

某膨胀循环发动机推力室 冷却结构流场仿真分析

周 伟

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 为了研究某膨胀循环氢氧发动机推力室冷却结构流场分布特性, 进行了单根冷却通道和完整冷却通道结构的三维 CFD 分析。仿真计算过程中, 以单根通道模型的仿真结果作为完整通道结构模型流场仿真分析的边界条件之一, 并考虑了材料物性参数随温度或压力的变化。分析结果表明: 1) 仿真预测的温升、压降与热试验实测值吻合, 该推力室冷却通道流量相对偏差范围为 $-4.8\% \sim 6.6\%$, 由此造成喉部气壁温的环向偏差为 33 K; 2) 集合器管内流体的环向流动压差、法兰起分流或汇聚作用时拐弯效应形成的压力波动是造成冷却通道流量不均匀分布的主要原因, 出口集合器内的压力分布对通道流量分布起主要作用; 3) 提高通道流量均匀性的措施可以从增大出口集合器管径或采用变管径设计、采用扩口型法兰并设置弧形导流片、集合器的进、出口法兰布置在同一环向位置等方面进行考虑。

关键词: 膨胀循环发动机; 推力室; 冷却通道; 分布不均

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 02-0063-07

Flow field simulation analysis of cooling configuration in thrust chamber of an expander cycle engine

ZHOU Wei

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to investigate the flow field distribution features of cooling configuration in thrust chamber of an expander cycle engine, 3D CFD analyses for single channel and full channel configuration are done. In computation process, the simulation result of single channel model is taken as one of the boundary conditions in flow field simulation analysis of full channel structure model, in which the variation of material physical property parameters with pressure or temperature is considered. The analysis results show as follows: 1) the temperature rise and pressure reduction predicted in simulation is consistent with results got in hot testing, and the relative deviation of mass flow in the cooling channel of the thrust chamber is $-4.8\% \sim 6.6\%$, as a result, the circumferential

收稿日期: 2014-08-13; 修回日期: 2014-12-11

作者简介: 周伟 (1982—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机推力室

deviation of the side-wall temperature at throat is 33 K; 2) the pressure differential caused by circumferential flow in manifold, and the pressure fluctuation caused by flow turning effect at the conjugate corner formed with flange and manifold are the primary cause which leads to mass flow uneven distribution, and the pressure distribution in outlet manifold plays a leading role in mass flow distribution in cooling channels; 3) the measures to decrease mass flow maldistribution can be amplification of the inner diameter of outlet manifold tube or variable diameter design, funnel-shaped flange with guide vanes, and also can arrange inlet and outlet flanges in same circumferential position.

Keywords: expander cycle engine; thrust chamber; cooling channel; maldistribution

0 引言

氢氧火箭发动机推力室燃烧室和喷管内的流动工质为高温高压燃气, 室壁结构承受的最高热流密度高达数十 MW/m^2 , 其热防护主要靠低温氢在冷却通道中的强制对流换热过程实现。推力室冷却结构设计时, 通常按各条通道流量均匀分配的假设进行一维或三维传热计算, 计算得到的气壁温是判断室壁结构能否可靠安全工作的一个重要指标。然而, 现实中通道流量不可能达到完全的均匀分配状态, 通道流量不均匀性程度越大, 推力室气壁温在环向上的不均匀程度也越大。流量最小位置的冷却通道对应的内壁温度最高, 内壁热防护安全余量减小, 甚至有出现局部高温烧蚀的可能。因此, 为确保内壁热防护设计的可靠性, 需要对推力室冷却通道流量分配过程进行仿真分析, 从而指导冷却集合器设计, 尽可能实现流量的均匀分配。

欧洲在 Vulcain 2 发动机研制过程中曾进行推力室冷却夹套入口集合器内流场的三维仿真分析, 计算域进口位于集合器上法兰入口, 出口位于连接集合器与通道的数百个小孔出口处, 得到了小孔的流量分布^[1]。但由于计算域仅仅包含进口集合器, 未考虑冷却通道的影响, 因此结果不够准确。VINCI 发动机研制中对推力室进口集合器、出口集合器及其与冷却通道的耦合场进行了三维流动过程仿真分析^[2], 此模型将推力室再生冷却段简化为直筒型, 可能带来较大误差。日本 LE-5B 发动机开展了包括燃烧、室壁导热和再生冷却流动与传热过程的耦合三维仿真^[3], 此方法虽最接近真实结构, 但模型较复杂, 网格数达1.7

