

变轨发动机组辐射传热地面模拟试验^{*}

程惠尔¹, 牛 禄¹, 徐建新¹, 浦保荣¹, 韩宏印², 张中光²

(1. 上海交通大学 动力与能源工程学院, 上海 200030; 2. 上海动力机械研究所, 上海 200233)

摘 要: 采用电加热器和水冷真空舱近似模拟发动机内外的高温燃气和低温真空环境, 以敷辐射涂层的不锈钢代替铌合金, 在地面进行了飞船变轨发动机组缩比试验件的高温辐射模拟试验。结果表明: 在喉部温度为 900 ℃, 喷口温度为 250 ℃ 的试验工况下, 四机并联工作引起的最大周向温差在喉部和喷口分别约为 21 ℃ 和 150 ℃, 两机工况时周向温度不均匀性不及四机严重, 喉部温差基本可忽略。

关键词: 轨道机动发动机; 并联火箭发动机; 辐射传热; 推力燃烧室; 地面模拟试验

中图分类号: V434, TK124

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2001) 03-0207-04

Ground simulation test on radiation heat transfer of orbit maneuvering engine group

CHENG Hui-er¹, NIU Lu¹, XU Jian-xin¹, PU Bao-rong¹, HAN Hong-yin², ZHANG Zhong-guang²

(1. School of Power and Energy Engineering, Shanghai Jiaotong Univ., Shanghai 200030, China;

2. Shanghai Inst. of Power Machinery, Shanghai 200233, China)

Abstract: Electric heaters and vacuum cabin were used to simulate the hot combustion gas and the cryogenic vacuum environment. Stainless steel coated with radiation coat replaces niobium alloy. The simulation test of high temperature radiation of the orbit maneuvering engine group was performed on the ground. The result proved that on the condition of throat temperature being 900 ℃ and exit temperature being 250 ℃, the circular temperature change caused by parallel connection arrangement of the four engines is about 21 ℃ at throat and 150 ℃ at the exit of the nozzle. The circular temperature nonuniformity of two working engines is less than that of four working engines, so the temperature change at throat can be omitted.

Key words: Orbit maneuvering engine; Rocket engine cluster; Thrust chamber; Radiative heat transfer; Ground simulation test

1 引 言

2 500 N 变轨发动机组为四台并联安装形式, 分两机和四机工作两种模式, 因发动机高温室壁外向辐射热交换的缘故, 必然会使其壁面温度产生周向畸变, 导致局部温度升高, 有可能危及正常工作。两机和四机工作时, 辐射冷却推力室相互间的辐射热交换对其壁温, 尤其是对喉部高温区会造成影响。为此, 本文在四并联推力室和喷管外向辐射传热数值模拟^[1,2]的基础上, 对多机工作发动机间的辐射传热现象进行了试验研究。

2 地面模拟试验的设计

试验装置由夹套式两层结构的水冷真空舱(容器加真空泵)、水泵、电加热器、试验喷管及数据采集系统 HP3054 组成。

2.1 模拟试验用发动机

采用 4 台电加热喷管缩比件。缩比件及其布置形式在几何上与实际发动机保持相似, 线性尺度上为实物的 55% 倍, 外倾角 6°44'。利用电加热模拟高温燃气加热, 获得推力室的高温壁面。实际发动机热流密度 q 的变化幅度极大, 若要在试验条件下真实再

* 收稿日期: 2000-06-26; 修订日期: 2000-09-01。

作者简介: 程惠尔 (1940—), 男, 教授, 研究领域为推进技术中的传热传质研究。

现实际工况,理论上需布置无穷多个功率独立可调的电加热器,这是无法实现的。试验中沿试验喷管轴向共设置了3个电加热器(见图1),得到的热流密度分布与采用Bartz公式理论计算分布的比较见图2。模型喷管是用1Cr18Ni9Ti不锈钢制成的,实际喷管材料是钎合金,为使两者辐射特性一致,模型喷管外侧涂以专门配制的涂层。在模型喷管4个轴向位置上共布置了38对热偶(见图1和图3),用来测定4台高温推力室外壁相互辐射引起的温度效应。

由文献[3]可知,只要保持缩比件和实物几何相似,壁面热流密度 q 和表面黑度 ε 相等,两者的壁温分布将保持一致,就是说模型喷管的壁温可以反映实际发动机的壁温。

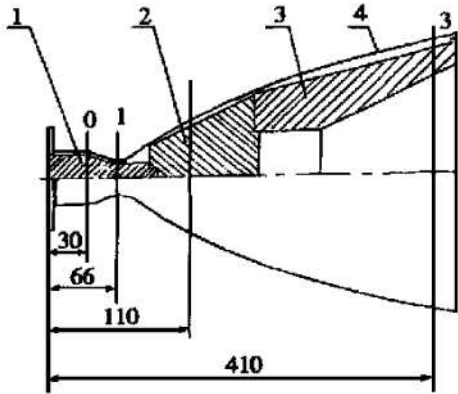


Fig. 1 Electric heating scheme of the test nozzle and axial numbering of the thermocouples on the outer wall of nozzle

