

轻质高比冲 1 000 N 双组元轨控发动机研制

刘晓伟, 姚明明, 李佳明, 曹 晶, 曲海军
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 介绍了空间飞行器用轻质高比冲 1 000 N 轨控发动机的研制过程。为了实现高比冲的目标, 从喷注器选型、喷注对设计、冷却设计等方面采取措施, 并通过工作过程仿真, 对集液腔结构、冷却液百分比和特征长度等参数进行优化设计。发动机身部选取了陶瓷基复合材料 (Cf/SiC), 利用该材料密度低的特点实现发动机轻质化要求。发动机经过了地面热试车考核, 燃烧室外壁温、燃烧效率的仿真值均与测量值基本相当。其中, 燃烧效率约 96.6%, 真空比冲约 3 169 m/s, 长程试车后发动机结构完好。

关键词: 轨控发动机; 高比冲; 陶瓷基复合材料

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 04-0008-05

Development of 1 000 N bipropellant orbit control engine with light weight and high specific impulse

LIU Xiaowei, YAO Mingming, LI Jiaming, CAO Jing, QU Haijun
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The development process of the 1 000 N bipropellant orbit control engine with light weight and high specific impulse is introduced. In order to achieve high specific impulse, some measures (selection of suitable injector, injector pair design and cooling design) is adopted. In addition, the design of bipropellant collection cavity, cooling liquid percentage and characteristic length are optimized based on simulation of engine-working process. The ceramic based composite reinforced by carbon fibers (Cf/SiC) is selected for body of the engine due to its characteristic of low density. The ground hot-fire testing is executed. The engine test shows that calculated and measured values of the chamber exterior wall temperature and combustion efficiency are almost same. The combustion efficiency is 96.6% and vacuum specific impulse is 3 169 m/s. After long hot-fire testing, the structure of this engine was still in good condition.

Keywords: orbit control engine; high specific impulse; ceramic based composite

收稿日期: 2015-01-23; 修回日期: 2015-06-17

作者简介: 刘晓伟 (1978—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机设计

0 引言

为延长空间飞行器寿命和增加有效载荷,对姿轨控发动机真空比冲和结构质量提出了越来越高的要求。随着新材料、新工艺和喷注器技术的不断发展和应用,国内外液体双组元轨控发动机技术性能均在不断提高。欧美等西方发达国家研制的高性能空间发动机逐渐用铈/铈合金、铂合金代替了铈合金,从而为达到更高的比冲提供了保障^[1-3]。最为典型的是美国 Marquardt 公司(现属 Aerojet 公司)研制的 R-4D 系列 445 N 轨控发动机^[4-8]。20 世纪 60 年代为载人登月研制的 R-4D-7 发动机真空比冲仅 2 813 m/s,新研制的 R-4D-16 真空比冲已达到 3 205 m/s,比冲提高了 14%。由于采用新型铈-铈材料燃烧室和喷注器的精细化设计,R-4D-15 445 N 轨控发动机燃烧效率高达 99%。国内高性能发动机技术也取得了较大进展,国内研制的第 1 代 490 N 远地点发动机 1994 年首飞,真空比冲为 2 989 m/s;第 2 代 490 N 远地点发动机 2012 年首飞,真空比冲提高至 3 087 m/s;正在研制的第 3 代 490 N 发动机设计真空比冲为 3 165 m/s^[9-10]。

1 000 N 轨控发动机采用陶瓷基复合材料(Cf/SiC)身部。头部为钛合金材料,与陶瓷基复合材料身部采用独特的陶瓷-金属连接结构。热试车结果表明,1 000 N 发动机燃烧效率不低于 96%,真空比冲约 3 169 m/s,长程试车后发动机结构完好。

1 发动机技术方案

1 000 N 发动机采用 NTO/MMH 推进剂,发动机由电动气阀和推力室组成。推力室质量≤2.5 kg,主要技术参数见表 1。

1.1 喷注器

喷注器是发动机的核心部件,决定了发动机的燃烧效率、热防护效果和燃烧稳定性。常见的喷注器类型包括直流互击式喷注器、层板式喷注器、针栓式喷注器和离心式喷注器,如美国 R-4D 系列 445 N 直流互击式喷注器发动机^[4-8]、航天飞机轨道机动 27 kN 层板喷注器发动机,欧洲

