

文章编号: 1000-8055(2006)05-0943-06

太阳能火箭发动机吸热/推力室 流场及性能计算

张纯良^{1,2}, 王 平¹

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083;

2. 空军第一航空学院, 河南信阳 464000)

摘 要: 首先对某大型太阳能火箭发动机(Solar Thermal Propulsion: STP)的实验情况,进行了结构分析和基本实验条件估算。然后利用 FLUENT 计算软件,采用等壁温模型,对其吸热/推力室的内部流动、传热情况,以及 STP 的性能特征等进行了计算,计算结果与实验数据一致,这对 STP 的设计有重要的指导意义。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 太阳能火箭发动机; 吸热/推力室; 数值计算; 传热

中图分类号: V439

文献标识码: A

Flow and performance calculation of absorber/ thruster of solar thermal propulsion

ZHANG Chun-liang^{1,2}, WANG Ping¹

(1. School of Space Technology,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. The First Aeronautics Institute of PLA Air Force, Xinyang 464000, China)

Abstract: Based on experimental data about large STP (Solar Thermal Propulsion), structural analysis and experimental condition estimation were made. By means of equal wall-temperature model and FLUENT software, inner-flow, heat-transfer and performance characteristics were calculated. Calculation results are in good agreement with experimental data. It has important meaning for design STP.

Key words: aerospace propulsion system; Solar Thermal Propulsion (STP); absorber/ thruster; numerical calculation; heat transfer

太阳能火箭发动机(Solar Thermal Propulsion: STP)是以太阳能为能量来源,具有比冲高、推进剂消耗量小、无污染、经济性好、推力调节范围大等优点,所以 STP 较化学推进和电推进在完成空间飞

行任务中,具有独到的性能优点,作为未来空间飞行器的动力,STP 具有巨大的发展潜力^[1,2]。

在各种太阳能火箭发动机推进方案中,“单元”、“无窗”、“间接加热”式 STP 方案更具有结构最简单,技术难点最少,最易于工程实现的优点,是目

收稿日期: 2005-09-06; 修订日期: 2006-03-06

基金项目: 国家自然科学基金(50476006), 中国博士后科学基金(2003034101)。

作者简介: 张纯良(1967-),男,安徽涡阳人,北京航空航天大学宇航学院博士后,副教授,主要从事太阳能热推进技术和液体火箭推进系统故障检测与诊断技术研究。

前条件下,唯一易于实现的 STP 工作模式,也是国外研究的主要方向^[3]。其中,推进剂在吸热/推力室的流动与传热特性是 STP 研究开发的技术关键。

本文利用 Fluent 软件对“单组元”、“无窗”、“间接加热”吸热/推力室内部传热特性、全系统性能特点等情况采用等壁温模型进行了数值仿真,这可为我国进行此种发动机的实验研究提供必要的基础。

1 物理模型及实验背景

目前国内尚无 STP 实验研究的报道,为了验证计算的准确度,只能依靠国外公开发表的资料为依托进行计算。文献[4]介绍的 STP 发动机代号为 STPTS,有完整的性能参数,代表了当前国际 STP 研究的最高水平,可惜没有结构尺寸参数,所以只能作为性能比对参考,不能进行基本的数值计算。所幸的是文献[5]介绍的“大型 STP”中有完整的结构尺寸和部分实验测量数据,是 STP 中资料较为详实的一种。因此本文计算就以此“大型 STP”为物理模型进行,其结构如图 1 所示。

它的工作过程是被高倍聚光的太阳光通过右侧的空腔进入吸热/推力室,转化为热能通过内壁面传给推进剂(H₂),推进剂经喷管喷出产生推力。

STP 是空间飞行器姿控/轨控发动机,为了试验和空间使用环境一致,文献[5]的 STP 实验在高度真空腔中进行的。结合其它文献[6]对文献[5]进行分析和初步计算认为,此 STP 的实验条件为推进剂入口压力在 0.1~1 MPa,温度在 70~500 K,所以,就把 STP 的工作分为三种状态:正常、再生冷却和小推力状态,每种工作状态试验的基本条件如表 1 所示。

