

文章编号: 1000-8055(2010)05-1156-07

推进剂通道结构对太阳热发动机影响 数值研究

杨 杰, 杨立军

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 运用数值模拟方法, 通过改变推力室螺旋通道结构参数, 对太阳热发动机(STP)进行了详细的研究, 深入分析了 STP 的推力、比冲、质量流量变化情况, 得出了一般情况下螺旋通道的长度、宽度参数范围, 同时比较了单、双通道的优缺点, 所得的结论对 STP 推力室/热吸收室推进剂加热通道结构设计具有指导意义。

关 键 词: 太阳热发动机; 推力室; 对流换热; 推力; 比冲

中图分类号: V434⁺.24

文献标识码: A

Effects of propellant heat groove configuration on solar thermal propulsion performance

YANG Jie, YANG Li-jun

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A detailed study of solar thermal propulsion (STP) performance was made using numerical simulation method by changing spiral groove parameter in this paper. The optimum design parameter was gotten according to analysis on STP's thrust, specific impulse and mass flow rate. Advantage and disadvantage of performances were also compared between single and double spiral groove STP. The conclusion provides a guidance to design of STP thrust chamber spiral groove.

Key words: solar thermal propulsion (STP); thruster room; convection heat transfer; thrust; specific impulse

太阳热发动机(solar thermal propulsion, STP)以太阳光为能量来源, 具有比冲高、推力调节范围大、推进剂消耗量小等优点^[1]。STP 推力室一般设计成圆面或矩形面螺旋通道结构, 围绕在导热层外侧, 当螺旋通道本身长度(又称流程)及其宽度变化时, 推力室向工质传热也发生改变, 从而影响 STP 性能表现。

1990 - 2004 年是 STP 研究的黄金时期, 获得了大量成果, 其中对推力室研究以美国 UAH

(University of Alabama in Huntsville) 大学 STUS(solar transfer upper stage) 项目组最为著名。Markopoulos P, Coleman H W 和 Hawk C W 等人, 曾设计了一种直接吸热式推力室^[2], 内壁直径为 6.35 cm, 推力室长度为 43.18 cm, 推进剂流程则相应达到 6 m, 实验中当采用 H₂ 作为推进剂, 入口工质温度为 333 K 时, 得到推力室压力是 0.1 MPa, 最大温度有 2 264 K, 最终质量流量是 0.25 g/s, 推力是 2.14 N。

收稿日期: 2009-04-06; 修订日期: 2009-10-24

作者简介: 杨杰(1984 -), 男, 江西南昌人, 硕士生, 主要从事太阳能热推进技术研究。

总体上看,针对推力室推进剂通道的研究国际上还不多见,公开的数据基本都是通过实验获得的,不同研究组织设计的螺旋通道结构推力室有较大不同,一个表现在推力室的尺寸上,内壁面的直径以及推力室长都不一样,且没有相应取值原因;另一个是螺旋通道长度与宽度参数,文献中报告很少,国外对单推力室双通道的研究也不多.国内夏广庆^[3]、张纯良对 STP 研究历史进行过详细论述^[4]. 本文建立多种螺旋通道长度和宽度,以及双通道模型,采用数值模拟方法,研究推力室螺旋通道长度、通道宽度对 STP 的影响和单/双通道 STP 性能差异.

1 计算模型与初始条件

图 1 是一种开式推力室/热吸收室设计图,参考了日本 Shimizu M 等人的 STP 物理模型^[5]. 内壁吸收太阳光辐射能,外壁为矩形截面螺旋通道,推进剂在通道内受热,达到高温高压. 图中黑色粗线表示 STP 推力室数据采集位置. 双通道推力室与图 1 类似.

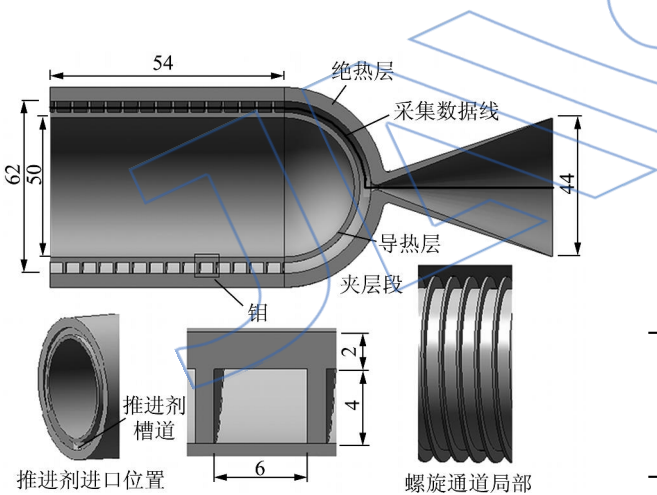


图 1 STP 推力室/热吸收室 (单位:mm)