亿, 耗费资源巨大。国内对推力室冷却结构的仿真研究集中于单条冷却通道传热过程的模拟, 主要研究热流密度、气壁温的分布规律及通道布局、几何结构参数等因素对传热过程的影响^[4-7]。此类分析均是假定为冷却通道中冷却剂均匀分布的理想状态, 并未开展过对包括集合器在内的整个冷却结构流场分布的研究。

本文利用三维 CFD 方法对膨胀循环氢氧发动机推力室冷却结构全流场进行仿真分析, 计算域包括进口集合器、所有冷却通道、出口集合器, 同时考虑了冷却剂在通道中的对流换热过程, 得到了冷却通道的流量分布情况。

1 物理模型和计算方法

1.1 推力室冷却结构简述

图1为某膨胀循环氢氧发动机推力室再生冷却结构简图。该冷却结构在流路设计上采用顺流方式, 即冷却剂在冷却通道中的流动方向与燃烧室内燃气流动方向相同。低温冷却氢从靠近喷管一侧的进口法兰进入进口集合器, 在进口集合器内沿环向流动, 并不断流入冷却通道中。氢在冷却通道中顺流而下, 并不断吸热升温, 在位于短喷管出口处经出口集合器汇聚后通过出口法兰流出。

图2为冷却通道垂直于流动方向横截面内的二维传热过程示意图。燃气以对流和辐射换热方式向内壁传热, 冷却通道内高速流动的低温氢通过与铄槽底面和侧面的对流换热将这部分热量带走, 从而确保内壁结构温度维持在材料允许使用范围内。铄槽内壁材料为高导热系数的铜合金材料, 外壁为起支撑作用的金属外套。从图中传热

过程可知, 燃气侧过来的热流一部分在通道底面与冷却剂进行对流换热, 另一部分沿着肋片高度方向传导, 并通过肋侧面与冷却剂进行对流换热。因此, 通道中冷却剂的吸热量主要靠通道底部和侧壁传递, 经外壁传递的热量较少, 通道中氢存在着下高上低、外高内低的温度分层现象。

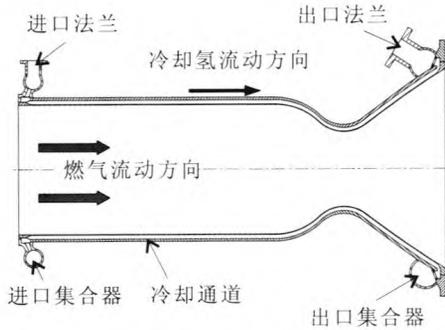


图 1 推力室冷却结构示意图

Fig. 1 Sketch for cooling structure of thrust chamber

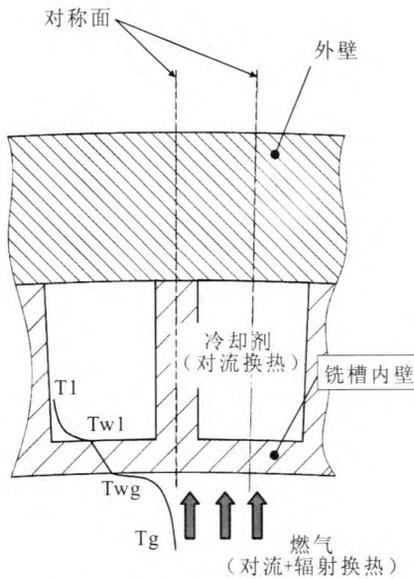


图 2 冷却通道内二维传热过程示意图

Fig. 2 2-D heat transfer in cooling channel

1.2 计算方法和物理模型

冷却氢在冷却结构内的流动可分为三个区: 进口集合器区、冷却通道区和出口集合器区。一方面, 在不考虑冷却通道加工误差的情况下, 由于环向几何结构的不对称性, 进口和出口集合器的几何结构对冷却通道的流场均匀性起着决定性作用。另一方面, 出口集合器内流体为经冷却通

道吸热后的高温 (相对入口而言) 氢, 通道来流的温度、压力、速度大小对流场结构也有较大影响, 而后者主要与冷却通道换热过程有关。因此, 冷却通道流量均匀性评估必须对包含进口集合器、冷却通道、出口集合器在内的整个冷却结构流场进行一体化模拟, 其中, 氢在冷却通道内换热过程的模拟是关键。

