

小推力液体火箭发动机在轨热分析

闫 波^{1,2}, 张会强¹, 王 兵¹

(1. 清华大学 航天航空学院, 北京 100084;

2. 中国运载火箭技术研究院 研究发展中心, 北京 100076)

摘 要: 为了获得太阳辐射对深空探测小推力液体火箭发动机结构热特性的影响, 对在轨运行液体火箭发动机推力室热环境进行了分析。考虑太阳辐射对模型非均匀性的影响, 根据发动机的实体模型, 在 ANSYS Workbench 环境下引入 APDL 语言, 建立其三维稳态热分析有限元模型。针对在地球同步轨道(GEO)的空间小推力发动机实际工作情况, 分别对发动机推力室稳态工作和发动机不工作状态进行结构热情况分析研究, 得出太阳辐射对发动机温度分布的影响规律。稳态工作时太阳辐射对推力室温度影响不大, 有太阳辐射和没太阳辐射推力室室壁温度最大差值 10 K; 发动机不工作时发动机接受太阳辐射面温度较高, 有太阳辐射和没太阳辐射推力室室壁温度最大差值 71.41 K, 太阳辐射对模型的非均匀性影响较大。该研究结果可为小推力发动机的热设计提供依据。

关键词: 液体火箭发动机; 小推力; 太阳辐射; 数值仿真; 热分析

中图分类号: V434; TB131 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2019)03-0015-05

Thermal analysis of low-thrust liquid rocket engine on orbit

YAN Bo^{1,2}, ZHANG Huiqiang¹, WANG Bing¹

(1. School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. Research and Development Center, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to obtain the influence of solar radiation on the thermal characteristics of low-thrust liquid rocket engine for deep-space-exploration, this paper analyzes the thermal environment of thrust chamber for the liquid rocket engine on orbit. Solar radiation is considered due to its effect on the heterogeneity of temperature field. With considering the structure of a liquid rocket engine, APDL is introduced into ANSYS Workbench to build a finite element model for simulating its three-dimensional steady-state thermal analysis. In view of the actual working situation of low-thrust liquid engine in geosynchronous orbit (GEO), the structural temperature changes of the engine thrust chamber during steady working and not working are analyzed, respectively. The influence of solar radiation on the temperature field is obtained. The solar radiation has little effect on the thrust chamber temperature during the steady state operation. The maximum difference of chamber wall temperature between solar radiation and non-solar radiation is 10 K. When the engine is not working, the engine surface temperature with receiving solar radiation

收稿日期: 2018-05-09; 修回日期: 2018-10-16

作者简介: 闫 波(1979—), 女, 博士, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机

tion is higher, and the maximum temperature difference is 71.41 K. The solar radiation has a great influence on the non-uniformity of the model. This research provides a criterion to the thermal design of low-thrust liquid rocket engine.

Keywords: liquid rocket engine; low-thrust; solar radiation; numerical simulation; thermal analysis

0 引言

空间探测是航天活动的一个热点方向^[1-2],而空间探测离不开小推力发动机。小推力发动机的工作环境通常是太空,所以需要进一步考虑太空星体对发动机的影响,特别是太阳辐射对模型的非均匀性热影响。当飞行器在空间预定轨道飞行时,由于飞行器相对于太阳和地球的位置和方向发生着不断的变化,其外热流和辐射交换也发生着改变,从而使得发动机遭受高低温变化的影响。因此,对小推力液体火箭发动机进行空间在轨热分析是十分有意义的。

本文利用 ANSYS Workbench 有限元分析软件,对小推力发动机推力室在地球同步轨道(GEO)的结构热特性开展了分析研究,研究成果为小推力液体火箭发动机结构热设计提供了依据。

1 GEO 轨道外热流计算方法

空间飞行器绕地球轨道运行时,受到太阳直接辐射、地球反照和地球的红外辐射,这三部分通常称为空间外热流(简称外热流),属于空间飞行器的外部热环境^[3-5]。

当空间飞行器在约 200 km 以上高度的低地球轨道(LEO)上飞行时,其接受的空间外热流主要是太阳辐射、地球反照辐射和地球红外辐射三种,对于 GEO 轨道,地球反射和红外辐射可以忽略不计,空间飞行器接受的空间外热流主要是太阳辐射^[5]。以下只针对太阳辐射进行分析。