Fig. 1 STP propulsion/heat exchange chamber (unit:mm)

由于二级聚光器结构和 STP 推力室内腔一致,与内壁距离在 0.5~2 mm 之间,内腔直径是 50 mm^[6],辐射损失近乎为零,且推力室壁面各点温度非常接近,日本进行的单晶钼^[7]壁面材料的 STP 地面实验,得出推力室内壁面各点温度差别很小,不超过 30 K. 因此本例中假设推力室内壁面温度分布均匀,设为定值;在实际 STP 发动机中为防止热量损失,在加热通道外侧敷若干层隔热材料,因此可以将加热通道外壁看成绝热,同时

不考虑外壁的厚度. STP 初始工作参数均预先设定,具体参数见表 1,不考虑化学反应.

推进剂性质见文献[8],加热方案分为单螺旋通道和双螺旋通道,具体结构尺寸见表 2 和表 3.

表 1 初始条件
Table 1 Initial condition

参数	数值
推进剂	氢气
喷管背压/ Pa	50
推进剂注入初始压力/ MPa	0.5
环境温度/ K	300
加热壁面温度(单通道)/ K	2 300,1 300
加热壁面温度(双通道)/ K	1 300

表 2 变流程单螺旋通道结构尺寸
Table 2 Single spiral groove sizes for different flows

宽度 W/ mm	流程 S/ mm	推力室长 L/ mm
6	1 094	36
	1 276	42
	1 458	48
	1 641	54
	1 823	60
	2 005	66
	2 188	72

表 3 变宽度单双螺旋通道结构尺寸
Table 3 Spire groove sizes for different widths

宽度 W/ mm		流程 S/ mm		推力室长 L/ mm	
单	双	单	双	单	双
4.0	4.0			36.0	72
4.5	4.5	1 640	1 641	40.5	81
5.0	5.0	-	-	45.0	90
5.5	5.5	1 641	1 643	49.5	99
6.0	6.0			54.0	108

2 计算方法

2.1 推进剂流动

从流动前进方向上看,可以把 STP 推进剂流

动看成一个一维过程,守恒控制方程如下:

连续方程

$$\frac{d}{ds}(\rho u_c A) = 0 \quad (1)$$

动量方程

$$\frac{d}{ds}(\rho u_c^2 A) = -A \frac{dp_c}{ds} + F' \quad (2)$$

能量方程

$$c_{pc} \frac{d}{ds}(\rho u_c A T_c) = \beta T_c u_c A \frac{dp_c}{ds} + q' \quad (3)$$

式中 F' 为通道的摩擦阻力, q' 则包括了摩擦做功和室壁传热,分别按下式计算:

$$F' = -\frac{\pi}{8} f \rho_c u_c |u_c| D$$

$$q' = |u_c| F + A_{wc} q_c$$

其中

$$q_c = h_c (T_{wc} - T_c), A_{wc} = A_b + A_f \eta$$

上式中 f 为达西阻力系数, D 为螺旋通道水力直径, A_{wc} 为推进剂与壁面的有效传热面积, h_c 为考虑辐射传热在内外组合传热系数, T_{wc} 为推进剂接触面壁温, T_c 为推进剂温度, A_b 为肋基面积, A_f 为肋面积, η 为肋片效率. 式中阻力系数 f 和表面传热系数 h_c , 分别按 Miller 公式^[9] 和 Sieder-Tate 公式文献^[10] 计算.