从图 2 可知, 冷却通道的传热过程包括燃气侧对流辐射换热、内壁导热和冷却剂侧对流换热三部分, 传热过程较为复杂。当前对单条冷却通道传热过程模拟时一般建立包括燃气区域、内壁区域、冷却剂在内的计算域, 单个模型的网格数量通常在 20 万以上, 而本推力室的通道数为 288 个, 按此类推整个模型的网格数将达到 5 000 万以上, 这在已有硬件条件下难以实现。因此, 本文按以下思路对模型进行简化:

1) 认为两集合器与外界无热交换, 内部为绝热流动, 因此不考虑集合器固壁结构的导热过程;

2) 由于出口集合器内的流场结构只与通道出口 (即出口集合器入口) 氢的状态有关, 后者只与冷却通道获得的总热量有关, 所以在冷却通道区计算域只包含氢流动部分, 通过在通道四周给定热流, 使得氢在通道出口的状态与单通道时基本一致。通道四周热流大小按照单通道模型计算得到的热流平均值给定, 可实现吸热量和出口温度与单通道模型基本一致。

本文对冷却通道流场的模拟采用分步计算: 首先进行较密网格下单通道传热过程的数值模拟, 获得通道四周的换热量; 然后进行包含全通道的冷却结构流场仿真。

1.3 网格模型和数值模型

根据通道的几何周期对称性, 单通道计算域在周向上取为图 2 所示对称面所夹区域, 为全通道模型的 1/288。包含燃气流动区、内壁固体区、冷却氢流动区和外壁固体区, 如图 3 所示。计算域采用块结构化网格技术, 运用六面体网格进行划分, 块与块之间交界面上共用网格节点, 网格总数约为 20 万。对温度梯度较大的流体域的近壁区和喷管喉部区段的网格进行加密处理。通道

区设置为质量入口、压力出口边界,燃气流动区为压力入口、压力出口边界,除对称面以外的所有外部壁面均为绝热边界,流体与固体交界面为内部耦合面。

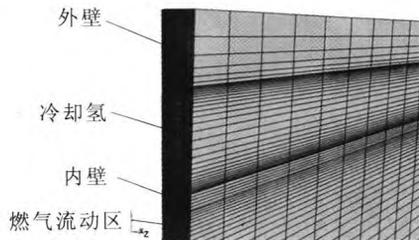


图3 单通道计算域网格模型

Fig. 3 Grid model of single channel computational domain

氢的密度、比热、导热系数、粘度等物性参数考虑随温度、压力的变化,根据文献[8]采用拉格朗日插值法求出。固体区锆铜内壁的导热系数取自文献[9],采用多项式拟合成温度的函数,镍外层导热系数也考虑随温度的变化。燃气密度由理想气体状态方程求出,其余物性参数根据室压、混合比由热力计算得到。

全通道计算域完全按照真实结构进行建立,进、出口边界分别位于进、出口法兰对接面。对通道区采用结构化网格,横截面内网格密度大于轴向网格密度,进、出口集合器区由于结构较复杂,采用非结构化网格。全通道模型网格总数为340万,见图4。采用质量入口、压力出口边界及通道四周为热流边界,其值为单通道模型计算得到的平均热流。集合器流动区边界也为绝热壁面。

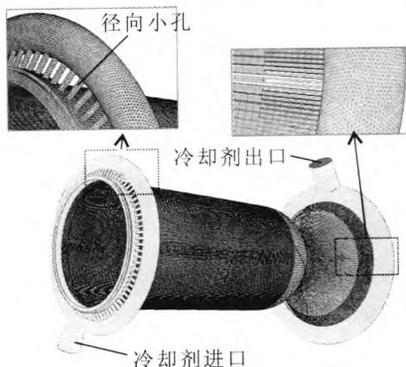


图4 全通道计算域网格模型

Fig. 4 Grid model of full channel computational domain

由于入口氢处于35 K和11 MPa的超临界状态,通道压降估算在1 MPa左右,因此氢在通道内均为单相流动,且压降小,为简化计算在此不考虑压力变化对物性的影响。氢物性只考虑随温度变化,采用分段多项式进行拟合,拟合压力取为进、出口压力的中值,约10.5 MPa。固体材料导热系数设置同单通道模型。

