

# 姿控用再生冷却推力室传热特性研究

方 磊, 刘 伟

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

**摘 要:** 对采用 MON-25/MMH 推进剂的姿控用再生冷却推力室的传热特性进行了研究。首先使用二维传热计算程序, 对推力室壁及再生冷却剂 MMH 的传热特性进行了初步评估, 然后运用 CFD 软件对该问题进行了三维数值模拟, 最后将两种方法的计算结果与常温 300K 和低温 243K 入口条件下的 MON-25/MMH 再生冷却推力室热试车状态进行对比, 发现三者基本一致。

**关键词:** 姿控发动机推力室; 再生冷却; 壁温; 热流密度

**中图分类号:** V434

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2008) 06-006-08

## Research on heat transfer characteristic of regeneratively cooled attitude control engine thrust chamber

Fang Lei, Liu Wei

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

**Abstract:** Heat transfer characteristics of regeneratively cooled attitude control engine thrust chamber with MON-25/MMH propellant were studied. Firstly, heat transfer characteristics of thrust chamber wall and regenerative coolant MMH were evaluated by the two dimensional heat transfer calculation code, then the three dimensional model was numerically simulated with the CFD software. The numerical results are well in agreement with the hot fire tests parameters of regeneratively cooled thrust chamber with MON-25/MMH propellant at different working temperature of 298K and 243K. The results show that the numerical method can be used to evaluate the wall temperature, the heat flux through the wall, and the temperature increase of coolant. The numerical results are expected to be helpful for the design, especially for the design of regeneratively cooled attitude control engine thrust chamber.

**Key words:** attitude control engine thrust chamber; regenerative cooling; wall temperature; heat flux

收稿日期: 2008-08-13; 修回日期: 2008-09-19。

作者简介: 方磊 (1981—), 男, 硕士, 研究领域为轨姿控火箭发动机设计。

## 0 引言

姿控发动机由于其特殊用途, 需要满足体积小、质量轻、响应快等特点, 由此导致推力室室压高、温度高、热流大, 因此推力室冷却是一项重要的设计考虑因素。大推力发动机通常采用再生冷却方案, 而小推力姿控发动机很少采用该方案, 本文对推进剂为 MON-25/MMH 的姿控发动机再生冷却推力室的传热特性进行研究。

推力室冷却方案的设计基础是传热计算, 其中推力室内部燃气向室壁的传热影响因素较多, 难以精确计算; 此外, 室壁与冷却剂之间的换热、室壁导热与冷却剂流动之间的耦合计算也非常复杂。二维传热计算程序可以对再生冷却推力室的传热特性进行初步评估, 但它具有很大的局限性, 该方法无法充分考虑肋的导热及冷却剂与肋之间的换热, 因此不能够进行可靠的传热计算。

随着各种算法的完善, Frohlich A<sup>[1]</sup>对再生冷却流体通道采用抛物型方法进行了求解; Carlos<sup>[2]</sup>重点研究了燃气与冷却剂以及室壁之间的一维耦合换热。随着计算机的发展, CFD 软件已经成为一种重要的设计和研究工具, Lai Y G<sup>[3]</sup>对再生冷却通道内冷却剂流动、燃气侧换热及固壁导热方法进行了计算; Knab<sup>[4]</sup>将 CFD 软件用于新一代发动机 VINCI 的设计; 吴峰<sup>[5]</sup>应用湍流模型对冷却工质为氢气的再生冷却推力室冷却通道深宽比对流动与传热的影响进行了数值模拟研究。以上研究基本针对大推力发动机, 材料以锆铜为主, 对于以 MMH 为冷却剂的小推力姿控再生冷却发动机, 由于 MMH 自身的热力特性, 需要采用钛合金, 而针对钛合金材料再生冷却的传热计算, 目前尚不完善。

分别采用二维传热计算程序与 CFD 软件对采用钛合金材料的某型姿控发动机再生冷却推力室的流动及传热特性进行了计算, 并将计算结果与常温 300K 和低温 243K 环境下的 MON-25/MMH 再生冷却推力室热试车状态进行对比。