2.2 换热耦合模型

金属壁面到推进剂的一般稳态传热关系可用下式表示:

$$A_{wb} \lambda \frac{T_{wb} - T_{wc}}{e} = A_{wc} h_c (T_{wc} - T_c) \quad (4)$$

上式中 λ 为推力室导热层导热系数, e 为壁面厚度, T_{wb} 为空腔侧壁面温度, A_{wb} 为空腔侧推力室壁面面积, 本例中, $\frac{A_{wc}}{A_{wb}} \approx 1$, h_c 按下式计算:

$$h_c = \frac{1}{A_{wb} / (A_{wc} h + h_r)}$$

2.3 边界条件

由于计算区域中同时存在着固体导热和气体对流换热,故采用耦合计算模型. 在这里耦合计算是指在计算中将气体和固体区域作为一个整体来全场计算. 固体和气体的交界面称为耦合面. 计算模型边界条件定义如下:

进口截面

$$T = 300 \text{ K}, p = 0.5 \text{ MPa}$$

质量流量由喷管确定.

固体区

$$\frac{\partial T}{\partial z} = 0, u = v = w = 0.$$

出口截面

$$\frac{\partial T}{\partial z} = \frac{\partial u}{\partial z} = \frac{\partial v}{\partial z} = \frac{\partial w}{\partial z} = 0$$

背压为环境压力.

推力室外壁

$$\frac{\partial T}{\partial x} = \frac{\partial T}{\partial y} = 0, u = v = w = 0.$$

气固耦合面

$$-\lambda \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_{wb-wc} = \left[h_e + \frac{\sigma (T_{wc}^4 - T_c^4)}{T_{wc} - T_c} \right] (T_{wc} - T_c).$$

2.4 数值计算处理

计算使用耦合隐式求解器,采用 Spalart-Allmaras 湍流模式,速度和压强的耦合采用可压缩的 SIMPLE (semi-implicit method for pressure linked equation) 算法,对流项离散格式采用一阶迎风和中心差分的组合格式. 采用贴体坐标,代数法生成网格. 物理空间网格疏密一致.

3 结果分析

3.1 STP 流场分析

以单通道,宽度为 6 mm,螺旋周期为 9 的 STP 为例. 图 2 是 STP 推力器受热后马赫数变化. 当地喉部临界速度是 1300 m/s,可以看出出口流场最大速度可以达到 4.5 个马赫数.

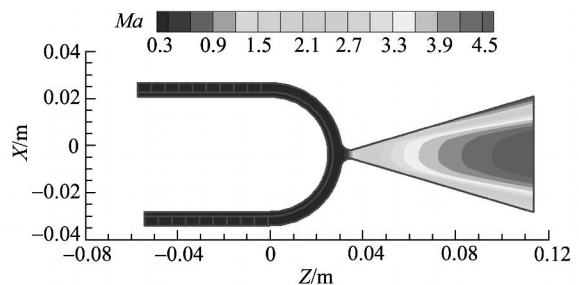


图 2 STP 马赫线

Fig. 2 STP Mach number

图 3 是 STP 静温云图,壁面加热温度是 2300 K,可看出在螺旋通道末端和夹层段,气体温度超过 2100 K,已经接近壁面温度.

图 4 是 STP 静压分布云图,可以看出,压力一般在螺旋通道和喷管段明显的下降,而在螺旋通道末端到喷管喉部之间,基本不变,通常维持在 0.35~0.45 MPa 之间.

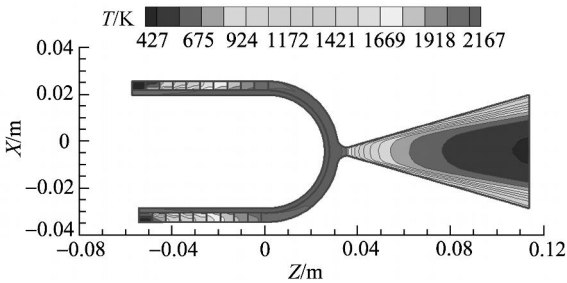


图 3 静温分布

Fig. 3 Static temperature contour

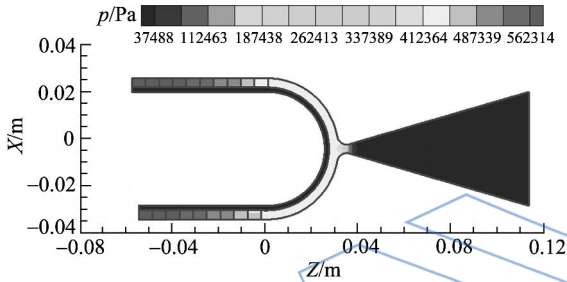


图 4 静压分布

Fig. 4 Static pressure contour

3.2 变流程单螺旋通道 STP 分析

图 5 是推力室静温曲线,由于曲线细密,只选择其中 6 种流程 STP 进行温度对比.在初始段,推力室温度上升趋势一致,但在末端,流程长的通道,推进剂温度上升已经不明显,而流程短的 STP,在半球夹层位置,推进剂继续被加热,进入喷管时,与大流程的推进剂总温接近,相差不超过 100 K.由于推力室/热吸收室长度随推进剂流程增加亦增加,导致 STP 推进器质量增加,降低运载负荷,因此大流程的 STP 保证了推进剂的充分受热,但运载能力缺陷也是非常明显的.