单通道和全通道模型均采用相同的控制方程求解,湍流模型为对二次流模拟较好的Realizable $k-\epsilon$ 模型^[10],并采用标准壁面函数处理近壁区流动,无量纲壁面距离 y^+ 控制在30~300范围。湍流模型方程中系数见表1。

表1 Realizable $k-\epsilon$ 模型中的系数

Tab. 1 Coefficients in Realizable $k-\epsilon$ model

c_1	c_2	σ_k	σ_ϵ	σ_T
1.44	1.9	1.0	1.2	0.85

由于计算过程中密度等物性参数与温度强烈耦合,所以对压力、速度、温度等采用较低的欠松弛因子来保证计算的稳定性。压力-速度的耦合方法采用应用广泛的SIMPLE算法,考虑到收敛性,对流项采用一阶迎风格式进行离散,压力插值格式采用标准格式,密度插值格式采用一阶迎风格式。扩散项全部采用具有二阶截差的中心差分格式离散。

2 计算结果及分析

2.1 单通道模型计算结果

进行单通道模型计算的目的是为了获得通道壁四周的平均热流密度,所以在此不对冷却通道内的温度场、气壁温分布等进行详细分析。此方面的分析可见文献^[4-7,11]。

冷却通道壁面的热流均值见表2,其中的面积和换热量均为根据周期性对称简化条件,换算到全通道时的值。从中看出,更靠近燃气侧的底面热流密度最大,侧壁次之,顶部热流密度不到底部的1/4。由于侧面的换热面积最大,其换热量也最大,占到整个换热量的83%,底部次之,占比13.7%,顶部换热量最少,占比3.3%。可

见，冷却通道中氢的换热主要通过侧面和底面进行，外层换热量基本可以忽略，其在设计上更多起到结构支撑作用。

表 2 冷却通道壁面换热量

Tab. 2 Heat flux on cooling channel walls			
	换热量/MW	平均热流密度/(MW/m ²)	面积/m ²
底面	1.25	5.42	0.23
侧面	7.57	3.64	2.08
顶面	0.30	1.18	0.26

单通道模型计算得到的冷却通道温升为 202.6 K、压降为 0.69 MPa，该工况热试车实测温升为 203.3 K、压降为 0.59 MPa，两者基本一致，说明单通道模型对传热量的模拟较为准确。

2.2 全通道模型计算结果分析

1) 冷却通道段计算结果

全通道计算得到的通道出口温度为 237 K、压力为 10.15 MPa，而对应工况下热试车实测通道出口温度为 240.7 K，压力为 10.16 MPa，计算结果与热试值非常接近，表明冷却通道出口流体状态比较符合实际情况。

全通道模型的整体压力云图见图 5。可以看出，压力云图等值线并不是垂直于推力室 x 轴向，这是因为冷却通道的流量和压力存在一定的不均匀性。

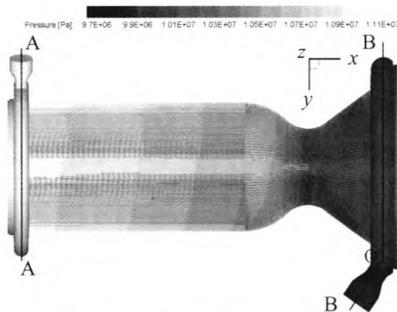


图 5 全通道模型压力云图

Fig. 5 Pressure contour of full channels model

2) 进口集合器流场分析

图 6 为过进口集合器中心的 A-A 截面速度云图，图 7 为 A-A 截面的压力云图。从速度云

图和压力云图来看，流场存在如下三个特点：a) 冷却氢通过法兰进入集合器后在流到正对入口的集合器内侧壁面形成滞止效应，流速降低、静压升高；b) 冷却氢从法兰往两侧拐入集合器时，因拐角处外侧壁面拐弯程度较为剧烈，形成低速、低压的脱壁漩涡区，此漩涡压缩了有效流通面积，使得靠内侧流体的环向流速升高，此处最高流速为 60 m/s，为集合器内流速最高的区域；c) 冷却流体在集合器管内环向流动过程中，冷却氢不断沿径向小孔（见图 4）流入冷却通道，集合器内流量逐渐减少，环向流速降低，动压头减小，静压升高，在与入口成 180° 夹角位置环向流速趋于零，静压达到最大值。