## 1 物理模型

研究姿控发动机再生冷却推力室共采用 14 条冷却通道, 冷却剂为一甲基肼 (MMH), 取整体的 1/14 作为研究对象, 如图 1 所示: 中间为冷却通道, 可看到冷却通道入口, 周围为推力室壁及夹套。为了方便计算, 这里并没有考虑大小集液环与长管, 因为从长管到大集液环这段距离冷却剂基本没有吸收热量, 流入大集液环后又马上进入各个冷却通道, 因此可以忽略长管与大小集液环的影响, 把冷却通道入口作为冷却剂的入口, 入口温度分别为常温 (300K) 与 243K。



图 1 物理模型

Fig.1 Physical model

## 2 二维程序计算

### 2.1 二维计算程序假设条件

二维传热计算通过对模型简化处理, 可以得到问题的近似解, 但应基于一定的假设条件。首先, 计算冷却剂与冷却通道之间的对流换热时把肋简化为一维散热片处理, 这种处理方法会给计算结果带来一些偏差, 但作为粗略计算可以接受; 其次, 不考虑冷却剂与夹套之间的换热, 因为该换热量与冷却剂与推力室壁之间的换热量相比很小, 可以忽略; 再次, 认为推力室壁与冷却通道是直线型的, 不考虑推力室型面的曲率影响, 但应考虑通道流通面积与换热面积大小; 另外, 不考虑 MMH 的沸腾, 全部按照液体性质进行计算。

### 2.2 二维计算程序方法介绍

如图 2 所示, 将从燃气到冷却剂之间的换热看作是一个串联换热问题, 燃气与内壁面之间传

递的热量由两部分组成：对流换热和辐射换热，其中燃气对流传热是主要形式<sup>[9]</sup>，因此作为二维粗略计算不考虑辐射换热；推力室壁内部为导热；冷却剂与冷却通道之间为对流换热，这种热量传递关系可以表示为：

$$\left. \begin{aligned} q &= q_r + q_{cv} = q_r + h_g (T_g - T_{wg}) \\ q &= \frac{\lambda}{\delta} (T_{wg} - T_{wl}) \\ q &= h_{l,eq} (T_{wl} - T_l) \end{aligned} \right\} \Rightarrow q = \frac{T_g + \frac{q_r}{h_g} - T_l}{\frac{1}{h_g} \frac{\delta}{\lambda} + \frac{1}{h_{l,eq}}} \quad (1)$$

式中， $q$  为热流密度； $q_r$  为辐射热流密度，由于燃烧室内的燃气对流换热是主要形式<sup>[9]</sup>，因此作为二维粗略计算可认为  $q_r=0$ ； $h_g$  为燃气与推力室壁的对流换热系数； $h_{l,eq}$  为冷却剂与冷却通道的等效换热系数； $\delta$  为推力室壁厚； $\lambda$  为壁材料的导热系数；其它参数意义在图 2 中已表明。

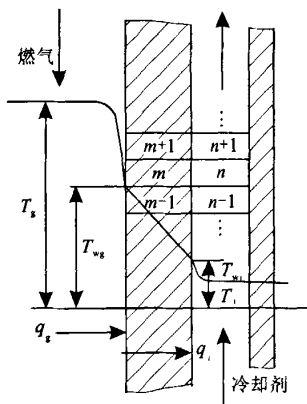


图 2 二维计算模型

Fig.2 Two dimensional calculation model

计算冷却剂与冷却通道对流换热时，引入肋片效率概念，其等效对流换热系数为：

$$h_{l,eq} = h_l (\eta A_1 + A_2) / A_0 \quad (2)$$

式中， $A_1$  为肋片表面积； $A_2$  为肋基未装肋的光滑表面积； $A_0$  为未装肋时室壁表面积； $h_l$  为对流换热系数，根据管内湍流试验关联式<sup>[7]</sup> 确定； $\eta$  为肋片效率，对于等截面直肋， $\eta$  的计算公式<sup>[7]</sup> 为：

$$\eta = \frac{th(mh)}{mh} \quad (3)$$

在推力室壁与通道内均匀划分网格，冷却通道内相邻网格之间通过流动传递的热量联系起

来，即认为冷却通道某一网格内，由推力室壁传递给冷却剂的热量全部传递给下一网格内的冷却剂，但在推力室壁内部不考虑热量沿轴向的传递，因此这里应用的计算程序严格地讲应该是准二维的。