图 6 是推力室的静压变化曲线,给定进口初始压力,经过迭代,不同流程 STP 进口压力很不一样,规律性不强.整体上仍可看出,推力室压力从螺旋通道入口就开始稳步下降,在半球夹层段基本都维持在 0.4~0.45 MPa 之间,进而通过喷管急剧减小.由于推进剂在推力室内吸热能力非常强,能够在较短距离内升到相应高温,若流程长度过长,会显著增加了沿程阻力,使得进入喷管的

推进剂静压继续被消耗,推力室压降更加明显.相对温度因素,压力对 STP 影响处于次要地位.

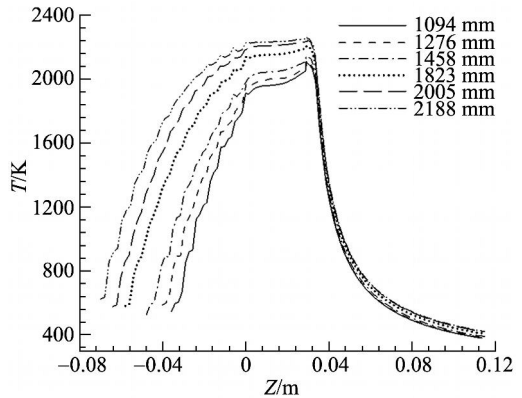


图 5 变流程长 STP 推力室静温变化

Fig. 5 Static temperature variations with STP spire

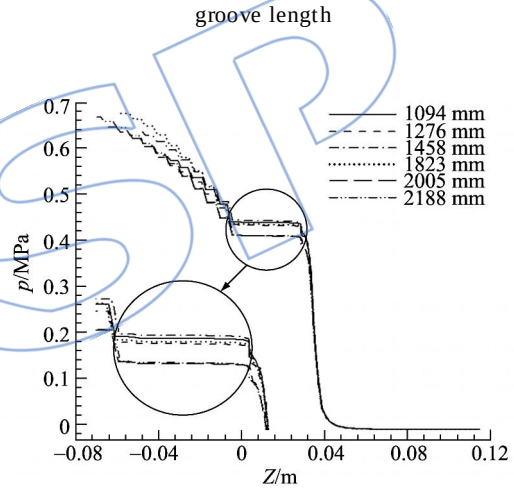


图 6 变流程 STP 静压变化

Fig. 6 Static pressure variations with STP spire

图 7 和图 8 是 STP 螺旋通道在不同长度下推力、比冲和质量流量变化情况. STP 推力处于 7.46~8.05 N 范围,随着通道流程增加先上升后下降,在 1460 mm 位置处发生转折;比冲在 8250~8680 m/s 之间,始终处于上升状态.这与日本进行的单晶钼 STP 地面光学实验^[10]得出的推力比冲数据非常接近;本世纪初 UAH 大学 Tucker T W 同样利用数值模拟方法得出推力室在相同温度,静压在 0.34 MPa 时,比冲可以达到 7500~7850 m/s^[11],表明本文模拟得出的结果可信.

图 8 中,质量流量总趋势是随流程增加而下降.由于流程变长增加了沿程阻力,使得推力室压力损失较大,质量流量和推力都下降.其中,流程为 1460 mm 时,推力和质量流量达到最大.由于