400 N 离心式喷注器发动机。1 000 N 发动机采用设计和工艺均较为成熟的直流互击式喷注器结构。

表 1 1 000 N 发动机主要技术参数

Tab. 1 Primary parameters of 1 000 N engine	
项目	参数值
额定真空推力/N	1 000
额定入口压力/MPa	1.4
额定混合比	1.64
额定室压/MPa	0.75
额定真空比冲/(m.s ⁻¹)	≥3 057
发动机长度/mm	≤634.5
发动机最大外径/mm	≤330.6

为提高燃烧效率,主要采取了 2 项措施:①选取较多的喷注对数,使雾化颗粒更小,混合更加均匀(美国 R-4D 系列 445 N 直流互击式喷注器发动机提高燃烧效率的措施之一就是 将喷注对数由 8 对增加到 16 对,增加后每个喷注单元对应的推力为 27.8 N。1 000 N 发动机选取较多的喷注对数,喷注单元的推力比 445 N 发动机略小,有助于实现更高的燃烧效率);②对喷注对设计参数进行优化设计,使鲁泊数、孔径比等设计参数合理匹配。

喷注面边缘布置倾斜于燃烧室内壁面的燃料冷却孔,从而形成液膜冷却。大量研究表明,在冷却液流量相同的情况下,不同冷却孔角度对冷却效果有重大影响^[11]。1 000 N 发动机选择了 2 种角度的冷却孔,2 种角度冷却孔交替配置,以便兼顾燃烧室入口端和喉部附近的冷却。

喷注器周向边缘布置了声腔,以避免发动机出现高频不稳定燃烧,抑制目标频率为一次切向振型。声腔采用带过盈的 1/4 圆弧进口,为轴向声槽结构。这种声腔的优点是声腔开口面积相对较大,燃烧稳定性裕度高;缺点是身部进口结构相对复杂,头身对接部位温度较高。

喷注器生产过程中进行了氦质谱仪检漏试验和气密试验,检查合格后进行了撞击雾化试验,见图 1。撞击雾化试验表明,喷注器实际参数与设计值基本吻合,雾化颗粒度小,流场分布均匀。

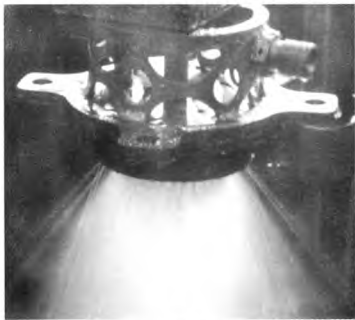


图 1 喷注器撞击雾化照片
Fig. 1 Atomization effect of injector

1.2 发动机身部

高温抗氧化材料一直是制约火箭发动机性能提高的瓶颈。国外先后研发了铌合金材料、铈/铱材料、陶瓷材料（包括 Si₃N₄ 陶瓷材料、Cf/SiC 陶瓷基复合材料和超高温陶瓷基复合材料）和铂铱合金材料等。美国 Aerojet 公司研发的 490 N 发动机和 TRW 公司研发的 454 N 发动机均采用铈/铱材料，欧洲 EADS Astrium 公司研发的 400 N 发动机采用铂铱合金材料，虽然不具备铈/铱材料那样高的抗高温性能，但比铌合金使用温度高出 200 ℃左右，最大优点是不需要任何涂层，具有较好的抗高温性能。EADS Astrium 公司研发的 500 N 发动机采用 Cf/SiC 复合材料身部，该发动机以 NTO/MMH 为推进剂，设计室压为 1 MPa，额定真空比冲 325 s^[9-10]。考虑到铈/铱合金和铂合金密度高且价格昂贵，1 000 N 轨控发动机身部采用 Cf/SiC 陶瓷基复合材料。

