

# 一种大面积比喷管的分段式设计 with 数值分析

丁兆波

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

**摘 要:** 为了满足大推力上面级发动机大面积比喷管的设计需求, 采用了排放冷却前段和单壁辐射冷却尾段的分段式设计方案。在排放冷却前段传热计算的基础上, 通过对内流场进行数值模拟, 重点研究了单壁尾段在引入上游排放冷却气氢情况下的冷却特性和喷管效率。结果表明: 对于大面积比喷管, 采用带二次流的单壁金属喷管延伸段是现实可行的, 有望达到较好的冷却保护效果并提高喷管效率。

**关键词:** 大面积比; 分段式; 单壁喷管; 二次流; 冷却特性

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 01-0019-05

## Design and numerical analysis of segmental nozzle with high area ratio

DING Zhao-bo

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

**Abstract:** To meet the needs of the nozzle with high area ratio for large thrust upper-stage engine, a segmental design scheme for the nozzle is adopted, whose forepart is cooled by dump-cooling mode and end-piece by single-wall radiation cooling mode. Based on the heat transfer calculation of the dump-cooled forepart, the cooling characteristics and efficiency of single-wall end-piece with secondary flow was mainly studied. Numerical simulation of flow field shows that the high area ratio nozzle is feasible for single-wall metal nozzle extension (NE) with secondary flow. It is hopeful to protect the nozzle wall, and improve the nozzle efficiency. The interaction between secondary flow and main stream is analyzed.

**Keywords:** high area ratio; segmental; single-wall nozzle; secondary flow; cooling characteristics

## 0 引言

液体火箭发动机喷管延伸段的结构形式一般

有管束式结构、铣槽扩散焊结构和单壁结构, 可供选择的冷却方式有再生冷却、排放冷却、辐射冷却+液膜冷却和烧蚀冷却等。随着推力等级的进一步提高, 特别是大推力上面级发动机, 由于

收稿日期: 2012-07-02; 修回日期: 2012-12-24

基金项目: 国家 863 高科技基金(2007AA702)

作者简介: 丁兆波 (1980—), 男, 工程师, 在读博士生, 研究领域为液体火箭发动机燃烧装置的设计和研究

高比冲性能的要求,需要采用大尺寸大面积比喷管延伸段。如果沿用传统的全长度再生或排放冷却结构,结构重量将大幅增加,现阶段的原材料制备能力和产品加工设备也无法满足需求,必须考虑进行分段设计和分段制造。Vulcain 2, LE-7A 和 J-2X 等大推力氢氧发动机的喷管延伸段均采用了分段式结构,喷管尾段采用单壁高温合金辐射冷却喷管,同时引入冷却氢或涡轮排气进行气膜冷却,内壁喷涂隔热涂层。

本文对某大推力上面级发动机大面积比喷管进行了分段式方案设计,并分别对前段的排放冷却和后段的气膜冷却效果进行了数值模拟。

## 1 大面积比喷管分段式方案设计

本文的研究对象为某上面级大推力氢氧发动

机的大面积比喷管,喷管面积比为 80,结构尺寸远超出出现阶段的原材料制备能力和产品生产加工能力。参考 Vulcain 2, LE-7A, J-2X 等大推力氢氧发动机的喷管延伸段设计方案,针对喷管前后段不同的使用环境,采用分段式结构设计,分段制造,分段组织冷却。根据热力计算结果,选定喷管前后段的分段面积比为 35。一方面可以使喷管前段和尾段在现有生产工艺条件下均可实现,另一方面可以组织不同的冷却方式分别满足前后段的热防护需求。同时分段式结构可以通过拆装单壁尾段同时满足地面试车和真空使用要求,保证地面试车不分离,其中前段沿用螺旋管束式排放冷却结构,大面积比尾段采用单壁 Haynes 230 高温合金喷管,引入上游排放冷却氢进行气膜冷却,同时在内壁喷涂隔热涂层。喷管延伸段结构见图 1。