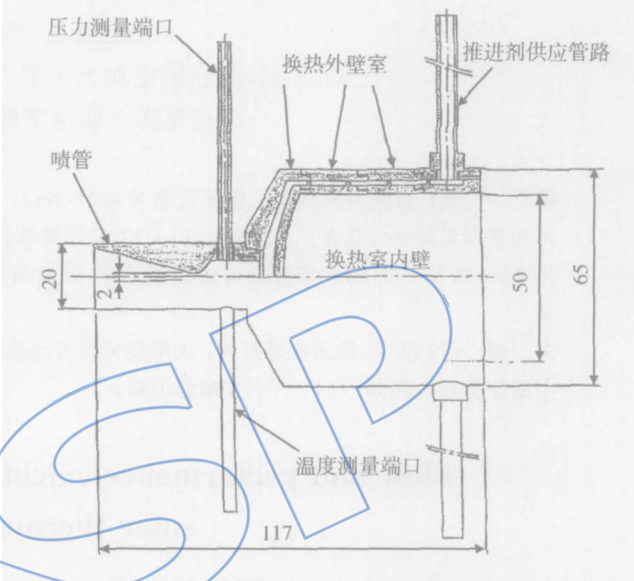


图 1 “大型 STP”吸热/推力室的结构^[5]

Fig. 1 Large STP absorber/thruster in ref. 5

表 1 大型 STP 试验的初始条件

Table 1 Experiment condition of large STP

推进剂	材料	入口温度/ K		入口压力/ MPa		入口流速/ (m/ s)	聚光量/ W
		正常和小推力状态	再生冷却状态	正常和再生冷却状态	小推力状态		
H ₂	单晶钼	70.0	500.0	1.0	0.1	15.0	40 320

2 计算方法

2.1 数学模型

物理模型为一圆筒形吸热/推力室,明显的轴对称结构,因此计算可以采用轴对称方程完成,如下所示:

(1) 质量方程

本发动机的几何外形是轴对称的,二维轴对称问题的连续性方程为:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u_x) + \frac{\partial}{\partial r}(\rho u_r) + \frac{\rho u_r}{r} = S_m$$

其中 S_m 是源项, x 是轴向坐标, r 是径向坐标。

(2) 动量守恒方程

对于二维轴对称几何外形,轴向和径向的动量守恒方程分别为:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_x) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x}(r \rho u_x u_x) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho u_x u_r) = \\ - \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x} \left[r \mu \left(2 \frac{\partial u_x}{\partial x} - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \mathbf{v}) \right) \right] + \\ \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[r \mu \left(\frac{\partial u_x}{\partial r} + \frac{\partial u_r}{\partial x} \right) \right] + F_x \end{aligned}$$

以及

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_r) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x}(r \rho u_x u_r) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho u_r u_r) = \\ - \frac{\partial p}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x} \left[r \mu \left(\frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_r}{\partial r} \right) \right] + \\ \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[r \mu \left(2 \frac{\partial u_r}{\partial x} - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \mathbf{v}) \right) \right] - \end{aligned}$$

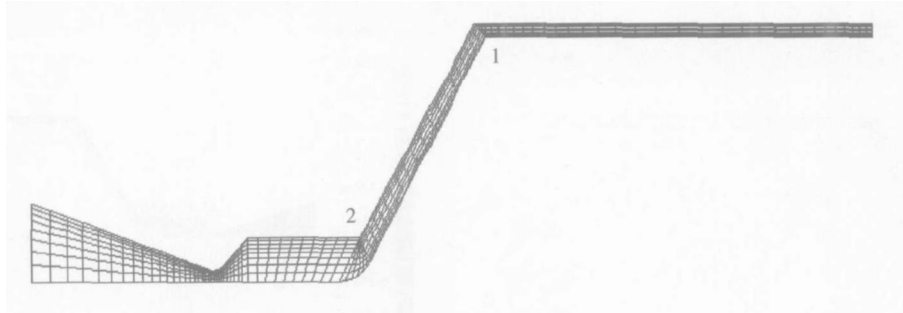


图 2 网格总体结构

Fig. 2 The grid total framework

$$2\mu \frac{u_r}{r^2} + \frac{2}{3} \frac{\mu}{r} (\nabla \cdot \mathbf{v}) + \rho \frac{u_r^2}{r} + F_r$$

