

文章编号: 1000-8055(2001)04-0376-05

喷管超音段壁面排气引射冷却方案 气动特性研究

额日其太, 王 强, 吴寿生, 魏福清

(北京航空航天大学 热动力工程研究所, 北京 100083)

摘要: 在常温条件下, 对 3 种轴对称收扩喷管超音段壁面排气引射冷却方案(缝隙式气膜冷却、离散孔式气膜冷却和冲击—气膜组合式冷却)的气动特性进行了试验研究, 得到了不同冷却方案的推力系数、壁面压力分布和抽吸特性以及冷却气流量对这些性能的影响。试验结果表明: 与常规轴对称收扩喷管相比, 采用排气引射冷却的喷管具有更好的推力特性, 3 种喷管的抽吸特性都优于轴对称基准喷管。

关键词: 喷管; 气膜冷却; 气动特性

中图分类号: V 235. 11⁺ 3

文献标识码: A

1 前 言

随着现代航空技术的发展, 歼击机排气系统工作温度不断提高, 喷管壁温已经接近材料的工作极限, 为了保证喷管的结构安全和调节系统的正常工作, 必须对喷管进行冷却。另外, 冷却喷管可以降低喷管壁面和机身表面的温度, 提高飞机的红外隐身能力。但是增加冷却系统通常会引起发动机性能的降低, 所以要综合协调红外隐身和发动机性能之间的关系。喷管超音段壁面排气引射冷却技术, 利用主流的引射作用, 将喷管内外调节片之间的冷却气流引入喷管内部, 在超音段壁面上形成冷却气膜, 对喷管进行冷却。国外有关研究表明, 这种冷却方法具有很好的冷却效果, 明显降低排气系统的红外辐射^[1~3]。本文针对 3 种有发展前景的喷管壁面排气引射冷却方案, 通过冷态试验, 研究了不同冷却结构和流动参数对喷管气动特性的影响。

2 试验设备和试验模型

试验装置如图 1 所示, 试验中测量了喷管的推力系数、壁面压力分布和抽吸系数。喷管主流落压比控制在 2.0~5.6 之间, 通过更换次流限流喷嘴使冷却气的折合流量在 0.98%~10.0% 之间

变化。

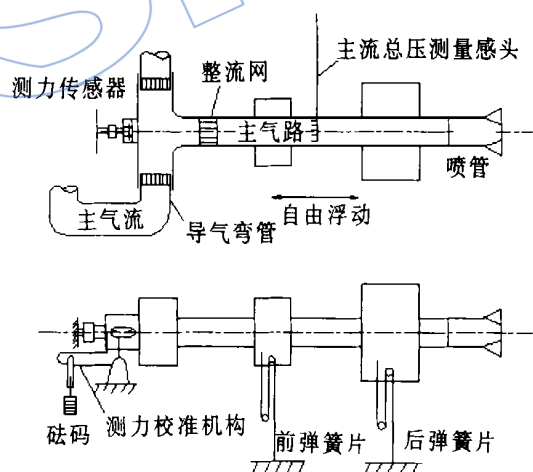


图 1 高速冷流推力试验台

试验用喷管模型如图 2 所示, 4 种喷管模型都属于轴对称收扩喷管, 分别为基准喷管、单缝喷管、离散孔喷管和多层板喷管。基准喷管依靠内外调节片之间的气流对喷管壁进行对流冷却, 用于同其它 3 种冷却方案进行比较。单缝喷管采用缝隙式气膜冷却方案: 冷却缝位于喷管的喉道后面, 缝高 1 mm, 冷却气在主气流的引射下通过冷却缝进入喷管内部, 沿着喷管壁形成冷却气膜, 对壁