从 LEO 至 GEO 轨道的高度上,太阳光被认为是均匀的平行光束,太阳辐射强度为太阳常数 S ,目前规定 $S = (1\,353 \pm 21) \text{ W/m}^2$ 。

空间飞行器外表面任一微元面积 dA 上(如图 1)受到的太阳辐射外热流为

$$dq_1 = S \cos \theta dA \quad (1)$$

令

$$\varphi_1 = dq_1 / S dA$$

则

$$\varphi_1 = \cos \theta$$

式中 φ_1 为太阳辐射角系数。任一面元的太阳辐射外热流为

$$dq_1 = \alpha_s S \varphi_1 dA \quad (2)$$

式中 α_s 为面元表面的太阳吸收率,太阳辐射角系数需要分析空间飞行器在空间的运动规律,以确定微元表面与地球、太阳的相对关系^[5]。

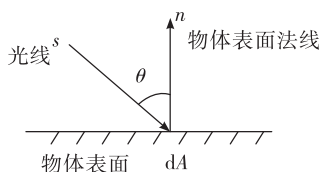


图 1 太阳辐射热流图

Fig. 1 Heat flow diagram of solar radiation

综上所述,本文对热源的基本假定如下:

- 1) 太阳辐射计算时采用的太阳常数为 $1\,353 \text{ W/m}^2$ (热流密度);
- 2) 只考虑太阳对发动机的直射和斜射,不考虑太阳的散射,太阳光为平行光;
- 3) 不考虑地球的红外辐射,地球反照;
- 4) 忽略空间飞行器对发动机的辐射和导热,不计其他行星的热辐射;
- 5) 外层空间是绝对黑体;
- 6) 只考虑推力室自身遮挡光线,不考虑其他物体遮挡^[6]。

2 有限元数值仿真模型

为了研究太阳辐射对推力室结构热特性的影响,本文采用有限元法对深空工作环境下推力室稳态工作时和不工作时分别进行了模拟计算^[7-8],两种分析都采用三维稳态热分析模型。

2.1 推力室工作参数

本文主要研究对象是某小推力液体发动机,该

型发动机相关参数如表1所示,发动机额定推力为445 N, N_2O_4 为氧化剂,混肼-50或一甲基肼(MMH)为燃料,采用液膜加辐射组合的冷却方式。发动机有较长的工作寿命,稳态工作时间大于500 s。该发动机由推力室(喷注器、燃烧室、喷管)、各种阀门、调节器及机架等各部分组成^[9]。

表1 发动机综合参数

Tab. 1 Integrated parameters of engine

发动机参数	数值(状态)
真空推力/N	445
真空稳态比冲/s	287
燃烧室压力/MPa	0.68
工作方式	1) 稳态工作; 2) 脉冲工作
最高工作温度/℃	1 343
推进剂温度/℃	4.4 ~ 38

2.2 定义材料属性及单元类型

推力室三维实体模型在Pro/E中创建,通过CAD和ANSYS Workbench的无缝连接将模型导入。建立三维实体模型后,需要定义推力室结构材料属性,包括材料密度、比热、导热等参数。

单元类型选用ANSYS软件中的solid87,单元尺寸取为0.002 m,因为推力室中同时存在热对流和热辐射换热方式,为了避免施加载荷的覆盖情况出现,这里要在内表面和外表面各设定一个表面效应单元SURF152。在内表面把燃气辐射热流密度施加在实体单元上,把对流换热施加在表面效应单元上,在外表面把太阳对推力室的辐射施加在表面效应单元上。

2.3 边界条件与加载过程

对于小推力液体火箭发动机,由于受发动机结构本身及挤压式供应系统供应压力的限制,一般采用液膜冷却结合辐射冷却的方法。同时,其中包含的传热过程有燃气对结构及结构和环境的辐射换热、燃气对结构及推进剂对结构的对流换热和结构内部的热传导。小推力发动机的工作过程,涉及到三种基本传热方式,即热传导、热对流和热辐射。

加载载荷包括:模型初场温度分布、工作环境温度、燃气辐射热流密度和燃气恢复温度、流体与壁面间对流换热系数等。本文全场发射率均设置

为0.9,初场温度分布均为298 K,工作环境温度为4 K。利用巴兹公式和发动机的热力计算数据,得到了推力室内的燃气壁面表面对流换热系数、燃气恢复温度和燃气温度的分布,如图2和图3中所示^[10-11]。喷注面上的冷却剂孔喷出冷却液,在燃烧室前段形成冷却液膜,液膜长度约为燃烧室的一半,液膜温度约为430 K。因为液膜厚度很小,且其透射率较高,故忽略燃气和壁面对液膜的辐射传热过程。喷注器前端面和喷管末端面绝热处理。