其中

$$\nabla \cdot \mathbf{v} = \frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_r}{\partial r} + \frac{v_r}{r}$$

p 是静压, F_x , F_r 是外力。

(3) 能量方程

FLUENT 所解的能量方程的形式为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (\mathbf{v}(\rho E + p)) = \nabla \cdot \left(k_{\text{eff}} \nabla T - \sum h_j \mathbf{J}_j + \left(\overline{T_{\text{eff}}} \cdot \mathbf{v} \right) \right) + S_h$$

其中 K_{eff} 是等效热传导率, $\mathbf{J}_j$ 是 j 组分的扩散通量, S_h 是源项。

(4) $k-\varepsilon$ 模型

$$\mu = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}$$

其中 k 是湍动能, ε 是湍流耗散率, μ 是湍流粘性系数, C_μ 是常数。

FLUENT 计算程序是专业的流体计算软件, 具有系统、灵活、通用、适用的特点。本计算采用 GAMBIT 软件生成计算所需要的网格, 然后导入 FLUENT 进行计算。由于本计算的是包含热传导的可压流动, 并且是旺盛的湍流, 所以, 对于所有的流动, FLUENT 软件除了解质量和动量守恒方程外, 还需要解包括热传导可压流动的的能量守恒方程及对于湍流的附加湍流输运方程。

2.2 网格划分

吸热/推力室的整个流动通道, 有相对简单的几何外形, 流动状况和几何外形也很一致, 所以可以使用大比率的四边形单元。这种网格会比三角形网格减少很多单元, 可以用较少的单元得到更好的解并有效地减少数值耗散。但在拐角处(图中的 1、2 点处), 流场具有明显的三角形外形, 所以用三角形网格比较合适。整个流场网格划分如图 2 所示。

2.3 边界条件

本次计算各壁面的运动边界条件均设定为非滑移边界条件。热边界条件则对内壁作了恒定壁温的假设, 这是因为 (1) STP 推力室比较小且是金属材料, 容易达到温度一致的状况; (2) 内壁面热量来源为收集的太阳光, 而光具有高温向低温辐射以达到相等的特性。所以根据实验结果, 设定内壁温度恒为 2 300 K。由于在吸热/推力室在高度真空中、没有传导和对流换热情况, 且外壁温度很低, 向外散热量必定很小, 所以外壁假设为绝热壁面。

3 计算结果

3.1 流场压力及速度分布

利用 Fluent 进行计算, 正常工作状况下流场的速度分布如图 3 所示, 速度用马赫数来表示。压力分布如图 4~6 所示。另外两种工况下压力分布与此相似。

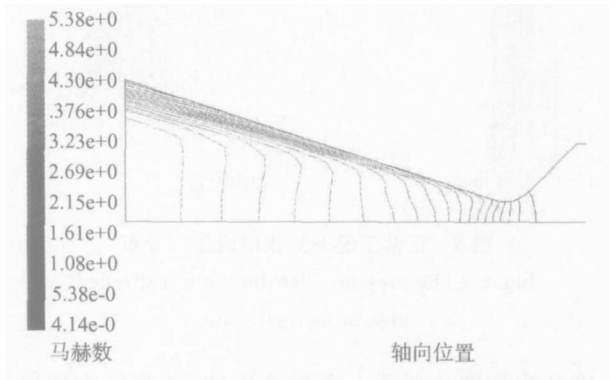


图 3 正常工况下等马赫数线

Fig. 3 The equal Mach number on normal state

由于文献[5]中没有压力测量的具体实验数据, 无法进行比对, 所以对此不具体的分析。但利用压力参数计算得出的性能参数和文献完全符合, 这也间接证明了压力参数计算的正确性。

3.2 流场温度分析

经过计算, 正常工况的入口条件下得到的温

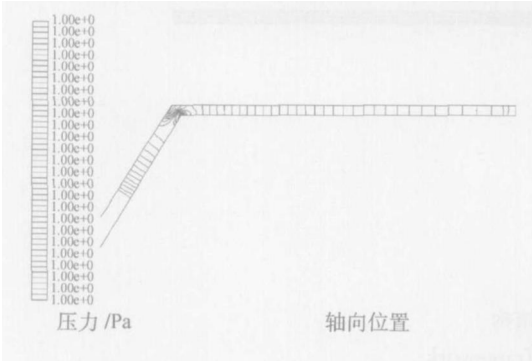


图 4 正常工况下吸热换热区压力分布
Fig. 4 The pressure distributing in heating area on normal state

