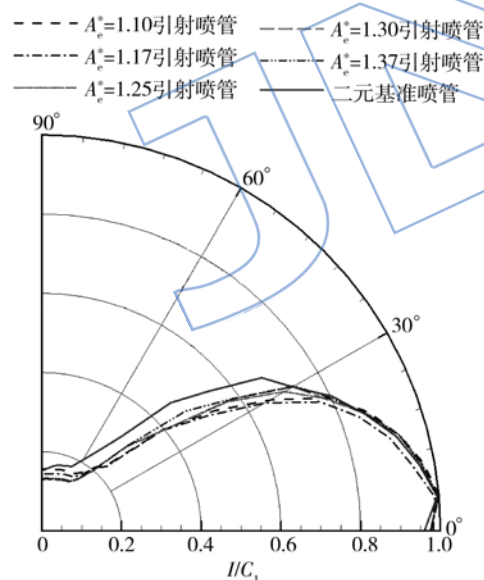
从图 10 中可以看出: ①推力系数随着面积比的增大呈现先增大后减小的趋势, 并且面积比为 1.17 时推力系数最大. ②面积比大于 1.17 时, 推力系数随面积比的增大其降幅较小. ③引射流量比随面积比的增大而逐渐增大. ④从推力系数和引射流量比的综合考虑看来, 面积比 $A_e^* = 1.17$ 时推力损失最小, 而且引射流量比大于 5%, 充足的引射流量足以确保引射气流与高温燃气流的掺混.

4.2.2 红外辐射特征

图 11 是面积比变化对二元引射喷管 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 范围内的相对积分辐射强度的影响,其中 C_1 表示某定值积分辐射强度,与 4.1.2 节中 C_1 值相同。



(a) 宽边探测平面



(b) 窄边探测平面

图 11 面积比变化对二元引射喷管的相对积分辐射强度的影响

Fig. 11 Impact of different area ratio on infrared radiation characteristics

从图 11 中可以看出:①在宽边探测平面上,小方向角范围内面积比 A^* 的变化对积分辐射强度的影响较大, $\alpha = 25^\circ$ 时降幅最大为 31%。当 $A^* = 1.10$ 时二元引射喷管的套管壁面与主喷管

的外涵壁面之间的缝隙最小,引射套管对喷管内高温固体壁面的遮挡作用最强,随着方向角的增大,积分辐射强度降幅最大。②在窄边探测平面上,面积比的变化对二元引射喷管的积分辐射强度影响较小, $\alpha = 45^\circ$ 时降幅最大为 20%。在大方向角范围内随着面积比的增大,喷管的积分辐射强度在不断减小,这是因为在该方向角范围内面积比的增大使得引射流量比不断增大,从而增强了燃气流的冷却掺混起到了抑制红外辐射特征的作用。③从红外抑制角度考虑,在宽边探测面上,面积比为 1.10 的二元引射喷管在方向角为 25° 时相对于二元喷管的红外辐射降幅最大,为 55%,当面积比为 1.17 时,最大降幅出现在 20° 时为 54%;在窄边探测面上,面积比为 1.17 的二元引射喷管在方向角为 45° 时相对于二元喷管的红外辐射降幅最大,为 50%。

5 结 论

本文以典型涡扇发动机为研究对象,在宽高比为 4 的二元主喷管基础上设计了几种不同几何特征参数的二元引射喷管,并通过数值模拟的方法计算了二元引射喷管的推力特性及 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段红外辐射强度后半球空间分布,主要结论有:

1) 在所研究的间距比 (0.17 ~ 0.40) 和面积比 (1.10 ~ 1.37) 范围内,引射流量比随间距比的增大而逐渐增大,当间距比超过 0.37 后,引射流量比开始减小,引射流量比随面积比的增大逐渐增大。推力系数随间距比和面积比的增大先增大后减小。

2) 最大推力系数所对应的间距比和面积比与最大引射流量所对应的间距比和面积比不同,工程设计中需要综合考虑它们的影响。

3) 在小方向角范围内,间距比 L_p^* 和面积比 A^* 的变化对宽边探测平面上的积分辐射强度影响较大,而对窄边探测平面上的积分辐射强度影响较小。

4) 综合分析了间距比和面积比对二元引射喷管的推力特性、抽吸特性和红外辐射特性的影响,得到了最优化的参数是间距比 $L_p^* = 0.35$,面积比 $A^* = 1.17$,其红外辐射相对二元喷管的最大降幅为 50% 左右。

参考文献:

- [1] 张勃,吉洪湖.大宽高比矩形喷管的射流与外流的掺混特性的数值研究[J].航空动力学报,2005,20(1):104-110.

- ZHANG Bo, JI Honghu. Numerical study of internal and external flow mixing for rectangular nozzles with large aspect ratio[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1): 104-110. (in Chinese)
- [2] 林兰之. 采用二元引射喷管的无人机红外隐身技术数值模拟研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- LIN Lanzhi. Numerical simulation of infrared stealth technology of the unmanned aerial vehicle with a mounted two dimensional ejector nozzle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [3] 李黎. 排气引射系统主喷管选型试验研究[J]. 航空动力学报, 1998, 13(1): 85-88.
- LI Li. An experimental study on primary nozzle types of exhaust ejector systems[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(1): 85-88. (in Chinese)
- [4] 王广振, 吴寿生, 王之珊, 等. 混合管面积和位置对排气引射器性能的影响[J]. 推进技术, 2000, 21(4): 20-23.
- WANG Guangzhen, WU Shousheng, WANG Zhishan, et al. Effect of mixing tube area and position on performances for lobed ejector[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(4): 20-23. (in Chinese)
- [5] 额日其太, 王志杰, 吴寿生, 等. 高速热喷流条件下二元收扩喷管扩张段壁面冷却的初步试验研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 40-44.
- Eriqitai, WANG Zhijie, WU Shousheng, et al. Preliminary experimental investigation on the divergent wall cooling of two dimensional 2-D nozzles at high speed and hot jet conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 40-44. (in Chinese)
- [6] Greathouse W K, Hollister D P. Preliminary air-flow and thrust calibrations of several conical cooling-air ejectors with a primary to secondary temperature ratio of 1.0 I: diameter ratios of 1.21 and 1.10[R]. NACA RM E52E21, 1952.
- [7] Choi Y H, Soh W Y. Computational analysis of the flow-field of a two-dimensional ejector nozzle[R]. AIAA-90-190, 1990.
- [8] 王强, 额日其太, 王宏波, 等. 利用 ENSAAP 程序计算喷管超音速壁面排气引射冷却系统性能与分析[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 381-385.
- WANG Qiang, Eriqitai, WANG Hongbo, et al. Performance investigation of multi-slot ejector nozzles for high speed exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(4): 381-385. (in Chinese)
- [9] Li H J, Shen S Q. Comparison of turbulence models applied to the calculation of flow in ejector[C] // Proceedings of the Fourth International Conference on Fluid Mechanics. Dalian: Tsinghua University Press and Springer-Verlag, 2004: 20-23.
- [10] 罗明东. 无人机排气系统红外隐身技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
- LUO Mingdong. Investigation of infrared stealth technology of the exhaust system for unmanned aerial vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [11] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册第七册——进排气装置[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
- [12] 徐南荣. 热空腔-喷气流的组合辐射[J]. 航空动力学报, 1995, 10(3): 295-298.
- XU Nanrong. Thermal cavity-plume combination radiation[J]. Journal of Aerospace Power, 1995, 10(3): 295-298. (in Chinese)