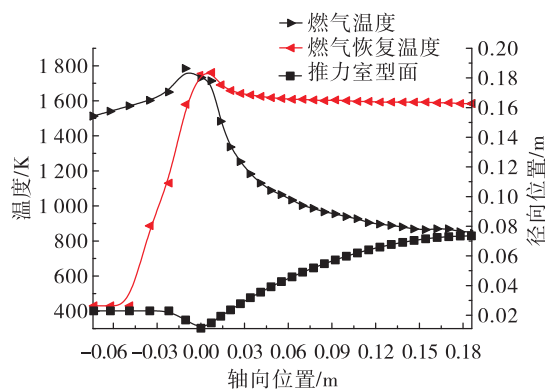


图2 燃气(液膜)沿轴向温度分布

Fig. 2 Distribution of gas (liquid film) temperature along the axial

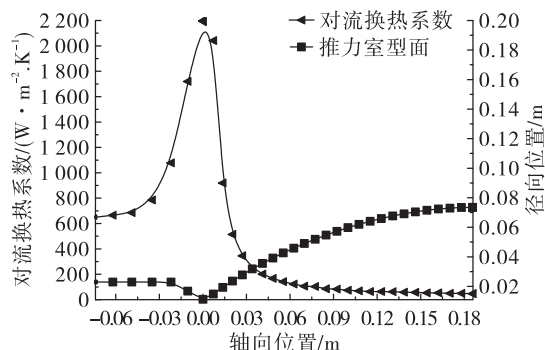


图3 燃气(液膜)沿壁面对流换热系数分布

Fig. 3 Distribution of gas (liquid film) convection heat transfer coefficient along the wall

外壁对太空的辐射采用软件自带辐射模型施加。在太空中,由于不同时刻太阳光线照射到推力室的位置不同,所以不同时刻施加到发动机表面的热量也不同,直射时通过单元热流密度为 $q = S$, S 为太阳常数,斜射时 $q = S \cos \theta$,太阳辐射施加的载荷类型为热流密度^[6]。太阳光在坐标系中方向余弦

为 $(\cos \alpha, \cos \beta, \cos \gamma)$,在 ANSYS Workbench 下插入 APDL 语言加载燃气辐射、对流载荷和太阳辐射,将燃气辐射热流密度、燃气恢复温度和对流换热系数设置为表格数组加载,把太阳光方向余弦设为参数变量,可根据发动机在太空中所处的方位设计不同的太阳辐射角度。本节假设太阳沿 x 轴垂直照射,即方向余弦为 $(-1,0,0)$,如图 4 所示。

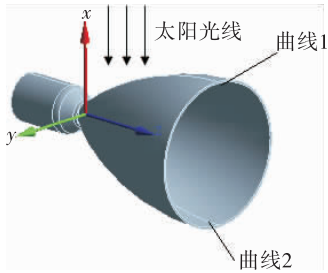


图 4 太阳辐射方向
Fig. 4 Direction of solar radiation

喷注面有燃气辐射,需要施加辐射边界条件,本文计算模型中对喷注面辐射的燃气温度取为 2 000 K 是合适的。需要对喷注器管道施加对流换热边界条件,需要得到管道对流换热系数和流体温度对流换热系数,如表 2 所示。

表 2 喷注器管道对流换热系数

Tab. 2 Convective heat transfer coefficient of injector pipe

项 目	氧化剂 主喷孔	燃料 主喷孔	冷却剂 喷孔
管道直径/mm	0.9 × 8	0.64 × 8	0.48 × 8
对流换热系数/(W · m ⁻² · K ⁻¹)	47 307	62 240	42 769

推进剂入口温度取 290 K。但在施加边界条件时,为简便起见,各段流体温度设置为平均温度,氧化剂主喷孔、燃料主喷孔、冷却剂孔内流体温度取 320 K^[12]。喷注器的辐射和对流换热采用软件自带模型施加。