1) No. 1 heater 2) No. 2 heater
3) No. 3 heater 4) Nozzle

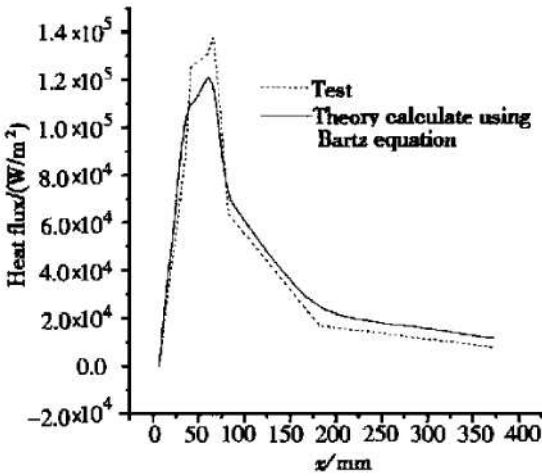


Fig. 2 Comparison between heat fluxes of electric heating and theory computing

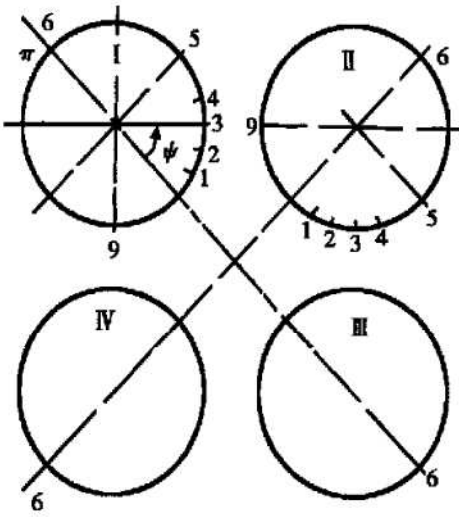


Fig. 3 Circular numbering of the thermocouples on the outer wall of the nozzle

2.2 低温真空环境模拟

用 $p = 100 \text{ Pa}$, 常温水冷真空舱近似模拟 $h = 200 \text{ km}$ 高空低温环境。在此空间, 空气绝压 $p_a \ll 0.01 \text{ Pa}$ ^[4], 喷管间只有辐射热交换, 导热和对流可完全忽略不计。要在地面真空舱形成纯辐射换热环境, 就必须抑制空气自然对流和空气分子传导。由文献[5]可知, 只要格拉晓夫数 $Gr < 2\,000$, 自然对流大体就可忽略, 据此要求绝对压力 $p < 151 \text{ Pa}$ 。由于空气热导比自然对流项 α 起码要小一个数量级, 若自然对流可以不计, 空气导热影响就更可不计。因此 $p = 100 \text{ Pa}$ 的真空舱可以形成只有热辐射的空间环境。

下面分析真空舱壁温影响。以最绝对情况为例, 假定空间发动机面向的是 0 K 环境, 而模型发动机向 27°C 左右真空舱常温壁面散热, 根据辐射四次方定律, 对于温度高达 $1\,000^\circ\text{C}$ 以上的喉部, 真空舱内壁的环境辐射与喉部辐射之比仅为 $(300/1273)^4 = 3.1 \times 10^{-3}$, 对于温度较低(取 250°C)的喷口, 这一比值也只有 0.1 左右。因此, 相对辐射冷却推力室的高温辐射, 在大多数情况下, 常温环境辐射对它的影响是非常小的。

3 试验结果

选定I号为测量喷管(见图3)。根据体系的几何和热特点可知, 其它三个喷管的壁温分布与I号喷管完全相同。通过改变电加热器的输入电压(见表1), 使模型喷管的壁温逐渐升高, 直至逼近实际发动机的工作温度。整个试验过程应保证真空舱的低压水平和常温冷却水在真空舱夹套中的流动状态。

3.1 四机并联工况

Table 1 Distribution of the power of the heaters and heating time

No.	Four/ two working engines			Heating time/min
	Heater power/W			
	No. 1	No. 2	No. 3	
1	300/ 800	800/ 1 200	1 200/ 1 200	30/ 20
1	500/ 1 000	1 200/ 1 200	1 200/ 1 200	15/ 20
3	800/ 1 200	1 200/ 1 200	1 200/ 1 200	15/ 12
4	1 000/ 1 440	1 200/ 1 520	1 200/ 1 520	15/ 15
5	1 200/ 1 680	1 200/ 1 520	1 200/ 1 520	15/ 30