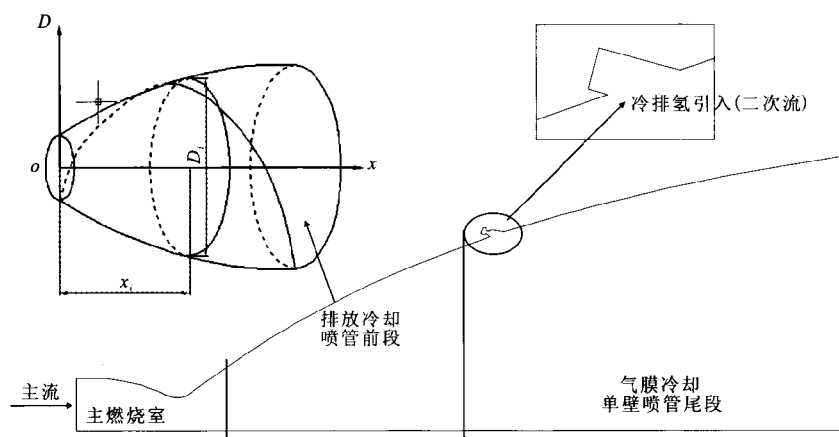


图 1 大面积比分段式喷管延伸段结构简图

Fig. 1 Structural sketch of high area ratio segmental nozzle extension section

## 2 计算模型与方法

### 2.1 排放冷却前段传热计算模型与方法

排放冷却前段采用变高度矩形截面螺旋管结构,计算时考虑管壁的肋条散热效应,由于在喷管延伸段燃气温度较低,辐射热流很小,因此忽略了该部分的热流。流阻计算时忽略了进出口的局部损失,只考虑了螺旋管内的阻力损失。给定燃烧室压力和混合比以及排放冷却氢的入口压

力、温度和流量。

燃气边换热采用 Bartz 公式,即

$$q_r = h_g (T_{aw} - T_{wg}) \quad (1)$$

$$Nu_g = \frac{h_g D}{\lambda_g} = 0.026 \cdot Re^{0.8} \cdot Pr^{0.4} \cdot \sigma \quad (2)$$

$$\text{其中} \quad T_{aw} = (T_c)_{ns} \times \eta_v \times \varphi_k^2 \quad (3)$$

$$\sigma = \left[ \left( \frac{1}{2} \frac{T_{wg}}{(T_c)_{ns}} \left( 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right) + \frac{1}{2} \right)^{0.68} \left[ 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right]^{0.12} \right]^{-1} \quad (4)$$

式中:  $q_r$  为燃气对壁面传热的热流密度,  $\text{W}/\text{m}^2$ ;  $Nu_g$  为燃气侧努塞尔数;  $h_g$  为燃气侧的传热系数,  $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ ;  $D$  为轴向截面直径,  $\text{m}$ ;  $\lambda_g$  为燃气的导热系数,  $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ ;  $T_{wg}$  为燃气侧壁温,  $\text{K}$ ;  $T_{aw}$  为燃气绝热壁温,  $\text{K}$ ;  $(T_c)_{ms}$  为燃气总温,  $\text{K}$ ;  $\eta_v$  为紊流附面层恢复系数;  $\varphi_k$  为特征速度  $C^*$  修正系数 (燃烧效率);  $\sigma$  为定性温度变换系数;  $k$  为燃气的比热比;  $M$  为计算截面的马赫数。

冷却剂边换热采用 Hess-Kunz 公式, 即

$$q_L = \alpha_f (T_s - T_b) \quad (5)$$

$$Nu_f = \frac{\alpha_f D_H}{\lambda_f} = 0.0208 \cdot Re_f^{0.8} \cdot Pr_f^{0.4} \cdot \left( 1 + 0.01457 \frac{v_s}{v_b} \right) \quad (6)$$

式中:  $q_L$  为冷却剂从壁面吸收热的热流密度,  $\text{W}/\text{m}^2$ ;  $Nu_f$  为冷却剂侧努塞尔数;  $\alpha_f$  为冷却剂的对流换热系数,  $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ ;  $T_s$  为液壁温,  $\text{K}$ ;  $T_b$  为计算截面处冷却剂温度,  $\text{K}$ ;  $D_H$  为冷却通道的当量直径,  $\text{m}$ ;  $\lambda_f$  为冷却剂的导热系数,  $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ ;  $v$  为冷却剂的运动粘度,  $\text{m}^2/\text{s}$ 。