陶瓷-金属连接关键技术是陶瓷基复合材料工程化应用的核心。主要难点在于：SiC 基体原子间为共价键结构，而金属材料原子间为离子键结构，这增加了两者进行化学结合的难度；Cf/SiC 复合材料与金属材料热膨胀系数差异较大且浸润性差，难以形成可靠的物理连接，而且高温工作时容易产生较大的热应力。美国 Ultramet 公司研制的复合材料身部与金属头部连接采用了化学气相沉积（CVD）铌技术。欧洲 EADS Astrium 公司研发的 500 N 也采用了该技术实现了 Cf/SiC 复合材料身部与金属头部的连接。俄罗斯 Kompozit 研究所在 Cf/SiC 复合材料与金属连接技术上独辟蹊径，其研制了与 Cf/SiC 复合材料等热

膨胀率的钛合金，然后通过 CVI 工艺在连接环与 Cf/SiC 复合材料制品之间的缝隙内沉积 SiC，从而实现 Cf/SiC 复合材料与金属的紧密结合。1 000 N 发动机采用独特的陶瓷和金属的钎焊连接，并经过了热试车考核。

2 工作过程仿真及优化设计

为提高发动机比冲性能，利用数值仿真方法对喷注对设计参数、冷却液膜量、特征长度等影响燃烧效率的主要参数进行了分析，获得了优化的设计方案，并预估了燃烧效率和温度特性，以便在比冲性能提高的同时仍然具有足够的工作寿命和可靠性。仿真优化设计主要包括：喷注器单孔流量均匀性仿真、冷却设计参数仿真、特征长度对燃烧效率和温度的影响分析等。

2.1 喷注器单孔流量均匀性仿真

对燃料路和氧化剂路均采取等静压设计，对其进行仿真和腔道结构优化设计。优化后燃料路主孔最大相对偏差为-1.9%~+1.6%，冷却孔单孔流量最大相对偏差为-3.0%~+3.0%；氧化剂路单孔流量最大相对偏差为-1.8%~+1.7%。2 种推进剂的单孔流量均匀性均较好。

2.2 冷却液百分比初步选取

对不同冷却液百分比下的气壁温和燃烧效率进行数值法估算，为冷却液百分比选取提供初步的参考。估算结果见表 2。

表 2 估算的燃烧效率和气壁温随冷却液百分比的变化情况

Tab. 2 Variation of estimated combustion efficiency and gas wall temperature with percentage of cooling liquid		
冷却液百分比/%	估算的气壁温/℃	估算的燃烧效率/%
22	1 726.695	96.4
23	1 683.641	96.2
24	1 641.818	96.0
25	1 601.23	95.8
26	1 561.87	95.5
27	1 523.72	95.3
28	1 486.756	95.0
29	1 450.952	94.8
30	1 416.274	94.5

考虑到 Cf/SiC 陶瓷喷管的 SiC 涂层在高温作用下会形成 SiO₂ 保护膜, 若气壁温过高则会影响涂层工作可靠性。兼顾温度和燃烧效率, 初步选取冷却液百分比为 26%。

2.3 特征长度选取

根据选取的冷却液百分比, 开展不同特征长度下的燃烧仿真计算。图 2 和图 3 为特征长度为 600 mm 时燃气团压力分布和燃气团表面温度分布情况。考虑到结构尺寸相同、流量相同的条件下, 燃烧效率与室压成线性比例关系, 本文采用仿真计算的燃烧室压力与设计压力的比值, 表征仿真计算的燃烧效率。经过计算, 特征长度为 550 mm 时, 燃烧效率仿真值约为 95.2%, 对应真空比冲约为 3 123 m/s; 特征长度为 600 mm 时, 燃烧效率仿真值约为 96.2%, 对应真空比冲约为 3 157 m/s。