推力室不工作工况只有推力室对太空的辐射和太阳对推力室的辐射,不计地球反照辐射、地球红外辐射和其他行星的热辐射。

3 数值仿真结果分析

3.1 发动机稳态工作工况

经模拟计算得到有太阳辐射和没有太阳辐射

推力室室壁温度分布规律,有太阳辐射推力室温度分布云图如图 5 所示,图 6 为没有太阳辐射推力室稳态工作时温度分布。

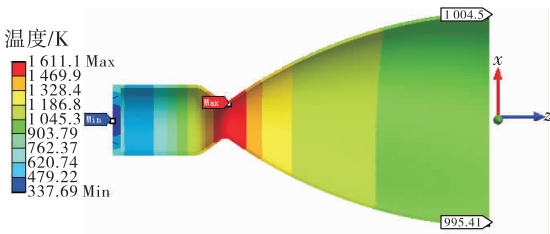


图 5 有太阳辐射稳态工作推力室壁温分布
Fig. 5 Wall temperature distribution of thrust chamber with solar radiation in steady working

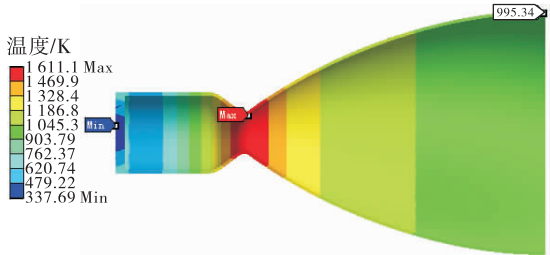


图 6 无太阳辐射稳态工作推力室壁温分布
Fig. 6 Wall temperature distribution of thrust chamber without solar radiation in steady working

有太阳辐射时选取如图 5 中两条曲线上的温度进行分析,经过分析比较发现,曲线 1 温度略高于曲线 2 温度,最大温差出现在喷管出口处,温度相差 10 K 左右,其余位置温度相差在 3 K 以下。对有太阳辐射和没有太阳辐射推力室室壁温度分布云图比较可知,温度分布和大小几乎一致,喷管喉部温差在 1 K 以下,喷管出口处相差最大,最大差值 10 K 左右。由此可以得出结论,太阳辐射对推力室稳态工作时温度有一定影响,但影响不大。

3.2 发动机不工作工况

推力室发动机不工作工况只有推力室对太空的辐射和太阳对推力室的辐射,模拟计算得到推力室温度分布云图如图 7 所示。推力室最高温度在太阳直射面喷管尾部为 338.81 K,由于有热传导作用,温度最小值不是太空温度 4 K 而是 267.27 K,最小值在推力室背光面的喷管尾部,推力室温度沿负 x 轴方向逐渐递减。

如图4所示在推力室身部内壁面两条母线上的不同位置选取了6个采样点,分别位于 $x_1 = -0.074$ m, $x_2 = -0.022$ m, $x_3 = 0$ m, $x_4 = 0.070$ m, $x_5 = 0.123$ m, $x_6 = 0.186$ m处。各处温度变化曲线如图8所示。从图8中可以看出曲线1上的温度变化趋势为温度先上升后有小幅下降,过了喉部再次上升,喷管出口处达到最大值;曲线2上的温度一直保持下降变化趋势,喷管出口处达到最小值。从两曲线温度差值可以看出,曲线1和曲线2温度差值在燃烧室和喷注器连接处最小,只相差4.15 K,然后温差开始逐渐增加直到燃烧室结束,而后温度差又开始减少,喉部温度差为8.95 K,过了喉部温度差开始逐渐增加,到达喷管尾部达到最大温度差值71.41 K。

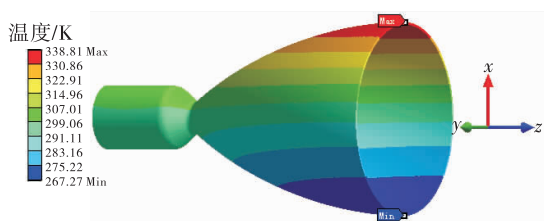


图7 有太阳辐射发动机不工作时推力室壁温分布

Fig. 7 Wall temperature distribution of thrust chamber with solar radiation under not working condition

