

壁面散热对超声速喷管性能的影响

南向军¹, 张 锐², 张留欢¹

(1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2. 北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 采用一维无粘理论对扩张喷管的流动和性能进行了计算, 研究了壁面散热量和散热规律对喷管流动、出口气流参数和性能参数的影响。结果表明: 壁面散热会导致喷管沿程静压、静温和总温减小、出口马赫数和总压增大, 并且随散热量增大, 喷管的工作状态可依次经历欠膨胀状态、临界状态和过膨胀状态, 但是喷管的推力系数逐渐减小, 性能下降; 壁面散热规律对喷管性能有很大影响, 入口附近散热量较大出口附近散热量较小时, 喷管的性能下降最大。从研究结果可以看出, 壁面散热可以调节喷管的欠膨胀度, 使喷管从欠膨胀状态趋于过膨胀状态, 采用侧重于后半部分散热的规律可以取得良好的调节效果。

关键词: 喷管; 散热规律; 推力系数; 理论分析

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 03-0033-06

Effect of wall surface heat dissipation on performance of supersonic nozzle

NAN Xiang-Jun¹, ZHANG Rui², ZHANG Liu-huan¹

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: One dimensional non-viscous theory is used to calculate the flow characteristics and performance of a divergent nozzle, and analyze the effect of wall surface heat dissipation and heat dissipation law on flowfield, exit dynamic parameters and performance parameters of the nozzle. The calculated results show that the wall surface heat dissipation may cause decrease of static pressure, static temperature and total temperature, but increase of exit Mach number and total pressure, and descend of the nozzle performance, and may result in, with gradual addition of heat dissipation, the nozzle will suffer from under-expansion and over-expansion, but its thrust coefficient becomes gradually decreased. Besides, the law of heat dissipation will have great influence on nozzle performance. The research result indicates when heat dissipating capacity is higher near inlet and lower near outlet of the nozzle, the nozzle performance decreases most. It is found from these results that the heat dissipation on wall surface of the nozzle can regulate the operation condition of nozzle,

收稿日期: 2014-11-27; 修回日期: 2015-01-20

基金项目: 国家 863 项目(2012AA702308)

作者简介: 南向军 (1985—), 男, 博士, 研究领域为内流气体动力学

from under expansion to critical expansion. The heat dissipation from rear part of the nozzle can achieve a perfect adjusting effect.

Keywords: nozzle; heat dissipation law; thrust coefficient; theory analysis

0 引言

喷管是吸气式发动机的主要推力部件,对典型的超燃冲压发动机而言,其推力占发动机总推力的60%以上。随着高超声速技术的发展,为获得优良的气动特性,要求吸气式飞行器机身具有扁平的特征,为此喷管的构型逐步由传统的轴对称构型过渡为二维非对称构型。

另一方面为获得更大的推力,高超飞行器可利用部分飞行器后体作为喷管膨胀面的一部分,提高排气系统性能。美国X-43A试验飞行器便采用了这种喷管^[1]。喷管和后体一体化之后,上下膨胀面长度相差很大,故称这种喷管为单壁膨胀喷管。这种单壁膨胀喷管具有较强的工作状态调节能力和较宽的工作范围,国内外对这种喷管进行了大量研究。

南京航空航天大学在上世纪90年代,对二维单壁膨胀喷管进行了试验^[2],研究了喷管的流场特性。之后又开展了大量的数值模拟和理论分析^[3-4],获得了初步的设计方法。北京航空航天大学也对单壁膨胀喷管开展了数值模拟和试验研究^[5],分析了不同落压比下喷管的流场结构。借鉴罗氏喷管的成功经验,最大推力喷管的设计理论也被引入二维喷管,并开展了优化设计^[6]。

继二维喷管之后,鉴于流线追踪技术在进气道方面取得的成功,将其引入喷管设计,从而形成了三维流线追踪膨胀喷管,这种喷管具有较小的湿面积,可充分利用四个壁面进行膨胀,从而越来越受到人们的重视。