计算时，首先应当确定边区燃气总温。由于燃烧室内的流动极为复杂，同时伴随着燃烧与液膜保护等物理化学过程，因此边区总温的计算方法十分复杂。对于大发动机，可以根据喷注方式及边区混合比计算边区理论燃烧温度，但本文所描述的姿控发动机喷注方式比较特殊，边区燃气总温不易计算，因此根据以往热试车经验确定，这样可以得到推力室壁不同网格内壁面处燃气温，再根据巴兹公式<sup>[9]</sup>，计算气壁对流换热系数。由于  $m=1$  网格的温度是已知的，这样从它开始迭代，可求出  $m=1$  和  $n=1$  网格所有相关参数，根据此结果，又可以解得  $m+1$  网格的温度，如此往复，直到求解得到整个温度场。

### 3 三维 CFD 计算

二维程序忽略了很多因素，如三维传热等，并且没有计算夹套外壁温度，因此运用 CFD 软件对该问题进行三维数值计算，验证了二维计算程序的可靠性。三维 CFD 计算充分考虑了各方面因素，诸如燃气与壁面之间的对流换热与辐射换热，推力室壁及夹套的热传导，冷却剂与冷却通道之间的对流换热，夹套外壁的辐射换热以及冷却剂在夹套内流动与汽化等。

#### 3.1 网格划分

冷却通道与夹套壁均为计算区域，需要划分网格，这里采用六面体网格。冷却通道体积较小，网格较密，壁面网格较稀疏，网格总数为 59280，计算过程中还需采用网格自适应技术。

#### 3.2 边界条件

冷却通道为流体区域，材料为 6MPa 工作压力下的 MMH；推力室壁与夹套壁为固体区域，材料为 TC4；冷却剂入口采用速度入口条件， $V=5.4\text{m/s}$ ；冷却剂出口采用出流条件；推力室内壁采用对流-辐射混合壁面条件；夹套外壁采用

辐射壁面条件;室壁与冷却剂的接触面采用耦合壁面条件;模型侧面采用对称条件,即以模型侧面为对称面的区域各参数分布完全对称。

3.3 计算方法

首先运用 CFD 软件计算燃气温与  $Ma$ , 然后根据巴兹公式得到气壁对流换热系数, 考虑到辐射热流在燃气与推力室内壁之间的吸收、反射、穿透, 取壁面有效发射率为 0.9, 将气温与对流换热系数通过用户自定义程序赋给推力室内壁。夹套外壁氧化后发射率取 0.8, 环境温度取 300K。为考虑冷却通道内的汽化, 引入两相流中的 mixture 模型, 根据 MMH 在 6MPa 工作压力下的沸点为 548K, 汽化潜热为 616.8kJ/kg, 可编写用户自定义程序, 作为源项赋给整个流体区域, 同时定义液态 MMH 与气态 MMH 的材料属性。推力室壁与夹套壁材料均采用钛合金 (TC4), 根据文献 [8], 将不同温度下 TC4 的比热与导热系数拟合为线性函数, 以此定义固体材料属性。

采用能量方程求解温度场, 采用标准  $k-\epsilon$  湍流模型模拟冷却剂流动, 控制方程的离散使用基于单元中心的有限体积法, 压力与速度的耦合使用 SIMPLE 算法, 压力差补格式选用 Standard 格式, 扩散项使用二阶精度的中心差分格式来离散, 对流项使用 QUICK 格式来离散。为了准确计算冷却剂的汽化情况, 需要在计算过程中采用网格自适应技术, 即在冷却通道底部加密网格。

3.4 计算结果分析

通过计算, 常温与 243K 低温入口条件下推力室的温度分布如图 3~4 所示。由图可见, 推力室壁与夹套壁的温度呈条纹状分布, 与冷却通道相邻处壁温较低, 与肋相邻处壁温较高。另外, 倘若不考虑燃气对推力室内壁的辐射, 推力室壁温将稍微降低 (喉部温度仅降低 8K 左右, 图略), 因此在二维计算中忽略燃气与内壁之间的辐射是可行的。