收稿日期: 2000- 10- 19; 修订日期: 2001- 02- 06

作者简介: 额日其太(1970-), 男, 北京航空航天大学热动力工程研究所讲师, 硕士

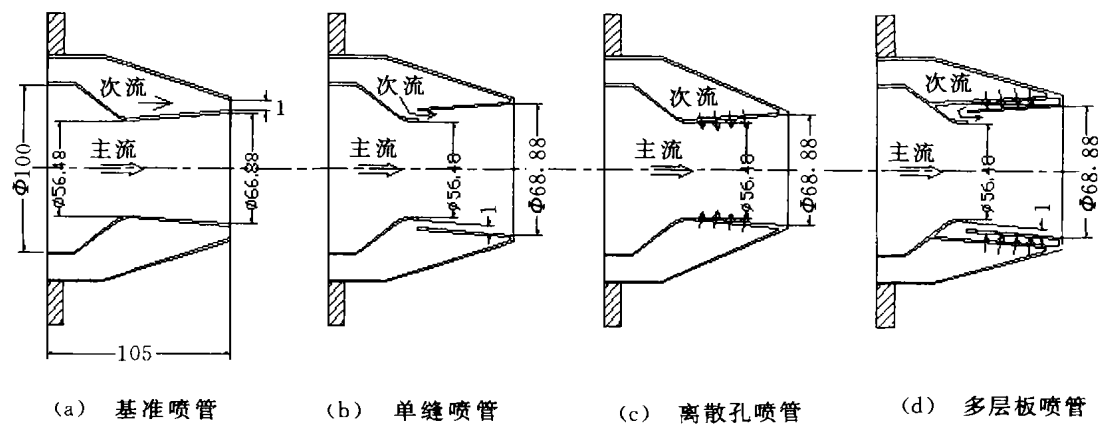


图 2 试验喷管模型

面进行冷却。离散孔喷管采用离散孔式气膜冷却方案: 喷管的超音段有几排小孔, 孔径为 1 mm, 孔间距约为 3 mm, 孔排距为 5 mm, 冷却气在主流流的引射下通过小孔进入喷管内部, 在喷管壁上形成冷却气膜, 对壁面进行冷却。多层板喷管采用冲击冷却和缝隙式气膜冷却的组合冷却方案: 冷却气首先通过外壁上的孔进入夹层, 对喷管内壁进行冲击冷却, 然后通过内壁上的冷却缝进入喷管内部, 形成冷却气膜。4 个喷管具有相同的喉道面积, 考虑到有冷却气进入喷管内部, 对基准喷管以外的 3 个喷管的出口面积进行了适当的放大。测量喷管壁面压力时, 以喉道截面为坐标原点, 横坐标 x/d 为无量纲化的轴向距离, 其中 x 为轴向距离, d 为喷管进口直径。

3 试验结果及分析

3.1 参数说明

试验中用到的主要参数有: 推力系数、抽吸系数、冷却气折合流量等。推力系数 C_F 的定义为:

$$C_F = F_e / F_i \tag{1}$$

式中 F_e 为喷管的实际推力, F_i 为实际流量下主流理想完全膨胀时产生的推力。抽吸系数 Z_s 的定义为:

$$Z_s = p_s / p_z \tag{2}$$

式中 p_z 为主流总压, p_s 为冷却气流总压。冷却气折合流量 W_s 的定义为:

$$W_s = \frac{m_s}{m_z} \cdot \sqrt{\frac{T_s}{T_z}} \tag{3}$$

式中 m_s 为冷却气流量, m_z 为喷管主流流量, T_s 为冷却气总温, T_z 为主流总温。

3.2 推力性能

图 3 给出了冷却气折合流量为 3.9% 时, 各喷管的推力系数。图中可见, 随着主流落压比的增大, 各喷管的推力系数都增大。这是因为喷管的设计落压比大于 5.5, 试验过程中各喷管都工作在过膨胀状态, 主流落压比越大, 过膨胀的程度越小, 损失越小, 所以推力系数越大。

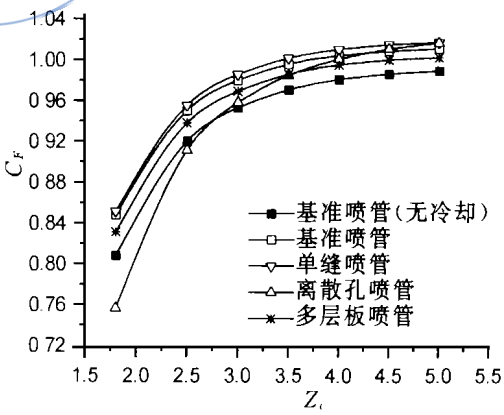


图 3 推力系数与主流落压比的关系

图 4 给出了主流落压比为 5.0 时, 各喷管的推力系数。对于基准喷管, 随着冷却气流量增大, 推力系数增大, 说明从内外调节片之间流出的冷却气会产生一定的推力增益。单缝喷管和多层板喷管的推力系数也随着冷却气流量的增大而增大, 原因是: 冷却气流的引入, 增大了喷管的流量和排气动能, 所以喷管推力增大。离散孔喷管推力系数的变化规律比较特殊: 冷却气流量小于 7% 时, 随着冷却气流量的增大, 推力系数增大, 原因与单缝喷管相同; 冷却气流量大于 7% 时, 随着冷