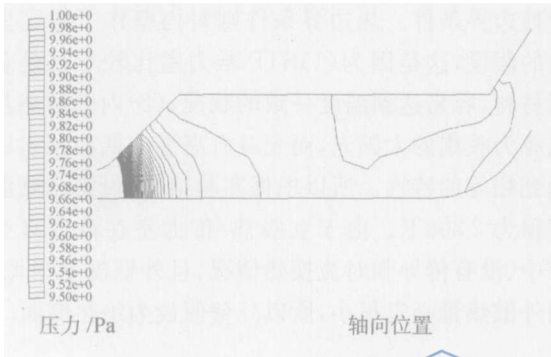


图 5 正常工况下收敛段的压力分布
Fig. 5 The pressure distributing in convergent area on normal state

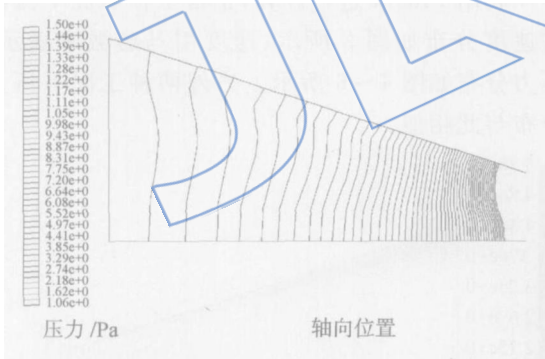


图 6 正常工况下扩张段的压力分布
Fig. 6 The pressure distributing in expanded area on normal state

度分布如图 7 所示。意料之中的,在喷管收敛段轴线的起始点得到了最高温度。该温度达到了与内壁面相同的 2 300 K,而紧临外壁的流体区域其温度则只达到了 850~962 K。

现分析流场不同区域的流动换热状态,如图 8(a),(b),(c),(d),(e) 所示。在吸收/换热室的入口段,底层贴近真空腔内壁的流体开始被加热,而大部分的流体则保持初始温度,如图 8(a);在吸收/换热室中部,流体由于一直单面受热其温度

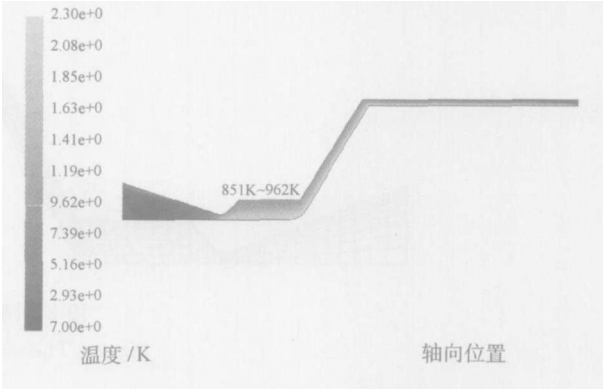


图 7 正常状态下流场温度分布
Fig. 7 The temperature distributing in flow area on normal state

呈明显的径向递减分布,如图 8(b);该分布一直保持到喷管的收缩段前端,即在整个高压室内仍保持明显清晰的递减分布,如图 8(c);在喷管的压缩段不同温度的流体层伴随着压缩的过程开始混合,剧烈的混合从喷管的喉部一直到扩张段初始部分,如图 8(d);在扩张加速直到喷管出口的整个过程中,混合过程不停的在进行,流体的温度在出口附近沿轴向递减,横截面上的温度分布逐渐平均,如图 8(e)。

采用再生冷却技术工作状态下流动换热过程与正常状态相似,但温度不同。如在整个收敛段紧贴外壁的区域里,推进剂气体的温度可达到 1 400 K 以上,而正常工作状态下的温度在 1 000 K 以上,这意味着采用再生冷却技术后收敛段的平均温度比正常工作状态下平均温度高 400 K 左右。

在正常状态及采用再生冷却技术状态下,吸热/推力室入口段的推进剂气体底层受热部分温度开始升高,随着流动,高温气体的范围逐步扩大。然而,此时流量在 10^{-3} kg/s 量级上,传入的热量不足以将全部流体加热到较高的温度,紧贴外壁区域的部分流体低于 2 000 K。在高压室的横截面上,流体的平均温度达不到 2 000 K。