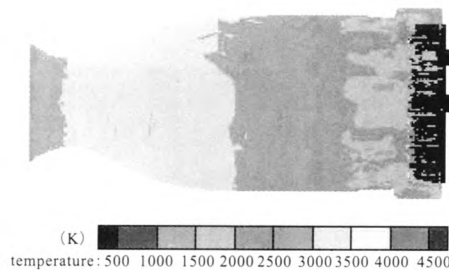


图 2 特征长度为 600 mm 时燃气团温度分布 (最高温度 3 257~3 491 K, 均值为 3 374 K)
Fig. 2 Distribution of hot gas temperature when characteristic length of chamber is 600 mm (the highest temperature is 3 257~3 491 K, and the average temperature is 3374 K)

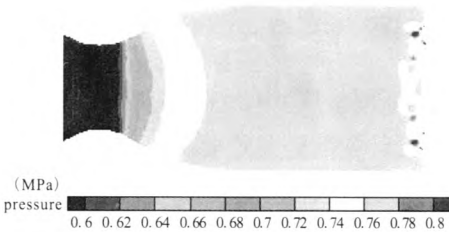


图 3 特征长度为 600 mm 时燃气团压力分布 (燃烧室压力 0.765~0.77 MPa, 均值为 0.767 5 MPa)
Fig. 3 Distribution of hot gas pressure when characteristic length of chamber is 600 mm (chamber pressure is 0.765~0.77 MPa, and average pressure is 0.767 5 MPa)

2.4 传热计算

根据前文选取的冷却液参数和特征长度, 对喷管进行传热计算, 以确认参数选取是否合理。

喷管内壁的传热边界条件按照如下方法给定。喷管内壁从高温燃气得到的热流为:

$$q_{tot}=q_r+q_c=q_r+h(T_{ad}-T_{wg}) \tag{1}$$

式中: q_r 为高温燃气对喷管的辐射热流, q_c 为对流热流, h 为对流传热系数, T_{ad} 为绝热壁温, T_{wg} 为喷管内壁温度。采用 ANSYS 计算时, 令

$$T_{ad}^*=T_{ad}+q_r/h \tag{2}$$

故而

$$q_{tot}=h(T_{ad}^*-T_{wg}) \tag{3}$$

于是在喷管内壁只需要设置一个对流边界即可描述对流与辐射的总热流及其与壁温之间的耦合关系。

2.4.1 稳态计算结果

稳态计算结果见图 4 和图 5。

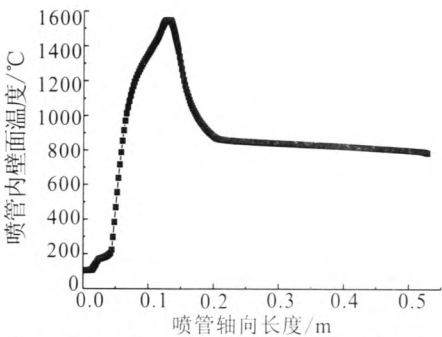


图 4 1 000 N 发动机喷管内壁面温度分布曲线
Fig. 4 Distribution of interior wall temperature of 1 000 N engine nozzle

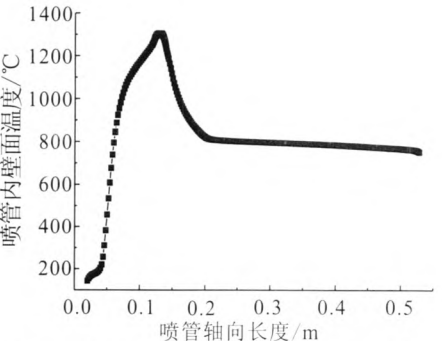


图 5 1 000 N 发动机喷管外壁面温度分布曲线
Fig. 5 Distribution of exterior wall temperature of 1 000 N engine nozzle

由图 4 和图 5 中可以看出, 1 000 N 发动机稳态工作时喷管内外壁最高温度均位于喉部附近, 内壁温最高约为 1 570 ℃, 外壁温最高约为 1 305 ℃, 内外壁温均在 Cf/SiC 陶瓷材料的许用温度范围内。