却气流量的增大, 推力系数逐渐减小。原因是: 离散孔与喷管壁面垂直, 冷却气流量较大时不易形

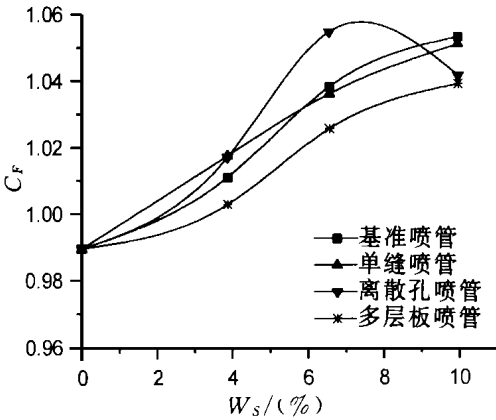


图 4 推力系数与冷却气折合流量的关系

成附壁的气膜, 冷却气射入主流后, 使主流出现分离, 增大了主流的流动损失, 引起推力系数下降。冷却气折合流量较小时, 单缝喷管和离散孔喷管的推力性能优于基准喷管, 说明将冷却气引入喷管内部, 可以获得更大的推力增益; 多层板喷管的冷却气通道流阻较大, 所以推力系数偏小。

3.3 壁面压力分布

图 5~图 8 给出了主流落压比为 5.0 条件下, 各喷管超音段壁面压力分布。从图 5 可以看到, 在基准喷管的超音段, 由于流动的三维效应, 主气流经过喉道以后, 产生一个低压区, 出现了图示的壁面压力分布。由于冷却气未进入喷管内部, 所以冷却气流量对壁面压力分布没有影响。

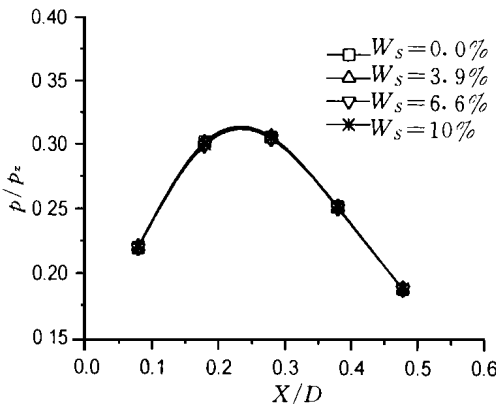


图 5 基准喷管超音段壁面压力分布

从图 6 可以看到, 冷却气流量比较小时, 单缝喷管的壁面压力比基准喷管小, 沿轴向的变化也比较平缓。由于冷却缝的存在, 实际上使气流通道

在喉道后面出现了突然扩张(见图 2), 扩大了喉道后面的低压区, 所以扩张段的壁面压力偏低。随着冷却气流量的增大, 单缝喷管的壁面压力逐渐升高, 其中靠近喉道的区域壁面压力上升最快, 冷却气流量大于 6.6% 时, 这个区域的壁面压力高于基准喷管, 说明冷却气流量的增大, 减小了主流的扩张程度, 提高了主流的静压, 使壁面压力升高, 而且大量的冷却气减弱了喉道后面主流的三维效应, 所以喉道后面的壁面压力比较高。

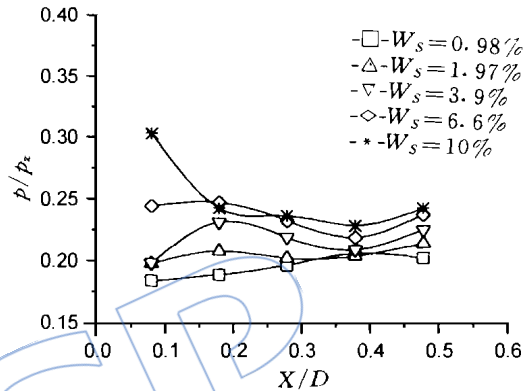


图 6 单缝喷管超音段壁面压力分布

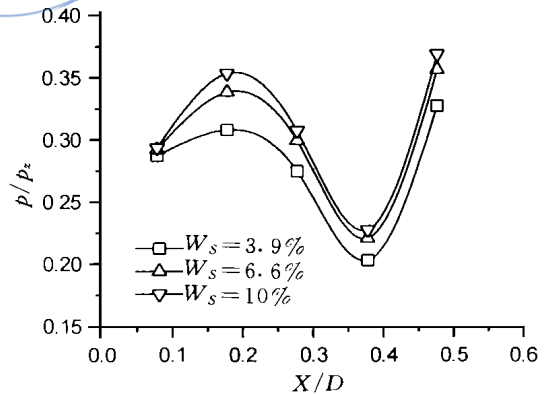


图 7 离散孔喷管超音段壁面压力分布

图 7 所示为离散孔喷管超音段的壁面压力分布。由于离散孔的排数比较少, 冷却气流可能还未形成稳定的气膜, 另外测压点与冷却孔的相对位置也会影响壁面压力分布, 所以壁面压力分布变化很大。从图中还可以看到, 随着冷却气流量增大, 壁面压力有所增大, 原因与单缝喷管相同。图 8 所示为多层板喷管超音段的壁面压力分布。多层板喷管的主流通道与单缝喷管相同, 但是冷却通道比较复杂, 流动损失大, 形成的冷却气膜比较弱, 所以壁面压力分布兼有单缝喷管和基准喷管的一些特点。