图 6 A-A 截面速度云图

Fig. 6 Velocity distribution at cross section A-A

3) 出口集合器流场分析

图 8 和图 9 分别为 B-O-B 截面的速度云图和压力云图。出口集合器内的流动过程与入口集合器相反，流场分布特点如下：a) 经冷却通道换热后的氢从集合器整周向出口法兰处汇集，在此过程中随着环向流量的不断增加，流速逐渐增大，动压头升高，静压减小；b) 集合器管内流体在出口处相汇，管壁内侧存在一个速度较小、压力较高的滞止区；c) 集合器内流体相汇后拐入出口法兰时，在法兰壁两侧形成低速、低压回流区，且流体出法兰口时仍未完全附壁，法兰中心为流速最高区域，达到 200 m/s。

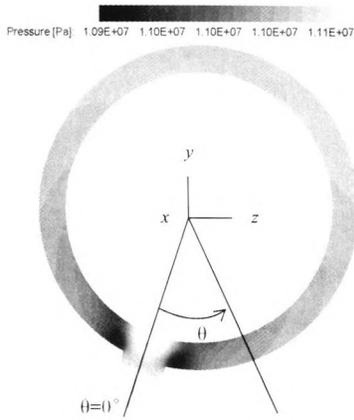


图7 A-A 截面压力云图

Fig. 7 Pressure distribution at cross section A-A

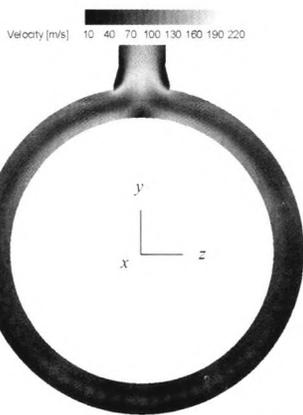


图8 B-O-B 截面速度分布

Fig. 8 Velocity distribution at cross section B-O-B



图9 B-O-B 截面压力云图

Fig. 9 Pressure distribution at cross section B-O-B

4) 流量分布特性分析

图 10 为不同环向位置通道进、出口压力分布情况。图中横坐标为环向角度 θ ， $\theta=0^\circ$ 处为进口集合器进口法兰中心平面所在位置（如图 7 所

示)。可看出：a) 通道入口压力基本一致，通道出口的压力最大与最小相差 0.1 MPa，出口压力的不均匀程度要远大于入口；b) 通道出口压力最小区域出现在 $\theta=200^\circ$ 附近，与出口法兰位置对应。

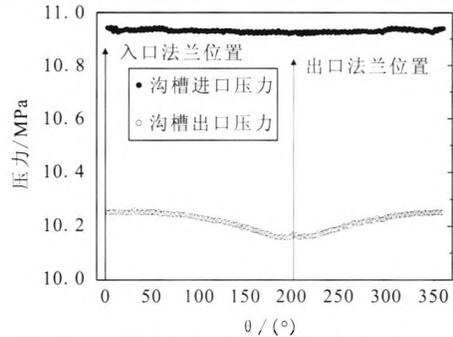


图 10 不同环向位置的通道进、出口压力分布

Fig. 10 Pressure distribution at different circumferential places of channel inlet and outlet

出口压力分布不均匀性相对进口较大的原因可解释为进口集合器内冷却氢温度低、流速低、动压变化小，而出口集合器内吸热后的氢温度较高、流速高、动压变化大。

图 11 为不同环向位置的通道压降和流量相对于平均值的相对偏差分布。从图中看出，通道压降与流量相对偏差分布规律一致，也与图 10 中出口压力分布一致，最大压降、最大流量均出现在出口法兰对应的区域，压降较小、流量较小的通道位于与出口法兰成 180° 区域。虽然入口法兰位置也对应于低流量区，但根据图 10 中进口压力较为均匀的分布情况来看，流量分布特性主要与出口压力分布有关，入口集合器流场对通道流量分布均匀性影响较小。

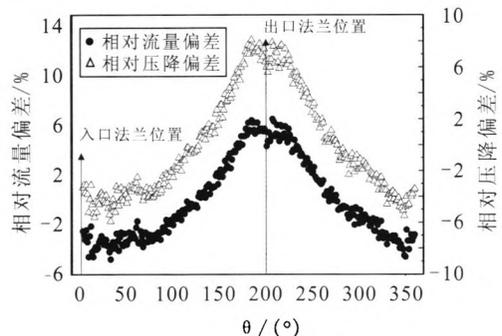


图 11 不同环向位置的通道压降和流量偏差分布

Fig. 11 Distribution of pressure reduction and mass flow relative deviation at different circumferential places