喷管喉部温度沿周向的分布情况如图 4 所示, 四机并联后, 最高温度大致出现在方向角 $\Psi=45^\circ$ 的位置(取对角喷管联线为 0°), 最低温度在 $\Psi=180^\circ$ 处。喉部截面最大温差为 $21\text{ }^\circ\text{C}$ 。在 $\pm 60^\circ$ 的范围内, 温度变化不大。图 5 是喉部最大周向温差与该位置 $\Psi=\pi$ 处温度的关系曲线, 它反映加热过程中喉部最大温

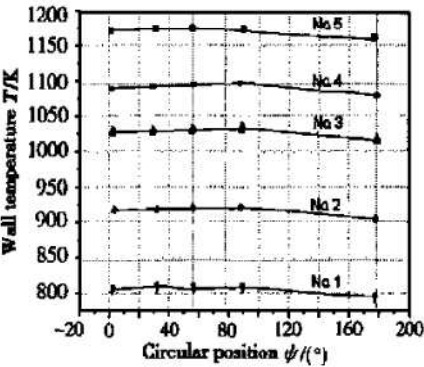


Fig. 4 Circular temperature distribution at throat of four working engines heated by different power

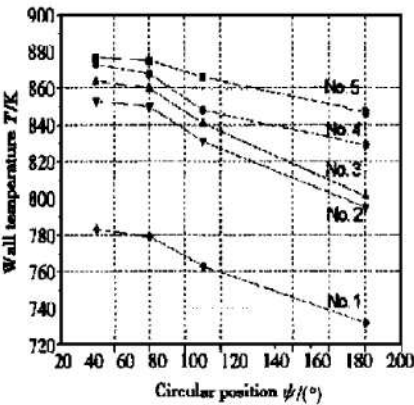


Fig. 6 Circular temperature distribution at the beginning of the extended part of four working engines heated by different power

差的变化, 可用来近似预报当喉部温度达到更高水平时, 该位置预计可能有的最大温差。

喷管延伸段始端 $\varepsilon\approx 9$ 的温度周向分布如图 6 所示, 在对角线处($\Psi=0$) 温度最高。截面最大温差达到 $40\text{ }^\circ\text{C}$ 左右, 是喉部截面温差的二倍。喷口温度周向分布如图 7 所示, 其周向温度变化很大, 最高温度 $440\text{ }^\circ\text{C}$, 最低温度只有 $342\text{ }^\circ\text{C}$, 温差 ΔT 达 $100\text{ }^\circ\text{C}$, 这是因为在喷口位置相邻喷管靠得很近, 辐射换热引起的温度效应非常明显。

3.2 两机并联工况

两机并联试验时, 试验台上仍装有 4 台发动机, 但只对处于对角线上的 2 台喷管加热, 用以模拟两机并联工作。两机并联时周向温度分布如图 8~ 10 所示。由图 8 可见, 此时喉部周向温度变化很小, 只有 $13\text{ }^\circ\text{C}$ 。

文献[2] 对四对角辐射冷却喷管的温度特点作了专门分析, 理论结果与试验数据颇为接近。

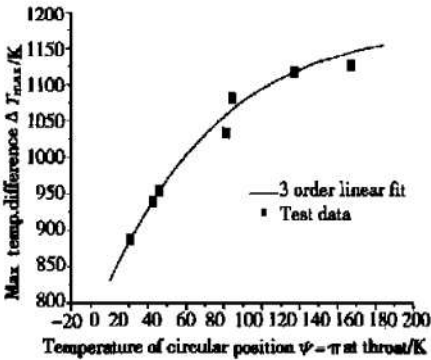


Fig. 5 Max. circular temperature difference at throat vs. temperature at $\psi=\pi$ of four working engines heated by different power

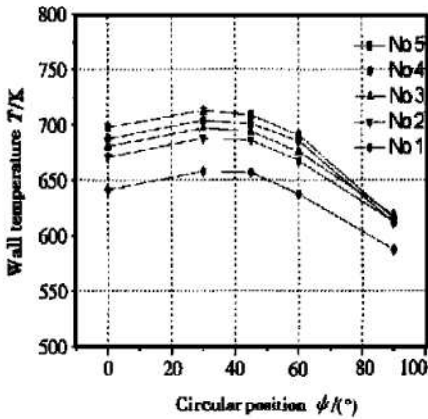


Fig. 7 Circular temperature distribution at the exit of four working engines heated by different power