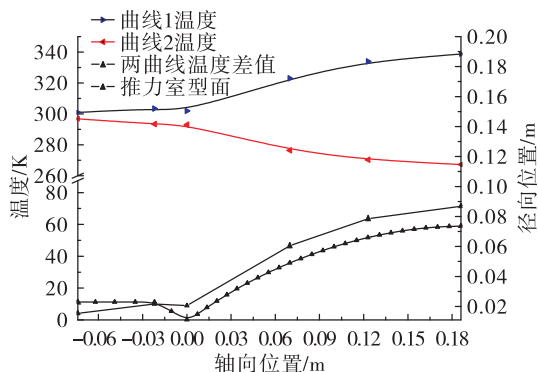


图8 推力室壁温沿轴向变化曲线

Fig. 8 Changing curve of thrust chamber wall temperature along the axial

由此可以得出结论,当发动机稳态工作时太阳辐射对推力室温度有一定影响,但影响不大。而当发动机不工作时,由于小推力发动机工作环境是太空,发动机机体一半接受太阳辐射,温度较高,一半面对深空冷环境,温度较低,太阳辐射对模型的非

均匀性影响较大。

4 结论

对考虑太阳辐射的深空工作环境下推力室稳态工作时和发动机不工作时分别进行了模拟计算,太阳辐射沿 x 轴方向垂直照射推力室,两种分析都采用三维稳态热分析模型。

1)当发动机稳态工作时太阳辐射对推力室温度有一定影响,但影响不大。有太阳辐射时推力室最大温差出现在直射母线和背光母线喷管出口处,温度相差10 K左右,其余位置温度相差在3 K以下。有太阳辐射和无辐射室壁温度分布和大小几乎一致,喷管喉部温差在1 K以下,喷管出口处相差最大,最大差值10 K左右。

2)发动机不工作工况只有推力室对太空的辐射和太阳对推力室的辐射,最高温度在太阳直射面喷管尾部为338.81 K,由于有热传导作用,温度最小值不是太空温度4 K而是267.27 K,最小值在推力室背光面的喷管尾部,推力室温度沿负 x 轴方向逐渐递减。当发动机不工作时,由于小推力发动机工作环境是太空,发动机机体一半接受太阳辐射,温度较高,一半面对深空冷环境,温度较低,太阳辐射对模型温度分布均匀性有一定影响。

参考文献:

- [1] ESPER J. The neptune/triton explorer mission: A concept feasibility study [J]. Acta Astronautica, 2006, 59 (8): 627-637.
- [2] CHIRAVALLE V P. Nuclear electric ion propulsion for three deep space missions [J]. Acta Astronautica, 2008, 61 (6): 374-390.
- [3] 闵桂荣. 卫星热控制技术 [M]. 北京: 宇航出版社, 1991.
- [4] 闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制 [M]. 北京: 科学出版社, 1998.
- [5] 刘忠祥, 郑飞, 白院生. 空间反射面天线在轨热分析 [J]. 强度与环境, 2009, 36 (5): 56-63.
- [6] 刘忠祥. 星载可展开天线结构特性分析 [D]. 西安: 西安电子科技大学, 2018.

(下转第69页)

- [7] 孙鑫, 杨成虎. 5 kN 再生冷却发动机推力室传热研究[J]. 火箭推进, 2012, 38(2): 32-37.
SUN X, YANG C H. Heat transfer investigation for 5 kN regeneratively-cooled engine thrust chamber[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2012, 38(2): 32-37.
- [8] 董飞, 何国强. 铣槽结构液体火箭发动机推力室壳体热应力分析[J]. 火箭推进, 2007, 33(3): 43-46.
DONG F, HE G Q. Thermal stress analyses of liquid propellant thruster chamber wall with milled slots[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007, 33(3): 43-46.
- [9] STECHMAN C, WOLL P, FULLER R, et al. A high performance liquid rocket engine for satellite main propulsion [C]//36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibi. Reston. Virgina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.
- [10] 张建伟, 孙冰, 郑力铭. 基于非协调单元的液体火箭发动机推力室热结构分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(10): 2346-2351.
- [11] 吴有亮, 张成印, 潘浩, 等. 再生冷却燃气对流换热系数计算方法优化研究[J]. 火箭推进, 2018, 44(1): 22-26.
WU Y L, ZHANG C Y, PAN H, et al. Optimization for calculation method of gas convective heat transfer coefficient inside regeneratively-cooled chamber[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(1): 22-26.
- [12] 熊元建. 小推力液体火箭发动机结构热分析[D]. 北京: 清华大学, 2011.

(编辑: 马 杰)