近几年已有学者研究出优良的三维喷管设计方法。他们借助于进气道的设计思想,采用流线追踪、截面渐变等技术,来设计气动性能优良、适应性广的三维喷管型面^[7-8]。由于采用了流线追踪技术,设计方法适用性大大提高,易于和后体进行一体化设计。国外FALCON计划中的高超飞

行器也采用了流线追踪喷管^[9],并和飞行器高度融合,气动性能优良。为了提高排气系统的性能,文献[10]对后体喷管一体化进行了优化设计,获得了主要设计参数对喷管的流场、性能的影响规律。

从以上研究看,喷管的二维和三维设计方法均已开展了大量的工作,并且取得了大量重要成果。随着高超声速吸气式发动机的进一步工程化,对喷管提出了更多的要求:一是喷管应具有宽广的工作范围;二是喷管应有较小的冷热态力矩差。

在减小喷管冷热态力矩差方面,近几年已开展了部分工作,如文献[11]通过调节膨胀面长度减小了接力点喷管的冷热态力矩差,文献[12]尝试了通过改变喷管膨胀度分布来减小冷热态力矩差的方法,也取得了良好效果。

在拓宽喷管的工作范围方面,一个有效的手段是变几何,然而变几何会带来结构上的挑战,且代价高。除几何调节外,还有一种调节方式,即热调节,也能实现对喷管流动状态的控制,达到拓宽工作范围的目的。

实际上,受飞行器尺寸限制,喷管恰当膨胀的面积比难以满足,实际中的喷管往往处于欠膨胀状态。为此,通过壁面散热来调节喷管的工作状态是一种可能的设计思路,壁面散热对喷管流动和性能的影响,便是本文的主要研究内容。

1 喷管流动计算方法

研究的主要目的是揭示规律性,故不拘泥于模型是否精确。为便于计算,利用一维无粘理论分析喷管的工作过程。

一般超声速喷管的工作原理如图1所示,入口气流在扩张通道内进行膨胀加速,从出口排出。气流对喷管壁面产生一个反向的力,即为喷管的推力。其中Section 1为喷管入口截面,Sec-

tion 2 为喷管出口截面。速度均为 x 方向。认为热量从喷管壁面放出 (如壁面散热、主动冷却等), 不考虑具体的散热方式, 仅以热量来进行计算。

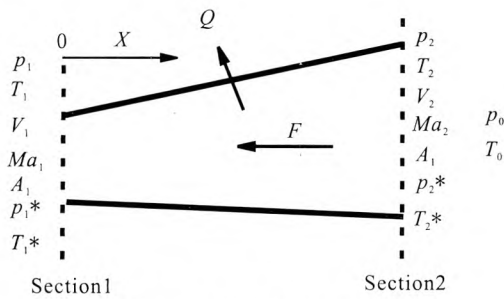


图 1 扩张喷管工作原理

Fig. 1 Working principle of divergent nozzle

取喷管内流为控制体, 则气体流动满足以下方程:

1) 连续方程

$$\dot{m}=\rho_1 v_1 A_1=\rho_2 v_2 A_2 \quad (1)$$

2) 动量方程

$$\dot{m} v_1+p_1 A_1+\int_A p(A) d A=\dot{m} v_2+p_2 A_2 \quad (2)$$

3) 能量方程

$$H_1^*-Q=H_2^* \quad (3)$$

方程 (1) 和 (3) 可直接求解, 方程 (2) 中含有积分项, 需得到压力分布才能求解。为了精确获得积分结果, 采用一维计算方法, 即将喷管沿 x 方向分成若干微元, 形成一系列控制体。假设每一个微元控制体内的压力为线性分布 (不考虑激波), 对每个微元控制体进行求解, 最终获得出口截面的气动参数。

喷管推力采用下列公式计算:

$$F_x=\dot{m}\left(v_2-v_1\right)+\left(p_2-p_0\right) A_2-\left(p_1-p_0\right) A_1$$