在小推力工作状态下,小的入口压力意味着小的流量(流量为 0.000 118 Kg/s),这样,受热气体的范围便会扩大。此时,太阳能火箭发动机已经处在了一个理想的工作状态,吸热/推力室收敛段横截面上的平均温度可达到 2 000 K 以上。此时虽然吸热/推力室内温度仍呈径向递减分布,但进入收敛段后递减温差已很小。进入喉部时,流体充分混合,从喉部直到扩张段结束,横截面的温度均一并呈轴向递减的趋势。

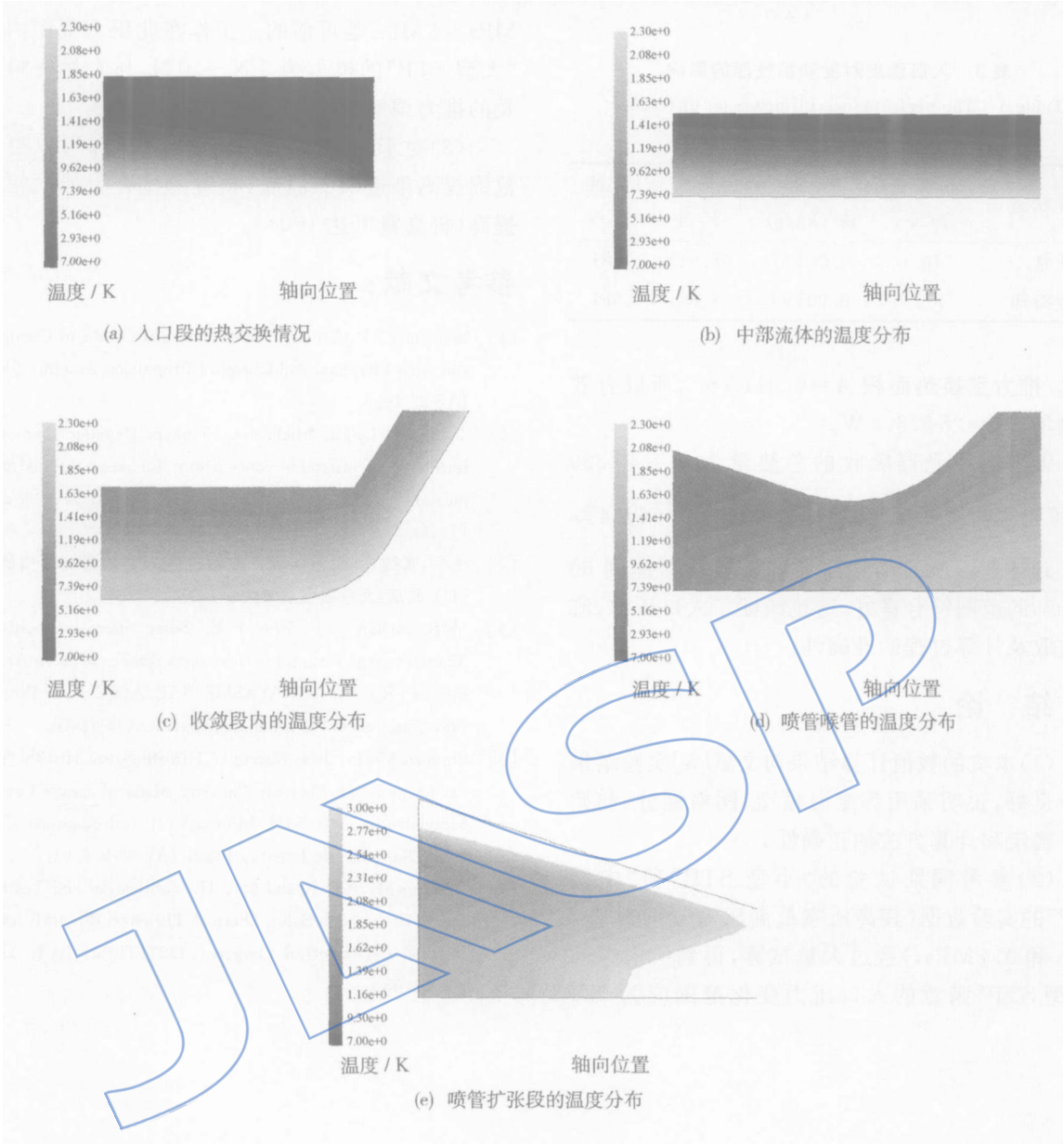


图 8 正常工况下流场各部分的温度分布

Fig. 8 The temperature distributing on normal state

3.3 发动机性能分析

推进剂入口静温 70 K 时,入口压力变化对发动机性能的影响如表 2 所示,入口静压 1 MPa 时入口温度对发动机性能的影响如表 3 所示。

表 2 入口压力对发动机性能的影响
Table 2 The performance influence on difference
entrance pressure