## 2.2 单壁尾段流场计算模型与方法

为了对比分析引入二次流前后的流场变化, 基于 FLUENT 软件分别对有无二次流状态的二维流场进行了数值模拟。同时为了准确给出分段截面的主流流场参数, 单壁尾段计算域采用如图 1 所示的全长度模型, 不考虑身部的再生冷却及喷管前端的排放冷却。为了准确捕捉壁面附近的气膜和流场结构, 对近壁面网格适当加密, 同时为了简化计算规模, 采用 1/10 的缩比模型, 相应流量按比例缩减。单壁气膜冷却尾段喷管内混合气体采用 Navier-Stokes 方程组描述, 将其与气体状态方程以及总焓与速度、温度关系式相结合可构成封闭的控制方程组, 并根据分子动力学理论计算混合气体粘性系数、热传导系数等物性参数。采用有限体积法和迎风格式对上述控制方程进行离散, 压力和速度的耦合采用 SIMPLE 方法。标准  $k-\varepsilon$  模型提供湍流封闭, 近壁区采用标准壁面函数处理。主流入口和二次流入口均设为流量入口边界条件, 二次流流量约占主流的 0.8%。假定喷管壁面为无滑移、非穿透和绝热壁面。根据

热力计算结果, 给出主喷管入口处的燃气温度和压力条件。根据排放冷却前段传热计算, 给出二次流入口处的冷排氢的温度和压力条件。二次流以亚声速状态喷入主流。

## 3 计算结果分析

### 3.1 排放冷却前段传热计算

按室压 10 MPa, 均一混合比 6.5, 排放冷却流量占氢总流量的 6%, 计算结果曲线见图 2, 与采用同样螺旋管束式结构的 Vulcain 发动机喷管延伸段的传热计算趋势吻合较好。计算出最大热流约  $10 \text{ MW}/\text{m}^2$ , 最高气壁温 1 150 K, 冷却氢出口温度 850 K。计算所得的各种最高壁温均在 GH600 材料的允许使用范围之内 (不大于  $1\ 000\ ^\circ\text{C}$ ), 喷管前段的设计方案能够满足正常工作的要求。

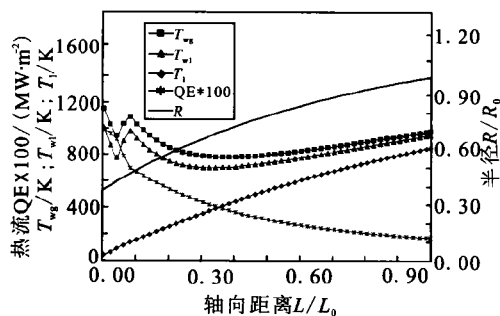


图 2 排放冷却前段传热计算结果

Fig. 2 Calculated results for heat transfer of dump-cooled forepart

### 3.2 单壁尾段流场计算结果分析

#### 3.2.1 流场结构分析

二次射流与超声速主流的掺混形成了一个具有复杂结构的流场, 图 3 给出了计算得到的引入二次流前后的流场马赫线分布图, 与文献 [8~10] 吻合较好。可以看出, 二次流喷入超音速主流, 在主流流动中形成阻碍, 并在二次流喷口的上游引起一道较强的斜激波。由于激波的存在, 在二次流喷口前方和后部均存在逆压梯度, 该逆流与附面层及主流相互作用, 各形成一个分离区。