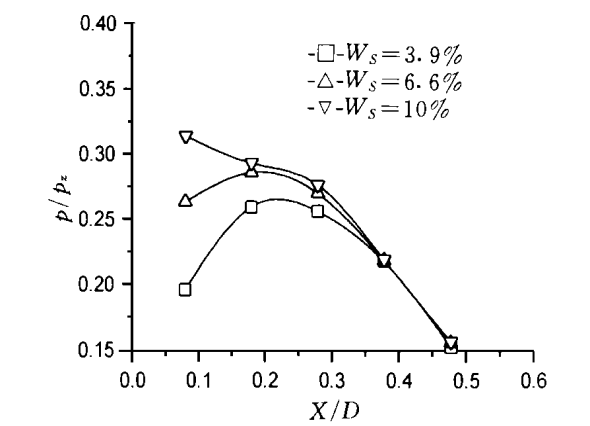


图 8 多层板喷管超音段壁面压力分布

3.4 抽吸特性

在喷管超音段排气引射冷却技术中,抽吸系数是一个非常重要的参数,它反映了主流引射冷却气流的能力。抽吸系数越小,主流引射冷却气流的能力越强。被引射的冷却气来自发动机机匣,它的总压比较低,沿程的流动损失也比较大,如果喷管的抽吸能力不强,冷却气流就无法进入喷管内部,排气引射冷却也就无法实现。

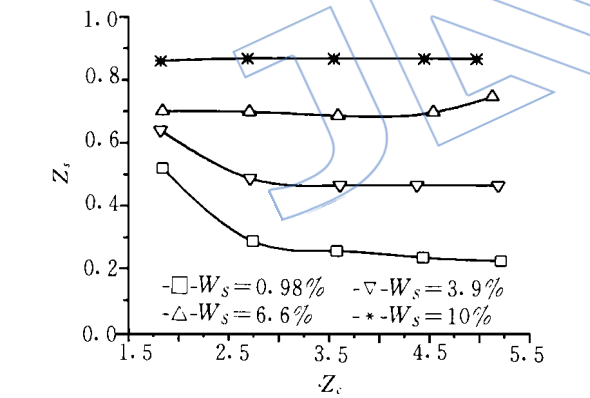


图 9 单缝喷管的抽吸特性

图 9~图 11 给出了单缝喷管、离散孔喷管和多层板喷管的抽吸特性。从图 9 中可以看到,冷却气流量小于 3.9% 时,如果落压比小于 3,随着落压比的增大,单缝喷管的抽吸系数迅速下降,说明在这个范围内,增大落压比可以大幅度提高喷管的引射能力;如果落压比大于 3,增大落压比对喷管的引射能力影响不大。当冷却气流量比较大时,落压比对抽吸系数影响很小。从图中还可以看到,随着冷却气流量增大,抽吸系数不断增大,主流抽吸冷却气流的能力下降。从图 10 和图 11 可以看到,离散孔喷管和多层板喷管的抽吸特性与单缝