模拟方法忽略了冷环境的影响,并对推力室内壁导热和对流进行了理想化处理,因此实际螺旋通道长度应大于此长度值。

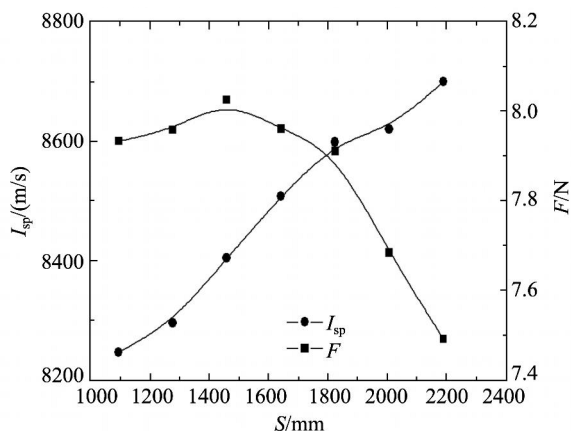


图 7 变流程 STP 推力与比冲

Fig. 7 Thrust and specific impulse variation with STP spire groove length

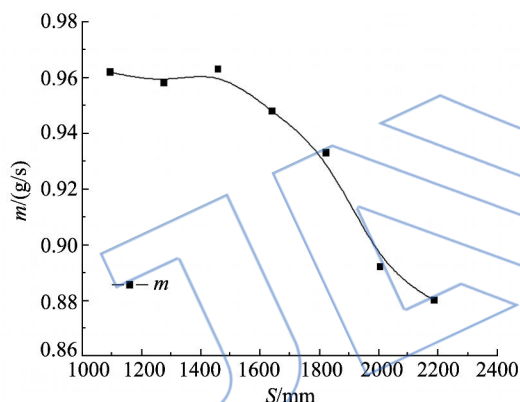


图 8 变流程 STP 质量流量

Fig. 8 Mass flow rate variations with STP spire groove length

综上,当以 H_2 为推进剂,在 2300 K 工作时,螺旋通道长度可以设计在 128~164 cm 之间。这与 Thiokol 推进中心 Lyman R W 等人采用模拟方法得出 STP 在 2500 K 壁面温度工作时,推进剂加热到 2300 K 只需要 165 cm^[12] 的结果非常接近。

3.3 变宽度双螺旋通道 STP 分析

从图 9 中可以看出,通道宽度越大,喷管位置推进剂静温愈高。在螺旋通道初始段,宽度较小的 STP,工质温度上升快,但末端温度仍比大宽度通道小 100~200 K。由于气体在夹层内还能经历一段加热历程,进入喷管前,各种宽度通道 STP 内推进剂静温差别不大,基本一致。在夹层末端推力

室,由于取值数据线相对更加贴近壁面,故图 9 中温度曲线有一簇小峰值,然后沿喷管方向再迅速降低。

从图 10 中可以看出,当通道宽度为 4 mm 时,推进剂在螺旋通道内压力损失是 0.12 MPa;而宽度为 6 mm 时,推进剂压力损失只有 0.04 MPa,变化相对平缓,只有前者的三分之一,这是因为小宽度通道内推进剂流速大,阻力明显大于其他情况。沿程压力损失过大,使得工质进入喷管前推力室静压变小,造成临界流量和推力都下降,影响航天器工作,所以宽度不宜过窄。

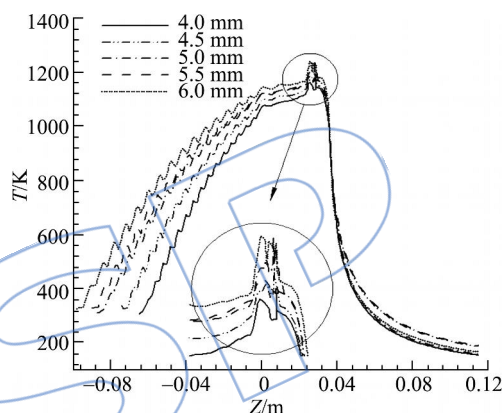


图 9 变通道宽度 STP 推力室 Z 向静温曲线

Fig. 9 Z axial's static temperature variations with STP spire groove width

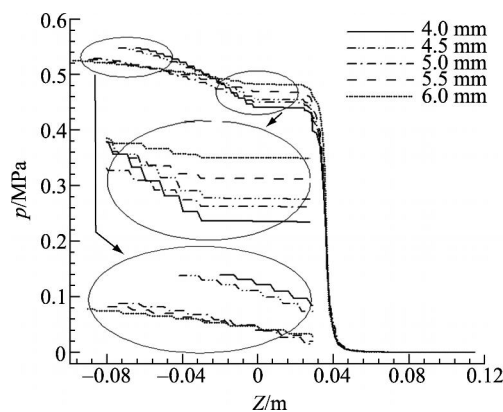


图 10 变通道宽度 STP 推力室 Z 向静压曲线

Fig. 10 Z axial's static pressure variations with STP spire groove width

从图 11 中可以看出,STP 推力随通道宽度增加亦增加,宽度最小时推力与宽度最大时推力相差 0.8 N,因此宽度变化,推力有较大调节空间。而比冲总体上随通道宽变化幅度不大,大致成先上升后下降过程,通道最宽时比冲比宽度最

小的 STP 大出 120 m/s, 相对 6 000 m/s 变化微小. 综合对此前螺旋通道长度的分析, 可以得出当通道宽度值在 4~6 mm 之间时, 通道长度对 STP 性能起主要作用.