冷却通道中心线与肋中心线相对应的推力室内壁温度如图 5 所示。

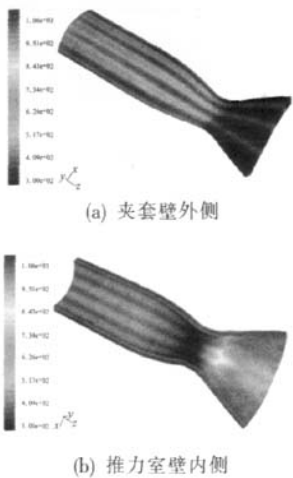


图 3 常温入口时推力室温度分布 (单位: K)  
Fig.3 Temperature distribution of of thrust chamber at working temperature of 298K

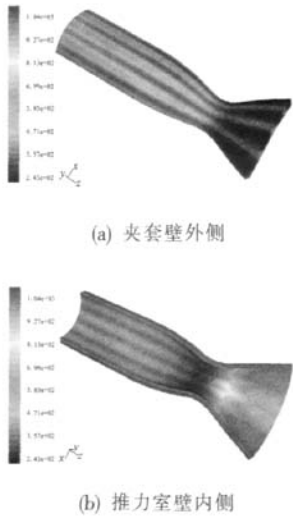
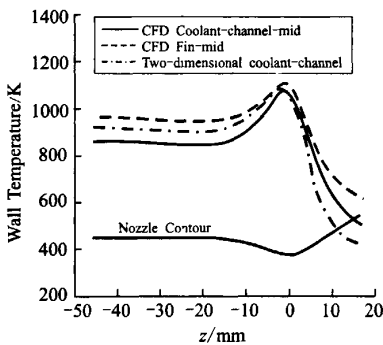


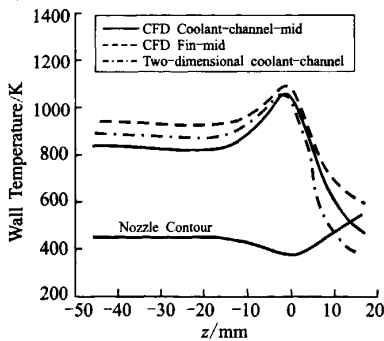
图 4 243K 入口时推力室温度分布 (单位: K)  
Fig.4 Temperature distribution of of thrust chamber at working temperature of 243K

三维 CFD 计算结果表明: 冷却通道处内壁最高温度在常温入口条件下为 1076K (803℃), 在 243K 入口条件下为 1059K (786℃); 肋处内壁最高温度在常温入口条件下为 1110K (837℃), 在 243K 入口条件下为 1097K (824℃)。最高温度略高于 TC4 的工作温度极限, 而热试车过程中并没有出现喉部烧蚀现象, 因此计算温度可能略微

偏高,这与边区燃气总温的设定有直接关系。二维程序结果与三维 CFD 结果一致,由于二维程序综合考虑了推理室壁未装肋的光滑段及加肋段,因此二维程序结果曲线介于 CFD 两条结果曲线之间。在喷管出口位置,二维程序计算温度明显低于三维 CFD 计算温度,这与推力室内壁边界条件的选取有关,二维计算程序的内壁气温通过一维气动函数得到,三维 CFD 模型的内壁气温通过数值模拟得到,本文选取了近壁区参数。