工作状态	入口静压 P/ MPa	流量 $\dot{m}$ (kg/ s)	推力 F/ N	比冲 I_s / s
正常	1	0.001 569	8.94	581
小推力	0.1	0.000 118	0.87	752

在入口压力变化范围内,模型所选尺寸的大型 STP 的推力变化范围与大量文献报道的数据符合,并且这正是理想的太阳能火箭发动机的推力调节范围(1 N~10 N)。

在正常状态及采用再生冷却(高入口压力)下,推力大小相近,然而采用再生冷却,由于高压室横截面上的平均温度大大提高,比冲增加到了 681 s,比原来整整高出 100 s,可见再生冷却导致入口温度增加对发动机性能的改善是明显的。

3.4 全系统热效率

利用 FLUENT 对换热表面进行积分可得到正常工作状态下平均热流密度 $\bar{q} = 2\,018\,777\text{ W/m}^2$,

表 3 入口温度对发动机性能的影响
Table 3 The performance influence on difference
entrance temperature

工作状态	入口静温 T/K	流量 $\dot{m}/(\text{kg/s})$	推力 F/N	比冲 I_s/s
正常	70	0.00157	8.94	581
再生冷却	500	0.00133	8.88	681

吸热/ 推力室换热面积 $A = 0.0119\text{ m}^2$,所以有效
换热量 $\Phi_{\text{eff}} = 25\,976.4\text{ W}$ 。
太阳能聚光器吸收的总热量为 $\Phi = 40\,320$
W ,可得推力器的系统换热效率 : $\eta = \frac{\Phi_{\text{eff}}}{\Phi} = 64.4\%$
此计算模型的换热效率与各种资料提到 60
- 70 % 的范围符合良好 ,这也印证了入口压力 ,流
速选取及计算过程的准确性。

4 结 论

(1) 本文的数值计算结果与文献[5]实验结果
符合良好 ,说明采用等壁温模型、网格划分、初始
条件确定和计算方法的正确性。
(2) 参考同期试验的“小型 STP”和“中型
STP”的实验数据(其高压室最高压力分别为 0.2
MPa 和 0.4 MPa ,) 经过大量试算 ,得到所模拟的
“大型 STP”满意的入口压力变化范围应为 0.1

MPa~1 MPa 是可信的。工作在此压力范围内的
“大型 STP”的推力为 1 N~10 N ,与大量资料提
及的推力调解范围完全吻合。
(3) 对于 STP 来说 ,采用再生冷却可以更大
范围提高推进剂的温度 ,相应的比冲也能大幅度
提高(提高量可达 100 s)。

参考文献 :

[1] Schleinitz J P, Lo R E. Solar-Thermal OTVS in Compari-
son with Electrical and Chemical Propulsion Systems,[R].
IAF-87-1999.
[2] Larry M, Leigh, Michael L. Tinker, Dynamic character-
ization of an inflatable concentrator for solar thermal pro-
pulsion[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2003, 40
(1):24-29.
[3] 王平,张纯良. 太阳能火箭发动机推力器内流场模拟研究
[D]. 北京:北京航空航天大学,2004.
[4] McClanahan J A, Frye P E. Solar thermal Propulsion
Transfer stage Design for Near-term Science Mission Appli-
cations [R]. 30th AIAA/ ASME/ SAE/ ASEE Joint Propul-
sion Conference,1994/ Indianapolis,IN,A94-31470.
[5] Shimizu Morio, Itoh Katsuya, Hitoshi Sato, Hitoshi Nai-
to. Large Solar Thermal Thruster Made of Single Crystal
Molybdenum [R]. 51ST International Astronautical Con-
gress,2000/ Rio de Janeiro, Brazil. IAF-00-S. 6. 01.
[6] Shimizu M, Itoh K and Sato H. Fabrication and Tests of
Single Crystal Mo Solar Thermal Thruster[R].48th Inter-
national Astronautical Congress,1997/ Turin, Italy. IAF-
97-5. 6. 03.