2.4.2 热返浸计算结果

热返浸计算结果见图 6。

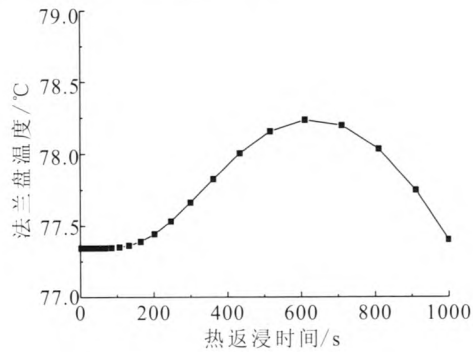


图 6 1 000 N 发动机法兰盘温度分布曲线

Fig. 6 Temperature distribution of flange on 1 000 N engine

由计算结果可以看出, 热返浸过程中法兰盘温度先升高再降低, 最高温度为 78.2 ℃, 能够满足电动气阀可靠工作的温度要求。

2.5 小结

通过仿真计算, 对主孔流量均匀性、冷却液参数和特征长度选取是否合理进行了确认。结果表明: 优化后的集液腔结构设计合理, 燃料路和氧化剂路单孔流量偏差均较小; 选取的冷却液参数和特征长度合理, 对应的燃烧效率仿真值约为 96.2%, 真空比冲约为 3 157 m/s, 陶瓷喷管内壁温最高约为 1 570 ℃, 外壁温最高约为 1 305 ℃, 能够满足发动机可靠性工作和比冲性能要求。

3 热试验证

依据仿真优化后的设计参数, 进行产品加工和试验。发动机累计点火时间 1 354 s, 单次最长工作时间 1 000 s, 工作过程中, 室压流量曲线平稳, 长程试车后发动机结构完好。

试车数据表明:

1) 1 000 N 发动机燃烧效率约为 96.6%, 在预计喷管效率 97%的条件下 (根据以往同类发动

机实际试验结果统计得出), 计算真空比冲约为 3 169 m/s, 满足任务指标要求。

2) 1 000 N/1.64 工况点火时, 喉部外壁面温度为 1 328 ℃, 经过了 1 000 s 长程考核。实测喉部外壁温度与仿真值差异不大。

图 7 为 1 000 N 发动机工作参数曲线, 图 8 为发动机试车照片。

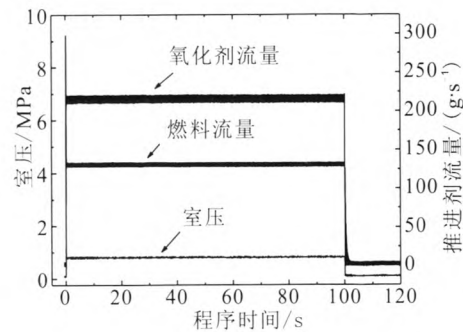


图 7 1 000 N 发动机工作参数曲线

Fig. 7 Operation parameters of 1 000 N engine

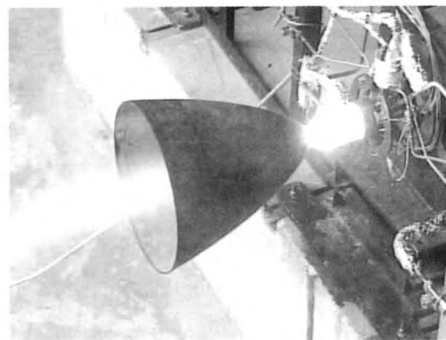


图 8 1 000 N 发动机试车照片

Fig. 8 Picture of 1 000 N engine in testing

4 结束语

发动机研制过程中, 工作过程仿真对于优化选取各个设计参数至关重要。工作过程仿真包括喷注器流量均匀性、燃烧过程及传热等模块。1 000 N 发动机通过对上述模块的仿真, 对头部结构设计、冷却液参数、特征长度等参数进行了优化选取并经过了热试车考核。发动机燃烧室外壁温、燃烧效率的仿真值均与测量值基本相当, 燃烧效率实测值 96.6%, 真空比冲约 3 169 m/s。

(下转第 42 页)