图 12 是变通道宽度时得出的流量曲线, 推进剂流量总趋势是随槽宽增加而增加. 大宽度通道截面积较大, 推进剂流速较慢, 压力损失相对较小, 推力室终端总压最大, 因此流量也最大.

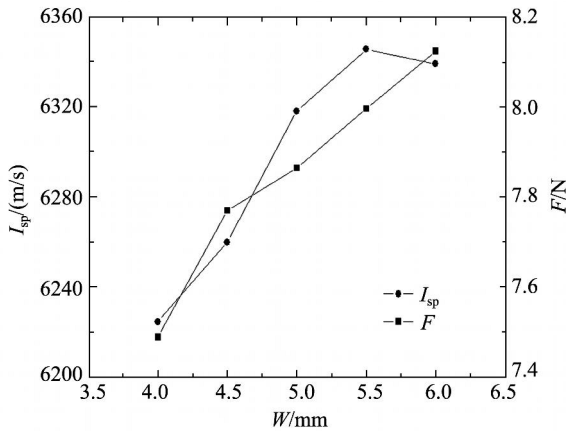


图 11 变通道宽度推力与比冲

Fig. 11 Thrust and specific impulse variations with STP spire groove width

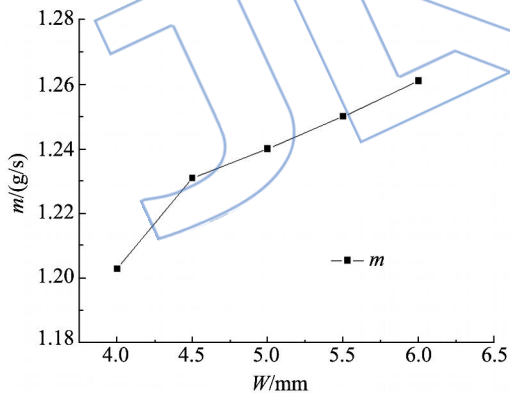


图 12 变通道宽度质量流量

Fig. 12 Mass flow rate variations with STP spire groove width

3.4 单双螺旋通道 STP 比较分析

从图 13 中可以看出, 在相同槽宽情况下, 双通道 STP 推力比单通道大出 0.4~0.5 N, 图 14 中比冲也比单通道大出近 400 m/s. 双通道推力室内每条通道质量流量相对较小, 流速降低, 使得推进剂充分换热, 压力损失减小, 进入喷管前, 推力室总压比单通道大出数千到数万帕, 因此推力、比

冲值都要比单通道大.