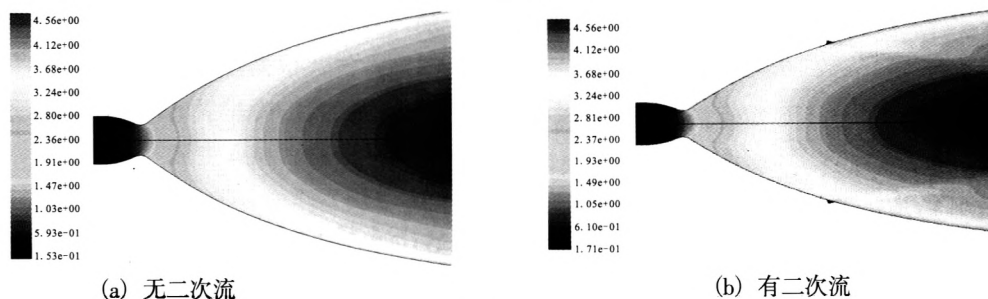


图3 引入二次流前后的对称面马赫线分布

Fig. 3 Mach distribution of symmetry section with and without secondary flow

### 3.2.2 壁面冷却效果分析

图4和图5分别给出了计算得到的引入二次流前后的燃气静温和气壁面温度分布图,其中模型中壁面区域和流体区域采用耦合传热计算方法处理。计算未考虑身部的再生冷却、喷管前端的排放冷却以及向空间的辐射散热,壁温计算结果仅对喷管单壁尾段有效,且与采用同样单壁尾段结构的STME和Vulcain 2发动机的传热计算趋势吻合较好。计算所得的单壁尾段最高气壁温在Haynes 230高温合金的允许使用范围之内(不大于 $1150^{\circ}\text{C}$ ),如果考虑到壁面向空间的辐射散

热,气壁温应该会进一步下降,同时实际工程应用时可在内壁喷涂 $\text{ZrO}_2$ 等隔热涂层进一步降低热流,喷管尾段的设计方案应该能够满足正常工作的要求。分析认为,通过在壁面附近引入冷却气体,使冷气在主流压力和摩擦力的作用下,粘附在壁面附近,形成温度较低的冷气膜,将壁面同高温燃气隔离,并带走部分高温燃气对壁面的辐射,从而对壁面起到良好的保护作用。与主流相比,二次射流具有的动量较低,射流在射流孔出口附近区域很容易被压制在冷却壁面,从而形成良好的冷却效果。

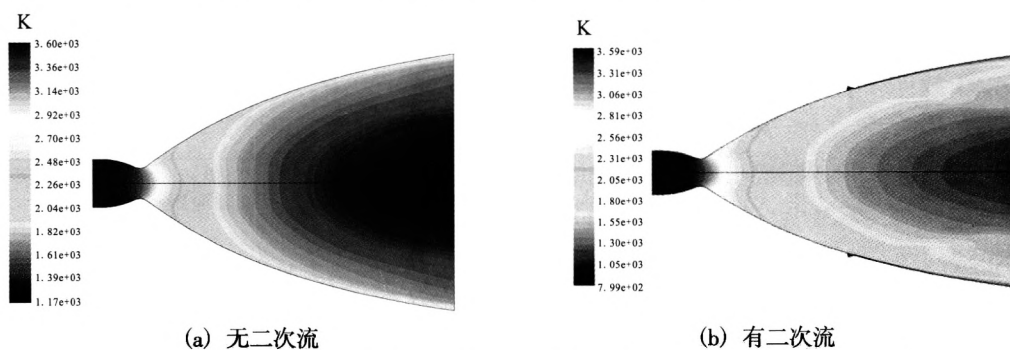


图4 引入二次流前后的对称面温度分布

Fig. 4 Temperature distribution of symmetry section with and without secondary flow