- [4] 刘立凤, 赵亮. 分子在分子筛上扩散行为的分子模拟研究进展[J]. 化工进展, 2011 (07): 21-30.
- [5] 刘中民, 郑禄彬, 陈国权, 等. 与浓度相关的扩散系数 D_t 的求取[J]. 中国科学 B 辑, 1995 (07): 34-39.
- [6] 王文兰, 黄永. 分子扩散测定方法的研究进展[J]. 化学工程师, 2008 (05): 41-43.
- [7] 刘娟芳, 曾丹苓. 扩散系数的分子动力学模拟[J]. 工程热物理学报, 2006 (03): 15-17.
- [8] 宋海华, 尹小勇. 模拟扩散系数的分子动力学方法[J]. 化学物理学报, 2005 (05): 81-85.
- [9] 秦星, 张秉坚. 微孔隙中流体扩散系数分子动力学模拟的并行算法研究[J]. 计算机与应用化学, 2005 (02): 7-12.
- [10] 刘迎春, 王琦, 吕玲红. 微孔中简单流体扩散行为的分子动力学模拟研究[J]. 高等学校化学学报, 2004 (05): 119-122.
- [11] 秦星, 张秉坚. 微孔中简单流体混合物扩散系数的分子动力学模拟与关联[J]. 化学物理学报, 2003 (06): 37-41.

(编辑: 王建喜)

(上接第 12 页)

后续还需进一步开展以下工作:

1) 开展发动机高可靠、长寿命考核, 以满足长工作寿命航天器的需求。

2) 国外典型液体远地点发动机主要特点为燃烧效率高, 其不同形式的喷注器均能接近 100% 的燃烧效率。为满足未来空间飞行器对推进系统的性能要求, 还需从高性能喷注器、抗高温氧化材料等方面继续开展研究。

参考文献:

- [1] 胡昌义, 郑德国. CVD 钎涂层 / 铱基复合喷管研究进展[J]. 宇航材料工艺, 1998, 19(3): 7-10.
- [2] REED B D. High temperature oxidation behavior of iridium-rhenium alloys, AIAA 94-2893[R]. Reston: AIAA, 1994.
- [3] FORTIN A J. Advanced materials for chemical propulsion: oxide-iridium/rhenium combustion chambers, AIAA 94-2894[R]. Reston: AIAA, 1994.
- [4] HENDERSON S, STECHMAN C. Performance results for the advance materials bipropellant rocket (AMBR) engine, AIAA 2010-6883[R]. Reston: AIAA, 2010.
- [5] WU P K, WOLL P, STECHMAN C. Qualification testing of 2nd generation high performance apogee thruster, AIAA 2001-3253[R]. Reston: AIAA, 2001.
- [6] STECHMAN C. Off-limit testing of the model R-4D 110lbf (490 N) bipropellant rocket engine, AIAA 2004-3694[R]. Reston: AIAA, 2004.
- [7] KRISMER D. Qualification testing of a high performance bipropellant rocket engine using MON-3 and hydrazine, AIAA 2003-4775[R]. Reston: AIAA, 2003.
- [8] STECHMAN C. Development and qualification of a 90 newton (200Lbf) bipropellant rocket engine, AIAA 90-2055[R]. Reston: AIAA, 1990.
- [9] 周红玲, 姜文龙, 刘昌国. 国内外卫星用液体远地点发动机发展综述[J]. 火箭推进, 2011, 37(5): 1-8.
- ZHOU Hongling, JIANG Wenlong, LIU Changguo. Development of liquid apogee engine for satellite at home and abroad[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2011, 37(5): 1-8.
- [10] 杨成虎, 林庆国, 刘昌国. 高性能液体远地点发动机技术发展[J]. 火箭推进, 2013, 39(4): 1-7.
- YANG Chenghu, LIN Qingguo, LIU Changguo. Technology development of high performance liquid apogee engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(4): 1-7.
- [11] 林庆国, 杨成虎, 刘焱. 射流角度和壁面曲率对撞壁液膜的影响[J]. 国防科技大学学报, 2013, 35(2): 17-21.

(编辑: 陈红霞)