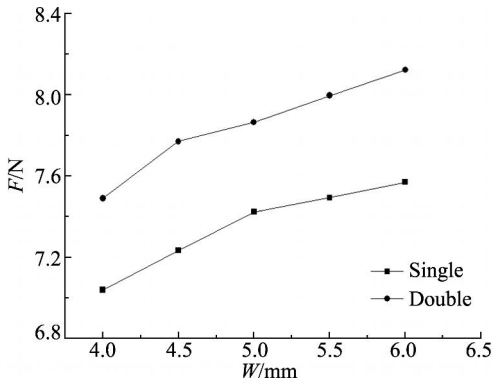


图 13 单双通道推力比较

Fig. 13 Thrust comparison for single and double spire groove

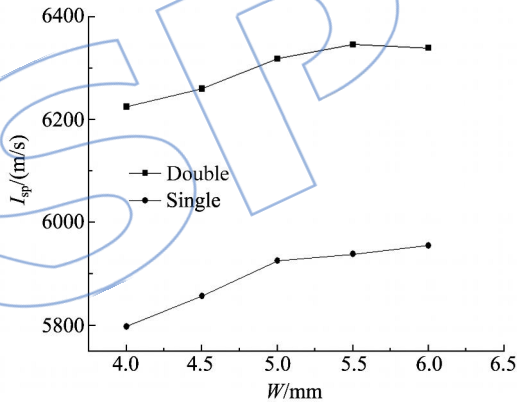


图 14 单双通道比冲比较

Fig. 14 Specific impulse comparison for single and double spire groove

当双通道 STP 其中一条通道发生堵塞等影响时, 另一条仍能保证航天器正常所需动力, 因此安全性高. 另外双通道非常适合双推进剂工作, 甚至可以对推力室做适当改造, 从而做成化学火箭, 可以运用于 STP/ 化学火箭. 目前国外有 STP 研究表明, 使用 NH_3 和 H_2 混合推进剂, 综合作用大大优于液氢 STP.

但双通道亦有不利的一面, 当通道同样做成 9 个周期, 宽度为 5 mm 时, 推力室/ 热吸收室长度达到 95 mm, 而单通道只有 47.5 mm, 大出 1 倍, 而推力、比冲性能表现相差不到 6%, 因此推力室长度增加意味着推力器系统体积大, 结构复杂, 质量增加, 推力器完成任务能力降低.

4 结 论

STP 具有比冲高,推力大的特点.以 H_2 为推进剂、内壁温度在 2300 K 时,比冲可以达到 7500 m/s 以上,推力则不小于 7.8 N.

对于工作温度为 2300 K 的 STP 推力器,模拟结果表明,螺旋通道最佳长度在 128~164 cm 之间;但其宽度对 STP 的影响相对有限,通道变宽,STP 质量流量,推力,比冲都呈上升趋势,通常通道宽度定在 5~6 mm 之间.

双通道推力室更适合于对安全,转轨速度等要求高的情况,适合使用多元推进剂场合,但结构复杂,体积和质量都要大出许多;单通道推力室适合于单推进剂情况,具有效率高,应用可行性高的优点.

参考文献:

- [1] Partch R, Frye P. Solar orbit transfer vehicle space experiment conceptual design[R]. AIAA 99-2476, 1999.
- [2] Markopoulos P, Coleman H W, Hawk C W. An uncertainty assessment of performance evaluation methods for solar thermal absorber/thruster testing[R]. AIAA 96-3012, 1996.
- [3] 夏广庆,毛根旺,唐金兰,等.太阳能热推进的研究与发[J]. 固体火箭技术, 2005, 28(1): 10-14.
XIA Guangqing, MAO Gengwang, TANG Jinglan, et al. Research and development of solar thermal propulsion[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2005, 28(1): 10-14. (in Chinese)
- [4] 张纯良,高芳,张振鹏,等.太阳能热推进技术的研究进展[J]. 推进技术, 2004, 25(2): 187-192.
ZHANG Chunliang, GAO Fang, ZHANG Zhenpeng, et al. Investigation and development on solar thermal propulsion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(2): 187-192. (in Chinese)
- [5] Shimizu M, Naito H. 50 mm cavity diameter solar thermal thruster made of single crystal molybdenum[R]. AIAA 2001-3733, 2001.
- [6] 张纯良,张振鹏,魏志明.太阳能火箭发动机聚光器设计方法[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 557-561.
ZHANG Chunliang, ZHANG Zhenpeng, WEI Zhiming. Design of concentrator for solar thermal propulsion[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 557-561. (in Chinese)
- [7] Shimizu M, Itoh K, Sato H. Very small solar thermal thruster made of single crystal tungsten for micro/nanosatellites[R]. AIAA 2000-3832, 2000.
- [8] 刘光启,马连湘,刘杰.化学化工物性数据手册(无机卷)[M]. 北京:化学工业出版社, 2002.
- [9] Miller R W. Flow measurement engineering handbook[M]. New York: McGraw Hill, 1983.
- [10] 杨世铭,陶文铨.传热学[M]. 3 版. 北京:高等教育出版社, 1998.
Shimizu M, Naito H. 50 mm cavity diameter solar thermal thruster made of single crystal molybdenum[R]. AIAA 2001-3733, 2001.
- [11] Timothy W, Tucker D, Landrum B. Effects of scale and chamber condition on the performance of hydrogen thrusters for solar thermal rockets[R]. AIAA 96-3216, 1996.
- [12] Lyman R W, Ewing M E, Krishnan R S, et al. Solar thermal propulsion for an interstellar probe[R]. AIAA 2001-3377, 2001.