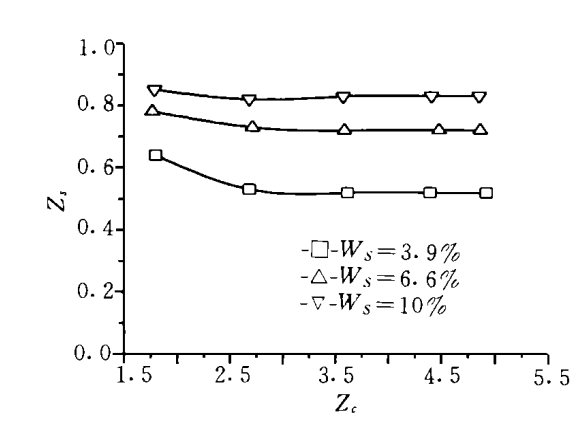


图 10 离散孔喷管的抽吸特性

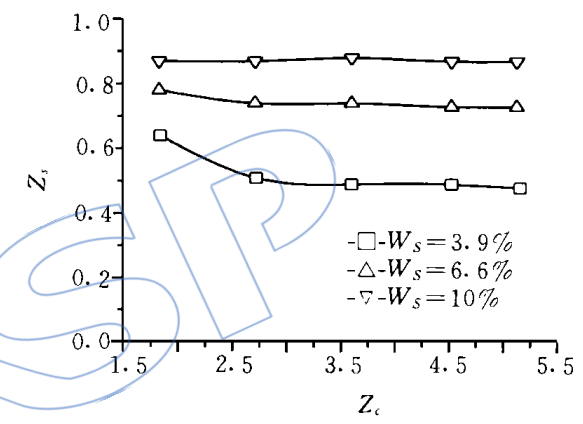


图 11 多层板喷管的抽吸特性

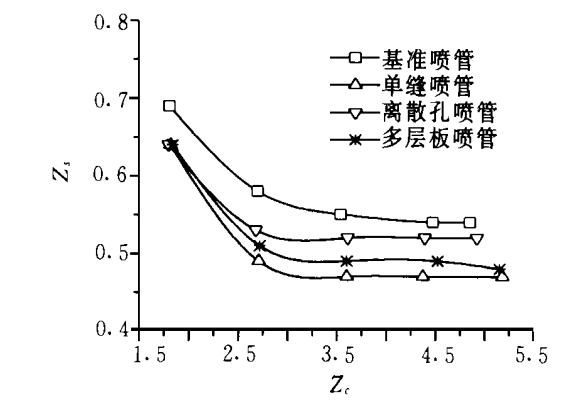


图 12 各喷管抽吸特性的比较

喷管类似。图 12 给出了冷却气流量为 3.9% 时,各喷管的抽吸特性。从图中可以看到,单缝喷管的抽吸特性最好,多层板喷管次之,离散孔喷管稍差,但优于基准喷管。

4 结 论

(1) 各冷却方案都有比较好的推力特性,冷

却气引入喷管内部,有可能获得更大的推力增益。随着冷却气流量的增大,基准喷管、单缝喷管和多
层板喷管的推力系数逐渐增大;离散孔喷管在冷
却气流量小于 7% 时具有同样的规律,但冷却气
流量进一步增大时,推力系数减小。

(2) 不同的冷却方式对喷管超音段的壁面压
力有很大影响,随着冷却气流量的增大,各喷管的
壁面压力逐渐升高。

(3) 冷却气流量较小时,抽吸系数随着主流
落压比的增大而减小;落压比相同时,抽吸系数随
着冷却气流量的增大而增大。单缝喷管的抽吸特
性最好,多层板喷管次之,3 种喷管的抽吸特性都

优于基准喷管。

参考文献

[1] Doonan J G, Kuchar A P. Scale Model Test Result of a
Multi-Slotted Vectoring 2DCD Ejector Nozzle[R]. AIAA
92- 3264

[2] Gustavo G Ordonez, Martin J Georges. Ejector Pumping
and Cooling Correlations Applicable to Aircraft Exhaust
Systems[R]. AIAA 91- 3134

[3] Gustavo G Ordonez, Martin J Georges. Aircraft
Performance Sensitivities to Ejector Nozzle Concepts[R].
AIAA 91- 3135

(责任编辑 杨再荣)

Aerodynamic Performance Investigation of Exhaust Nozzles
with Ejector Pumping and Cooling on Divergent Wall

ER IQ i-tai, WANG Q iang, WU Shou-sheng, WE I Fu-qing

Institute of Thermo-Pow er Engineering, Beijing U niversity of Aeronautics and A stronautics,
Beijing 100083, China

Abstract: The aerodynamic performance of an axisymmetric convergent-divergent exhaust
pumping nozzle with cooling on divergent wall was investigated. The three cooling schemes were
adopted, such as slot film cooling, discrete hole film cooling and impact-film cooling. The influences of
cooling air flow rate on thrust coefficients, distribution of wall pressure and pumping characteristics of
nozzles for every scheme were also investigated. Compared with conventional axisymmetric nozzle,
some thrust gain was obtained on the nozzle with pumping and cooling. The different cooling methods
have significant effects on the distribution of wall pressure in the nozzle supersonic section. The
pumping performance of the nozzle with slot cooling is best, the followed is a nozzle with impact-film
cooling. Experimental results show that the proposed
ejector pumping nozzle concept is superior to baseline nozzle in thrust characteristics and pumping
performance.

Key words: jet nozzles; airfilm cooling; aerodynamic characteristics