该方法计算了喷管静止状态所受的环境气压的作用力。

故推力系数为:

$$C F_x=\frac{F_x}{F_{x, i s e}}$$

其中 $F_{x, i s e}$ 为喷管等熵恰当膨胀时的推力。假设气体为量热完全气体, 比热比为 1.25, 气体常

数为 $289 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ 。

参考某超燃冲压发动机参数, 确定了喷管气动参数和几何参数 (见表 1)。假设发动机工作于 26 km, Ma 6 状态, 喷管面积比为 6, 分析喷管的入口参数和工作高度, 可判断出该面积比偏小, 不足以达到恰当膨胀状态。工程上, 受到飞行器尺寸的限制, 喷管往往处于欠膨胀状态。

表 1 喷管的主要参数

Tab. 1 Main parameters of nozzle

参数	数值
p/Pa	82 192.3
T/K	1 992.88
Ma_1	1.8
\dot{P}_1/MPa	0.45
\dot{T}_1/K	2 800
$\dot{H}_1/(\text{MJ}/\text{kg})$	4.046
A_1/m^2	0.1
A_2/m^2	0.6
L/m	1.4

2 壁面散热对喷管的影响分析

2.1 散热量对喷管性能的影响

一般而言, 喷管壁面内外存在温度差, 会导致一定的热量损失。损失量一般不会很大, 假设散热量 Q 为入口总焓的 5%。实际上, 喷管的散热规律很复杂, 难以给出较为精确的分布。出于研究基本规律的目的, 假设喷管散热量沿流向不随位置改变, 取这种最简单的规律进行分析。流动的另一个重要驱动因素为面积, 也采用简单的线性变化规律。图 2 给出了两个因素随轴向距离的变化曲线。

图 3 为绝热和有散热状态喷管的沿程气动参数分布。由图可知, 相比绝热状态, 散热后沿程静压减小, 静温减小, 马赫数增大。静压的减小直接导致喷管推力减小, 性能下降。静温的减小表明排出的气流在环境中损失的热量减小, 这对提高循环热效率是有益的。

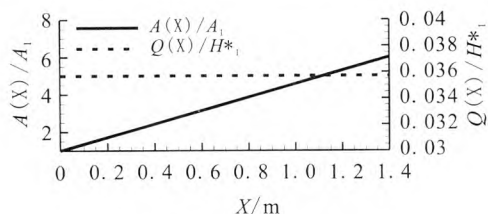


图2 面积和热量沿程分布

Fig. 2 Distribution of area and heat

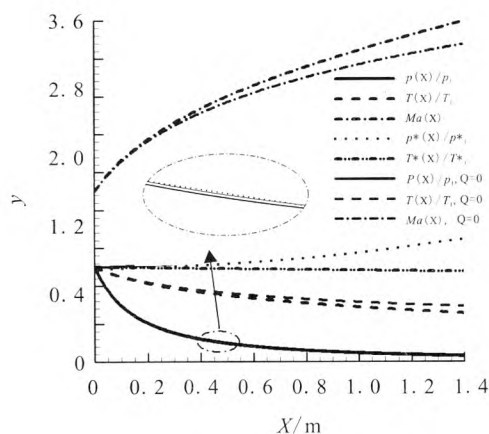


图3 壁面散热后喷管气动参数分布

Fig. 3 Distribution of aerodynamic parameters of nozzle after wall surface heat dissipation

分析结果表明, 散热后马赫数的增大, 导致总压增大(静压减小量很小)。可惜的是, 总压的增大对喷管的推力并没有贡献。

与吸热相反, 散热后气流的熵减小, 散热为5%的入口总焓时, 熵减小为156.2 J/(kg·K)。事实上, 放出的热量被环境或其它物质所吸收, 必然是个熵增的过程。由于其温度应低于喷管壁面, 产生的熵增明显大于气流的熵减小值, 总的熵仍然是增加的。

散热会影响喷管出口的静压、静温等参数。这就给通过散热来调节喷管的工作状态和性能提供了理论支撑。

散热会导致喷管出口压力减小, 那么随着散热量的增大, 是否存在一个散热量值, 使得处于欠膨胀状态的喷管通过散热调节达到恰当膨胀状态? 为此, 研究了散热量对喷管性能的影响。