(a) 常温入口时

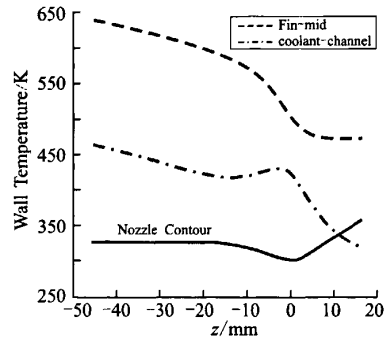


(b) 243K 入口时

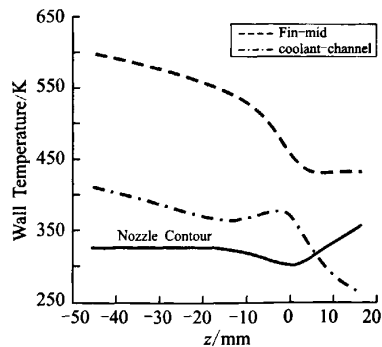
图 5 推力室内壁温度

Fig.5 Inner wall temperature of thrust chamber

条件下冷却通道处约为 420K (147℃),肋处约为 540K (393℃); 243K 入口条件下冷却通道处约为 370K (97℃),肋处约为 480K (207℃)。另外可以看到,计算得到的最高温度点靠近身部前端,并没有出现在喉部靠前位置,肋部较为明显,温度从前端开始逐渐下降,而通道处从前端开始先向下降,在喉部之前上升到一个高点,然后再下降。夹套外壁前端的真实温度有待热试车进一步验证。



(a) 常温入口时



(b) 243K 入口时

图 6 再生冷却夹套外壁温度

Fig.6 Outer wall temperature of regeneratively cooled jacket

冷却通道中心线与肋中心线相对应的夹套外壁温度如图 6 所示。可见,肋部所对应夹套外壁温度明显高于冷却通道处,同时,常温入口条件下的夹套外壁温度高于 243K 入口条件下的壁温。对于夹套外壁喉部稍靠前位置的温度,常温入口

推力室不同  $z$  截面的温度分布如图 7 所示。可以看到,推力室内壁温度最高,冷却通道处温度明显降低,肋部温度也较高,因此冷却剂与肋之间的换热是需要考虑的因素,二维计算程序考虑到这一点是必要的。同时还可以发现冷却通道

外的夹套温度与通道内温度很接近, 因此二维计算中没有考虑夹套的影响是可行的, 通过 CFD 结果中冷却通道顶面与底面热流的比较也可以看到这一点。另外需要说明的是, 计算中虽然引入了汽化模型, 但是由于 MMH 温度没有达到沸点, 因此没有 MMH 蒸汽产生, 这也证明二维计算中没有考虑沸腾是正确的。

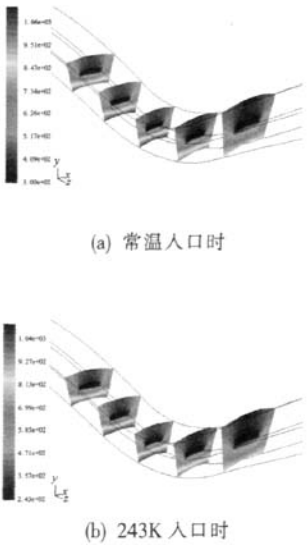


图 7 推力室不同截面温度

Fig.7 Temperature of different section of thrust chamber

图 8 为沿冷却通道底部中心线的热流密度分布曲线, 很明显, 热流密度在喉部之前达到峰值 (高于 10MW), 这是由于喉部通道面积最小, 流速最大, 故该位置对流换热系数最大, 由于耦合面两侧的温差也达到最大, 因此该位置局部热流密度达到最大。另外, 常温入口条件下  $q$  小于 243K 入口条件下的  $q$ , 这是因为 243K 条件下的温差更大。通过三维 CFD 解与二维计算结果的比较, 发现两者基本吻合, 只是在靠近喷管出口处, CFD 解的热流密度较大。

冷却通道内冷却剂的出口温度也是再生冷却计算的重要参数, 不同入口温度条件下的出口温度如表 1 所示, 其中三维 CFD 解取冷却通道进、出口截面的加权平均温度作为结果。由表 1 可

知, 两种方法计算得到的冷却剂出口温度都没有达到 MMH 在 6MPa 工作环境下的沸点, 另外通过观察 CFD 结果, 冷却剂出口的局部温度也没有达到沸点, 总之确保了 MMH 可以进入喷注器正常工作。三维 CFD 计算的温升比二维程序计算的温升略高, 这主要与二维计算程序采用的模型有关, 二维程序对肋进行了一维简化计算, 而对于槽-肋相间的结构, 实际情况要复杂得多, 受到槽宽等诸多因素的影响。因此, 倘若进行粗略估算, 可采用一维简化肋描述推进剂与冷却通道的传热特性, 但精确计算时则需要充分考虑肋的影响。