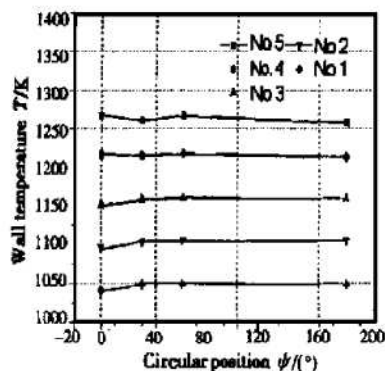


Fig. 8 Circular temperature distribution at the throat of two working engines heated by different power

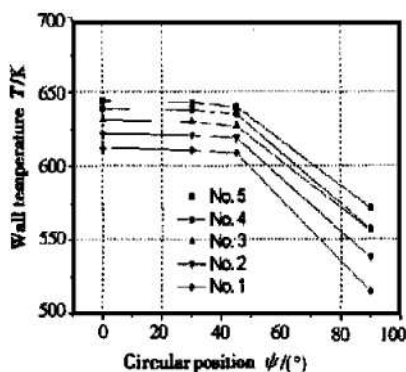


Fig. 10 Circular temperature distribution at the exit of two working engines heated by different power

4 误差分析

误差有两种,即温度测量误差及周向壁温温差的误差。

4.1 测温误差

测温误差由三部分组成:热电偶的允许误差,热电偶材质不均匀性引起的误差以及二次仪表(数据采集系统)的误差。计算表明,对铂-铂铑热电偶,测温误差最大为 $\pm 0.43\% t$;对镍铬-镍硅热电偶,测温误差最大为 $0.95\% t$ 。

4.2 周向温差 ΔT 的误差

周向温差等于某一截面上某一周向位置的温度减去该截面上的最低温度。根据误差的运算性质,周向温差的误差应为两个温度测量误差绝对值之和或测量误差的 2 倍,这样,对铂-铂铑,它为 $\pm 0.43\% \times 2t = \pm 0.86\% t$,对镍铬-镍硅,为 $\pm 0.95\% \times 2t = \pm 1.9\% t$ 。

除了测温误差引起周向温差的误差之外,加热器与喷管间不可避免的偏心安装也会导致周向温差 ΔT 产生误差。分析得到偏心布置产生的周向温差

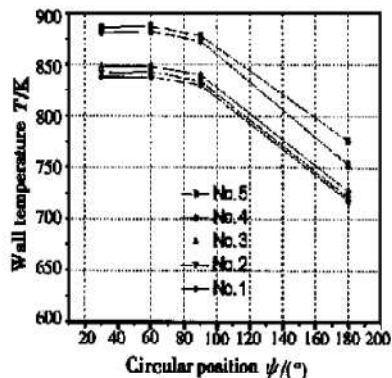


Fig. 9 Circular temperature distribution at beginning of the extended part of two working engines heated by different power

约为 $0.88\% t$ 。

由上述分析可知,由于各种因素造成的 ΔT 的误差,在喉部为 $(0.88\% + 0.86\%) t = 1.74\% t$,均方误差为 $1.04\% t$ 。在喷口,由于使用镍铬-镍硅热电偶,其值还将增大若干。

5 结 论

(1)用地面真空舱试验装置模拟高空多机并联发动机工作热状态的方案,无论在理论上还是在实际上都是可行可信的。

(2)模拟试验数据表明,在喉部温度达 $950\text{ }^{\circ}\text{C}$ 水平下,两机并联时,由于发动机之间的相互热作用,喷管喉部最大周向温差为 $13 \pm 10\text{ }^{\circ}\text{C}$,四机并联时为 $21 \pm 9\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。通过对试验的误差分析,试验数据是可信的。根据试验结果外推,当喉部温度达到 $1300\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,两机工况的最大周向温差在 $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右,四机并联时为 $30\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右,不会影响发动机正常工作。

参考文献:

- [1] 程惠尔,洪金,卢万成.四对角喷管外向辐射角系数的数值模拟[J].推进技术,1999,20(2).
- [2] 牛禄,程惠尔,臧家亮,等.四并联推力室外向辐射传热对壁温分布的影响[J].推进技术,2000,21(6).
- [3] 程惠尔,牛禄.用模型喷管模拟研究发动机组外向辐射传热[J].推进技术,2001,22(2).
- [4] 曾颖超.航天器飞行力学[M].西安:西北工业大学出版社,1993.
- [5] 卡里卡 B V,等.工程传热学[M].刘吉萱主译.北京:人民教育出版社,1981.

(编辑:王居信)