为了反映喷管的工作状态, 定义参数: p/p_2 为喷管的膨胀度。其中 p_2 为喷管自由膨胀时出口

静压。当该值小于1时, 喷管处于欠膨胀状态; 等于1时, 处于恰当膨胀状态; 大于1时, 处于过膨胀状态。

如图4所示, 随着散热量的增大, 喷管膨胀度逐渐增大, 依次经历了欠膨胀状态、临界状态和过膨胀状态。当散热量约为24%的入口总焓时, 喷管处于临界膨胀状态; 当散热量进一步增大, 喷管处于过膨胀状态; 当喷管处于过膨胀状态时, 环境压力可能会影响喷管的流动。文中未考虑这一现象。

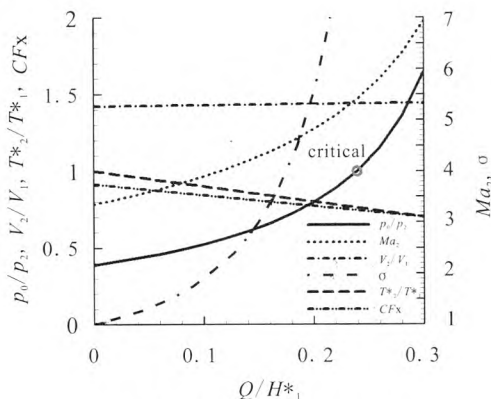


图4 散热量对喷管性能的影响

Fig. 4 Influence of heat dissipation on nozzle performance

随散热量增大, 总压恢复, 马赫数增大明显, 特别是散热量较大时, 增大斜率急剧增大。但是, 这两者的增大对出口速度几乎没有影响, 散热量从0增大至30%的入口总焓时, 出口速度增大仅1%。喷管的动量推力增加非常有限。不同于出口速度, 出口压力减小显著, 从而压力推力减小明显。

由图4可知, 随散热量增大, 喷管的推力系数逐渐减小, 当散热量为30%入口总焓时, 推力系数仅为0.7, 相比无散热时减小了23%。由前文分析可知, 散热后动量推力有微小增加, 而压力推力减小明显, 推力系数的减小主要是压力推力减小导致的。当压力推力占总推力比例较小时, 散热对喷管推力的影响会减小。

2.2 喷管散热对发动机热力循环的影响

作为发动机最后端的部件, 喷管出口温度决定着热力循环对环境放热的大小。从发动机热力

循环角度来看, 喷管散热后熵减小, 出口静温减小, 气流中的无效能减少, 喷管羽流在大气中的放热量减少。

图 5 给出了发动机的热力循环。当喷管无散热时, 发动机的热力循环为 0-3-4-10-0, 不过由于喷管处于欠膨胀状态, 10-0 不是一个等压放热过程。当喷管通过壁面散热调节达到临界状态时的热力循环为 0-3-4-10'-0, 此时喷管出口静压等于环境压力, 则 10'-0 为等压放热过程。图中可清晰地看到, 喷管无散热时, 气流在大气中放热量为面积 a-0-10-c-a, 当喷管散热时气流在大气中放热量为面积 a-0-10'-b-a, 明显有:

$$Q_{a-0-10-c-a} > Q_{a-0-10'-b-a}$$

这表明, 喷管散热后, 发动机热力循环的无效能 (排于环境大气中的能量) 减小, 这是提高循环热效率的一个可能的方向。如果喷管的散热量 (面积 b-10'-4-c-b) 以某种方式重新加入发动机循环 (如再生冷却技术), 就有可能减小热力循环中的无效能, 从而提高发动机热效率, 最终提高发动机性能。由此也可以看出, 热调节也将成为超燃冲压发动机的核心技术之一^[13]。