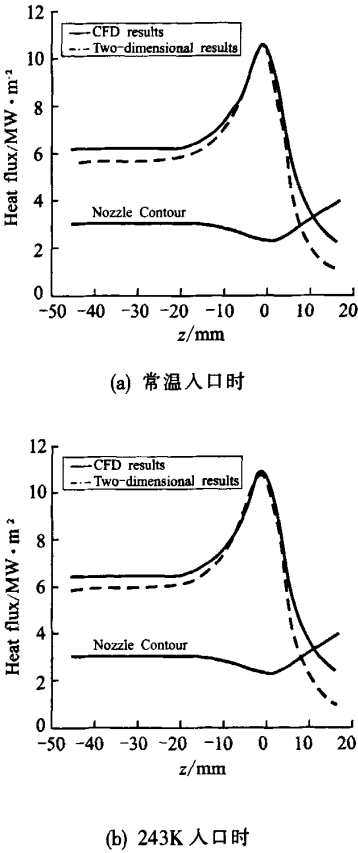


图 8 冷却通道底部热流密度

Fig.8 Heat flux at bottom of the cooling channel

表 1 冷却剂进、出口温度及温升

Tab.1 Coolant inlet and outlet temperature and temperature increase

		入口温度/K	出口温度/K	温升/K
常温入口条件	二维程序解	300	387	87
	三维 CFD 解	300	408	108
243K 入口条件	二维程序解	243	333	90
	三维 CFD 解	243	355	112

4 热试车结果

热试时的温度测点见图 9。

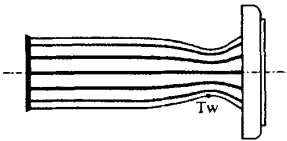
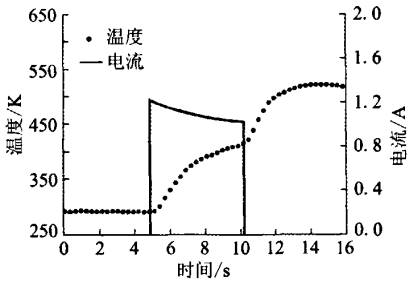


图 9 温度测点位置

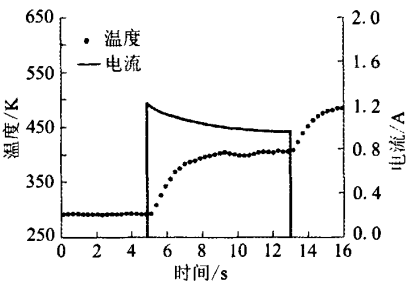
Fig.9 Temperature measurement point

该推力室共进行了 4 次热试车（图 10），常温入口条件下 3 次，243K 条件下 1 次。从热试车现场来看，试车过程燃烧稳定，参数平稳，燃

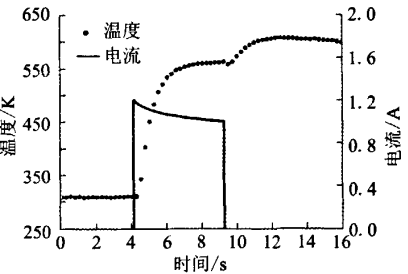
烧室内壁无烧蚀。测量值为夹套外壁喉部稍靠前的位置的温度，电流曲线出现区域即为稳态工作区域。从图中可以看到：常温入口条件下，第 1、2 次热试车测量点位于冷却通道所对应的夹套外壁位置，稳态工作时测量温度最高超过 400K，三维 CFD 计算值为 42K，两者基本一致，说明计算得到的喉部内壁温度、冷却通道底部温度也与实际值比较接近。第 3 次热试车测量点位于肋所对应的夹套外壁位置，但没有位于肋中心线处，测量温度接近 560K，CFD 计算值为 540K。243K 入口条件下的热试车日前只进行了 1 次，稳态工作时的测量温度约为 365K，这与冷却通道对应的夹套外壁位置计算值 370K 也很接近。