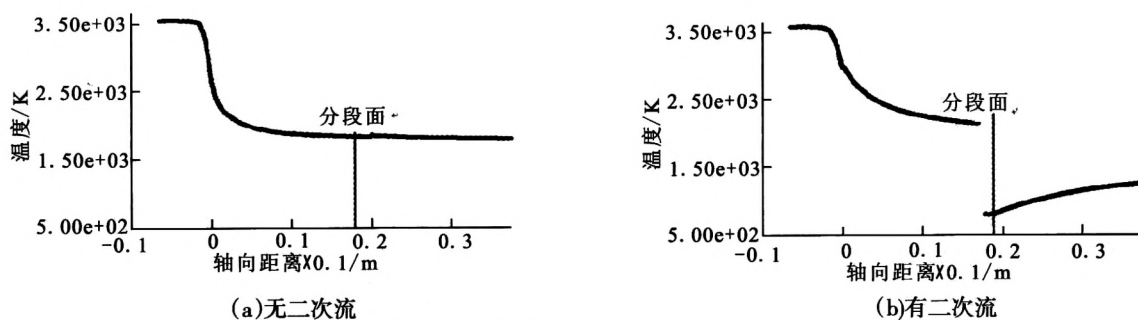


图5 引入二次流前后的气壁面温度分布

Fig. 5 Wall temperature distribution with and without secondary flow

### 3.2.3 喷管效率分析

喷管实际推力按  $F = \sum [(\rho V_e \cdot A_e) \cdot V_e + (p_e - p_\infty) \cdot A_e]$  计算, 式中  $A_e$ ,  $p_e$ ,  $V_e$  分别为喷管出口面积、压力和排气速度。在无二次流喷射的状态下, 主流产生推力约 2 001.6 kN。为尽量回收推力, 排放冷却氢经过出口面积比 5 的小喷管膨胀, 经估算排放冷却氢可回收真空推力 15.3 kN, 合计总推力约 2 016.9 kN。在有二次流喷射的状态下, 主流和二次流产生的总推力约 2 021.8 kN。计算结果表明, 相对未喷射二次流时, 喷管轴向推力增大 2.42%, 相应真空比冲增大 2.42%。

## 4 结论

针对某大推力上面级发动机大面积比喷管的设计需求, 提出了排放冷却前段和单壁气膜冷却尾段的分段式设计方案。通过对排放冷却前段的二维传热计算和单壁尾段的流场计算, 结果表明: 采用排放冷却前段和气膜冷却单壁尾段的分段式设计方案可以满足某大推力上面级发动机大面积比喷管的热防护需求。对于大面积比喷管, 采用带二次流的单壁金属喷管延伸段是现实可行的, 有望达到较好的冷却保护效果, 并提高喷管效率。后续应该对二次流的超音速引入、吹风比、流量比以及单壁段型面优化等进行深入研究。

### 参考文献:

- [1] WINTERFELDT L, LAUMERT B, TANO R. Redesign of the Vulcain 2 nozzle extension, AIAA2005-4536 [R]. USA: AIAA, 2005.
- [2] BIGERT M, STENHOLM T. Technology for the film-cooled nozzle of the Vulcain 2 engine, IAF-98-S.3.05[R]. [S.l.]: IAF, 1995.
- [3] GROSDÉMANGE H, HAGGANDER J. Advanced nozzle extension demonstration for Vulcain Mark II application, AIAA95-2537[R]. USA: AIAA, 1995.
- [4] HAGGANDER J, STENHOLM T. Design and manufacturing of advanced nozzle demonstrator for Vulcain Mk II, AIAA95-2538[R]. USA: AIAA, 1995.
- [5] FUKUSHIMA Y, NAKATSUZI H. Development status of LE-7A and LE-5B engines for H-IIA family, IAF97-S.1.02[R]. [S.l.]: IAF, 1997.
- [6] BYRD Thomas. The J-2X upper stage engine: from design to hardware, AIAA 2010-6968[R]. USA: AIAA, 2010.
- [7] LJUNGKRONA L, KLINGMANN B M. Cooling performance of the nozzle extension of the Ariane 5 core stage engine Vulcain, AIAA 98-35702[R]. USA: AIAA, 1998.
- [8] 额日其太, 王强. 喷管超音段壁面排气引射冷却方案气动特性研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 376-380.
- [9] 王强, 付晓明, 额日其太. 流体注入的轴对称矢量喷管三维流场计算[J]. 推进技术, 2002, 23(6): 441-444.
- [10] TUCKER P K. Combustion devices technology team: an overview and status of STME-related activities, AIAA92-3224[R]. USA: AIAA, 1992.
- [11] CAPORICCI M, ERIKSSON L-E, ONOFRI M. Advanced nozzle technologies for the Ariane 5 Vulcain engine, AIAA 94-3263[R]. USA: AIAA, 1994.
- [12] 刘爱华, 王占学. 二次流喷射对喷管流场性能的影响[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 144-147.
- [13] 李志杰, 王占学, 蔡元虎. 二次流喷射位置对流体推力矢量喷管气动性能影响的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 144-147.
- [14] GAMBLE E, HAID D. Improving off-design nozzle performance using fluidic injection, AIAA2004-1206[R]. USA: AIAA.
- [15] CAPONE F J, RE Richard J, BARE E A. Parametric investigation of single-expansion-ramp nozzles at Mach numbers from 0.60 to 1.20, NASA-TP-3240[R]. USA: NASA, 1992.

(编辑: 陈红霞)