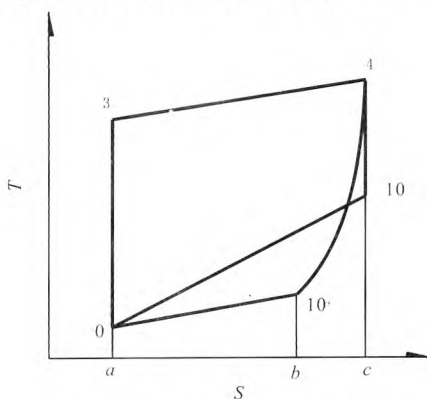


图 5 超燃冲压发动机热力循环

Fig. 5 Thermodynamics cycle of scramjet

3 散热规律对喷管的影响

作为热调节的一个重要内容, 散热规律如何选取是一个必须解决的问题。首先, 通过对几种有代表性的简单的规律进行分析, 以研究喷管散热调节的大致效果。

考虑到喷管的温度分布 (静温逐渐减小),

选取了 4 种散热规律, 均具有散热量由大逐渐减小的特征。为便于比较, 也将等值规律一并考虑, 4 种规律的表达式如下:

$$1) Q(x) = Q/L;$$

$$2) Q(x) = a\sqrt{x} + b;$$

$$3) Q(x) = ax + b;$$

$$4) Q(x) = ax^2 + b.$$

首先, 确保总散热量均为 24% 倍的来流总焓, 对几种规律的系数进行了求解, 得到的散热量分布如图 6 所示。

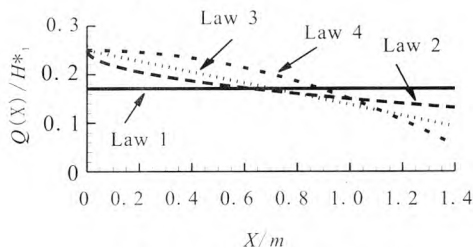


图 6 四种散热量分布规律

Fig. 6 Four distribution laws of heat dissipation

规律 1 为前文采用的等值规律; 规律 2 为散热量逐渐减小的规律, 这是最易实现的一种; 规律 3 为直线下降分布; 规律 4 为先缓后急的分布。4 种规律基本包含了可能的单调变化的情况。

图 7 给出了 4 种散热规律喷管的性能变化, 可见, 当散热量为 24% 的入口总焓时, 只有规律 1 的喷管处于恰当膨胀状态, 另外 3 种规律的喷管均处于欠膨胀状态。有趣的是, 喷管的性能参数随 4 种规律呈现出近似线性关系。规律 4 欠膨胀程度最大, 出口速度最小, 推力系数最小。

由喷管沿程静压分布可知, 在入口附近静压值较高, 向后迅速减小。因此, 喷管的推力主要由前半部分产生。另一方面, 由前文可知散热会导致静压减小, 且随散热量增大, 静压减小越大。比较 4 种散热规律可知, 在喷管的前半部分, 从规律 1 到规律 4, 恰好呈现出散热量由小到大的趋势。这表明, 前半部分散热量越大推力损失越大, 这就是 4 种规律的喷管推力系数逐渐减小的原因。由此可见, 在相同散热量条件下, 主要散热位于喷管壁面后半部分, 喷管性能损失较小, 同时更易于调节至临界状态, 调节效益

高。另一方面,由规律4的结果可知,对喷管壁面的高温部分(喉道或入口附近)进行冷却降温的结构热防护设计会使喷管性能明显下降。

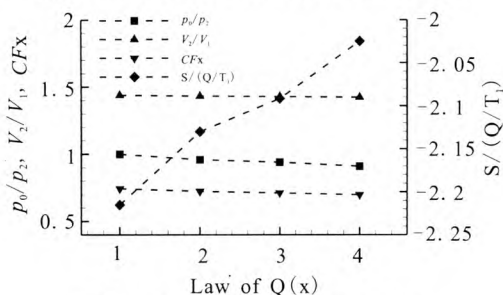


图7 喷管性能随散热规律的变化

Fig. 7 Variation of nozzle performance with laws of heat dissipation

热调节的目的主要是调节喷管的工作状态。当4种规律均使喷管达到恰当膨胀状态时,喷管的性能如图8所示。可见,4种规律所需的散热量逐渐增大,规律4相比规律1散热量增加约5.5%。虽然喷管均处于恰当膨胀状态,但其推力系数却不相等,而是线性减小。可见采用不同散热规律,调节喷管至临界状态的代价是不同的。这表明散热量和散热规律必须优化配合,才能达到理想的调节效果。