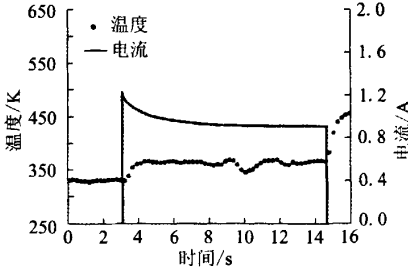
(a) 常温入口时第 1 次热试车结果



(b) 常温入口时第 2 次热试车结果



(c) 常温入口时第 3 次热试车结果



(d) 243K 入口时第 1 次热试车结果

图 10 热试车结果

Fig.10 Hot fire test results

## 5 结论

应用三种不同方法,对 MON-25/MMH 再生冷却推力室的传热特性进行了分析,得到如下结论:

(1) 常温 300K 与低温 243K 入口条件下冷却剂均没有沸腾,出口温度满足工作要求。

(2) 冷却通道的肋效应应充分考虑,一维简化肋可对实际问题进行定性描述,但定量上与实际略有差别。

(3) 冷却剂与夹套外壁之间的温差很小,其换热量与冷却剂与推力室壁之间的换热量相比很小,可以忽略。

(4) 二维程序计算、三维 CFD 计算与热试车三者结果基本一致,说明本文计算方法可用于评估壁温、壁面热流密度及冷却剂温升,对姿控发动机再生冷却推力室设计具有一定的指导意义。

### 参考文献:

[1] Froehlich A, Immich H, Lebail F, et al. Three-dimensional

Flow Analysis in a Rocket Engine Coolant Channel of High Depth/Width Ratio[R]. AIAA 91-2183.

[2] Carlos H M, Fernando L, Antonio F C da Silva, et al. Numerical Solutions of Flows in Rocket Engines with Regenerative Cooling[J]. Numerical Heat Transfer, Part A, 2004, 45: 699-717.

[3] Lai Y G, Przekwas A J, Nguyen H. A Concurrent Multi-disciplinary Approach for the Analysis of Liquid Rocket Engine Combustors[R]. AIAA 94-3103.

[4] Knab O, Froehlich A, Wennerberg D, et al. Advanced Cooling Circuit Layout for the VINCI Expander Cycle Thrust Chamber[R]. AIAA 2002-4005.

[5] 吴峰,曾敏,王秋旺,等.通道深宽比对液体火箭发动机推力室再生冷却的影响[J].航空动力学报,2007,22(1): 114-118.

[6] 刘国球.液体火箭发动机原理[M].北京:中国宇航出版社.1993.

[7] 杨世铭,陶文铨.传热学(第三版)[M].北京:高等教育出版社.1998.

[8] 金属材料手册(下册)[M].北京:中国运载火箭技术研究院.2000.

[9] 王新建.冷气模拟推力室研究[J].火箭推进,2004,30(5): 22-27.

(编辑:王建喜)



## 欧空局下一代火箭的细节浮出水面

欧空局可能于 2025 年部署的下一代运载火箭,在第 59 届英国格拉斯哥国际太空航行大会上浮出水面。火箭可能具备将 5000 千克载荷运往地球同步转移轨道(GTO)的运载能力。

这枚高约 51 米,起飞重量 226000 千克的两级运载火箭,与 EADS Astrium 公司“阿里安”-5 火箭的结构类似。新的火箭设想拥有一个核心级,使用液氧和液氢推进剂能产生 2500 千牛水平推力的分级燃烧发动机和两个固体火箭助推器。

不使用助推器时,火箭的 GTO 载荷运载能力降到 3000 千克,而 6 个固体火箭助推器将可以运送 8000 千克的载荷。“阿里安”-5 火箭没有使用分级燃烧,它的 Vulcain 主发动机使用燃气发生器循环。欧空局在今年 2 月进行了首个成比例模型分级燃烧发动机热点火试验。分级燃烧将推动涡轮机组的气体注入燃烧室,而不像燃气发生器循环那样直接排出,由此来提高性能。

(摘自 <http://www.spacechina.com>)