图 11 中所示流量分布谷值、峰值所在位置均存在小幅的波动, 这与集合器进口法兰和出口法兰处的入口分流与出口汇聚过程造成的压力波动有关。

通道流量最大值相对平均值的偏差为 6.6%, 流量最小值相对平均值偏差为 -4.8%。分别按照最小偏差、设计平均流量、最大偏差进行单通道传热计算, 计算结果见表 3。不同环向位置喉部气壁温的最大差值为 33 K, 冷却通道出口温度的差值 31 K。内壁材料铍铜合金在超过一定温度时强度、抗蠕变性能急剧下降。由于现有仿真手段对于气壁温绝对值的预测尚存在一定偏差, 壁温的安全余量难以准确评估, 因此在冷却结构设计时, 必须考虑环向流量不均匀造成的气壁温偏差, 避免由此造成安全余量减小或不足的情况。

表 3 不同流量单通道传热仿真结果比较

Tab. 3 Comparison of heat transfer simulation results of single channel with different mass flow

参数	计算工况			最大与最小差值
	最小流量	平均流量	最大流量	
通道出口温度/K	255	246	234	31
最高气壁温/K	847	836	814	33

3 结论

通过对某膨胀循环发动机推力室冷却结构流场进行仿真分析, 得到了进、出口集合器流场分布特性和不同环向位置冷却通道的流量分布特性。经过分析得到如下结论:

1) 某膨胀循环发动机推力室冷却通道流量相对于平均值的相对偏差范围为 -4.8%~6.6%, 由此造成喉部气壁温的环向偏差为 33 K。

2) 无论是对于进口还是出口集合器, 集合器管内流体的环向流动压差、法兰起分流或汇聚作用时拐弯效应形成的压力波动是造成冷却通道流量不均匀分布的主要原因。

3) 由于冷却通道入口氢温低、流速小, 出口氢温高、流速大, 因此出口集合器内的压力分

布对通道流量分布起主要作用。

4) 提高通道流量均匀性的措施可从以下方面考虑: 增大出口集合器管径或采用变管径设计, 减小环向流动时的动压变化; 法兰入口设置弧形倒流片, 并采用扩口型法兰, 减小法兰处的压力波动; 集合器的进、出口法兰在同一周向位置, 可一定程度上减小通道的压差变化。

参考文献:

- [1] GEORGI S, GORGEN J, HAIDINGER F A. Flow Simulations for the design of Vulcain 2 thrust chamber manifolds, 98-3369 [R]. USA: AIAA, 1998.
- [2] MATTSTEDT T B, HAIDINGER F, LUGER P, et al. Development, manufacturing and test status of the VINCI expander thrust chamber assembly, AIAA 2002-4009 [R]. USA: AIAA, 2002.
- [3] HIDEYON, DAIMONY, KAWASHIMA, et al. Conjugated combustion and heat transfer modeling for full-scale regeneratively cooled thrust chambers, AIAA 2013-3997 [R]. USA: AIAA, 2013.
- [4] 李军伟, 刘宇. 一种计算再生冷却推力室温度场的方法 [J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 550-556.
- [5] 吴峰, 王秋旺, 罗来勤, 等. 液体火箭发动机推力室冷却通道流动与传热数值研究 [J]. 推进技术, 2005, 10(5): 389-393.
- [6] 张宏伟, 陶文铨, 何雅玲, 等. 再生冷却推力室耦合传热数值模拟 [J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 930-936.
- [7] 韩非, 刘宇. 冷却剂不同流动方式对膨胀循环推力室再生冷却换热的影响 [J]. 航空动力学报, 2006, 21(6): 1116-1122.
- [8] MCCARTY R D. Hydrogen technological survey: thermo-physical properties, NASA SP-3089 [R]. USA: NASA, 1975.
- [9] 刘国球, 任汉芬, 朱宁昌, 等. 液体火箭发动机原理 [M]. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [10] 王福军. 计算流体动力学分析—CFD 软件原理与应用 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.
- [11] KNAB A F. Advanced cooling circuit layout for the VINCI expander cycle thrust chamber, AIAA 2002-4005 [R]. USA: AIAA, 2002.

(编辑: 王建喜)