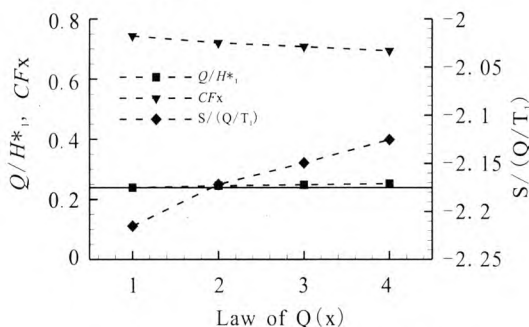


图8 恰当膨胀喷管性能随散热规律的变化

Fig. 8 Variation of nozzle performance with laws of heat dissipation at proper expansion

4 结论

采用一维无粘理论研究了壁面散热调节对超声速扩张喷管性能的影响,结果表明:

1) 散热调节会导致喷管性能下降,且推力

系数随散热量的增大而减小。

2) 散热可以有效调节喷管的工作状态。对于欠膨胀状态的喷管,通过适当的散热调节,可以使喷管处于恰当膨胀状态。

3) 散热规律对喷管的性能影响很大。采用侧重于喷管后半部分散热的调节规律可以获得良好调节效果。

参考文献:

- [1] COCKRELL Charles E, Jr., AARON H. Aeroheating predictions for the X-43 Cowl-closed configuration at Mach 7 and 10, AIAA 2002-0218[R]. USA: AIAA, 2002.
- [2] 张堃元, 张荣学, 徐辉. 非对称大膨胀比喷管研究[J]. 推进技术, 2001, 22(5): 380-382.
- [3] 李念, 张堃元, 徐惊雷. 二维非对称喷管数值模拟与验证[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6): 802-805.
- [4] 张艳慧, 徐惊雷, 张堃元. 超燃冲压发动机非对称喷管设计点性能研究[J]. 推进技术, 2007, 28(3): 282-286.
- [5] 谭杰, 金捷, 杜刚, 等. 单边膨胀喷管试验和数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6): 1221-1230.
- [6] 周正, 倪鸿礼, 贺旭照, 等. 基于 Rao 方法的二维单壁膨胀喷管优化设计[J]. 推进技术, 2009, 30(4): 451-456.
- [7] 卢鑫, 岳连捷, 肖雅彬, 等. 超燃冲压发动机尾喷管流线追踪设计[J]. 推进技术, 2011, 32(1): 91-95.
- [8] 卢鑫, 岳连捷, 肖雅彬, 等. 超燃冲压发动机三维变截面尾喷管设计 [C]// 第二届高超声速科技学术会议论文集. 无锡: 中科院力学所, 2010: 0035_1-0035_6.
- [9] ELVIN J D. Integrated inward turning inlets and nozzles for hypersonic air vehicle[M]. USA: Patent Application Publication, 2007.
- [10] 高太元, 崔凯, 王秀平, 等. 三维后体/尾喷管一体化构型优化设计及性能分析[J]. 科学通报, 2012, 57(4): 239-247.
- [11] 葛建辉, 徐惊雷, 庞丽娜, 等. Scramjet 尾喷管几何调节方案的计算与实验研究[J]. 推进技术, 2013, 34(9): 1158-1164.
- [12] 赵强, 徐惊雷, 于洋. 基于膨胀度可控的 SERN 设计及试验验证[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 125-131.
- [13] 叶中元, 黄伏军, 董建明. 多模态冲压发动机提高性能的技术途径[J]. 推进技术, 2001, 22(6): 441-445.

(编辑: 王建喜)