

# 发动机起动燃气返腔仿真与影响分析

刘洪坤, 王维彬

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

**摘 要:** 针对某液体火箭发动机在试车起动时出现的燃气发生器头部温度过高现象, 建立了发动机起动时发生器及燃气系统内部流动的三维模型, 通过 Fluent 流场计算对起动燃气路内流场进行了模拟和分析。从启动器起动 0.65 s 定常流场计算结果与 0~0.65 s 的瞬变流场计算结果中可以看出, 火药启动器燃烧后的起动燃气沿倾斜的燃气入口进入燃气路, 经内壁反射后冲入燃气发生器, 燃气进入发生器头腔, 造成了发生器头部温度过高。调节氧头腔氨吹除流量, 进行起动的 0.65 s 定常数值模拟。模拟结果表明, 适当增大吹除流量是控制起动时发生器头部温度的一个行之有效的手段。再将燃气多通的燃气入口倾角改进为 80° 倾角和 90° 倾角, 分别建立模型并进行了起动的 0.65 s 定常数值模拟。模拟结果与原模型进行比较时发现, 燃气入口倾角增大可以在一定程度上改变起动燃气路径, 减少燃气返腔造成的头腔温度峰值过高的影响。

**关键词:** 氢/氧火箭发动机; 数值模拟; 优化设计

**中图分类号:** V434-34    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1672-9374 (2011) 02-0030-08

## Backflow simulation and its influence analysis for gas generator of LRE

LIU Hong-kun, WANG Wei-bin

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

**Abstract:** A 3D model of the generator and the gas flow inside the gas system while the engine is starting is established to eliminate the high-temperature phenomenon appearing at the head of LH<sub>2</sub>/LOX engine gas generator as the engine starts. The inner flow field in the starting gas line was simulated and analysed after flow field calculation with the Fluent software. The calculation results of the steady flow field as the starter works for 0.65 s and the unsteady flow field in the range of 0~0.65 s show that the starting gas from the burned starter enters into the gas pipe by the declining gas intake, reflects on the inner wall, then goes into the gas generator and its head, and results in a over high temperature there. The numerical simulation of the steady flow field at 0.65 s was conducted. The result shows that the appropriate increase of the ablation flow and the gas intake angle (80° and 90° ) is an effective measure to reduce the influence of the high temperature on the engine.

收稿日期: 2010-11-24; 修回日期: 2011-01-10

基金项目: 国家航天技术支撑项目

作者简介: 刘洪坤 (1985—), 女, 硕士, 研究领域为航空宇航科技理论与工程

**Keywords:** LH<sub>2</sub>/LOX rocket engine; numerical simulation; optimization design

## 0 引言

液体火箭发动机的工作过程包括起动、额定工作和关机,其中以起动过程最为关键。起动过程是发动机接收到起动指令,打开有关阀门至发动机推力达到额定工作状态的过程<sup>[1]</sup>。在起动过程中,发动机系统参数在大范围内迅速地变化,且伴随着不同的过渡过程,系统组件处于较恶劣的工况,容易导致发动机故障。液体火箭发动机研制和使用阶段发生的故障有 30% 以上发生于起动和其它过渡工况,因此,对发动机起动过程进行研究十分重要<sup>[2]</sup>。

本文以某液体火箭发动机的起动过程为研究对象,对发动机的结构进行了深入分析,以期通过数值模拟方法重现燃气发生器头部面板温度过高现象的内流场,深化对这一现象的认识,从而提出对其控制的具体措施,并用数值模拟来验证增加氧头腔吹除流量与火药启动器相对于发生器布局位置变化对起动燃气倒灌的影响。

## 1 模型构建

某发动机以液氢/液氧为推进剂,采用燃气发生器动力循环。发动机主要由推力室、燃气发生器、氢涡轮泵、氧涡轮泵、阀门、火药启动器和火药点火器等组成。其工作过程是先用火药启动器的燃气驱动氢/氧涡轮泵,利用泵的增压作用,将增压后的氢/氧推进剂按一定的混合比送入发动机的燃气发生器和推力室内,燃气发生器内的推进剂燃烧后所产生的燃气驱动氢氧涡轮泵,推力室内的推进剂燃烧后生成的燃气从喷管喷出产生推力。

### 1.1 物理模型

发动机火药启动器工作时间 1 s。启动器开始工作前先进行吹除,吹除气体由氧腔内通过氧

喷嘴进入燃气发生器;0 s 时刻启动器开始工作;启动器工作 0.65 s,氧阀打开,氧喷嘴要开始通入低温氧。因此,本文以启动器工作 0~0.65 s 为研究对象。

根据对起动燃气路的分析,起动燃气从与启动器出口对接的燃气多通开始流入:主路至燃气发生器头部氧腔;左右两路至氢涡轮与氧涡轮入口前,途经燃气阀与起动燃气阀。为减少数值模拟的复杂度,在不影响模拟结果的情况下,对模型做简化处理:简化掉氢腔与氢喷嘴相关结构;起动燃气阀由于一直是关闭状态,将该支路去掉,将燃气阀入口作为压力出口。

计算中需要用到的参数均模拟试车时的条件。其中,燃气发生器氧头腔氮吹除的条件是按标准给定;起动燃气在试车时没有进行测量,采用同等条件下,对火药启动器推进剂热力计算得到的推进剂主要燃烧产物和能量示性数;其他边界条件有试车时传感器测量的数据,采样速率为 1 K。

建立好数值模拟的计算域模型后,采用分区划网格的方法<sup>[3]</sup>,结构网格与非结构网格相结合划分。根据数值模拟的需要定义边界属性,如图 1 所示。

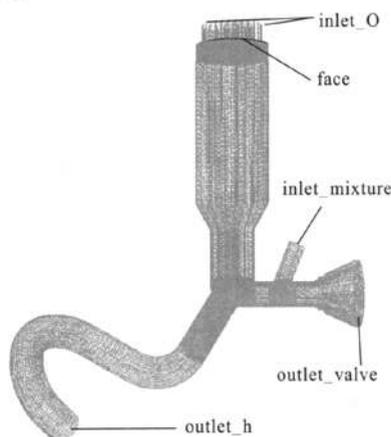


图 1 起动模型网格与边界条件

Fig. 1 Mesh and boundary condition of starting model

## 1.2 数学模型

假设该流动绝热、不可压, 根据其物理问题的描述选定用到的控制方程:

首先必须满足三大基本控制方程, 就是质量守恒方程、动量守恒方程和能量守恒方程<sup>[4]</sup>。火药启动器推进剂燃烧后共产生一氧化碳、氮气等五种气体, 再加上吹除氦气, 该模型共有六种气体, 因此需要满足组分运输模型<sup>[5]</sup>。该流动为复杂的湍流流动, 结合 Fluent 中各种湍流模型的特点, 选用了最常用的标准  $k-\varepsilon$  模型以及在近壁区域内采用的标准壁面函数处理方法<sup>[6]</sup>。发动机启动 0-0.65 s 的瞬变过程, 边界参数来源于试验时传感器测量的数值, 是一系列变化的数值, 需要编写 UDF 程序将数据输入到模型内<sup>[7]</sup>。

Fluent 的控制方程离散方式是有限体积法。在数值计算中空间离散格式和时间离散格式均选用一阶迎风格式<sup>[8]</sup>。离散后控制方程组的求解方法根据 Fluent 的用户手册推荐, 对于瞬态问题, PISO 算法有明显的优势; 而对于稳态问题, 选 SIMPLEC 算法更合适。

## 2 计算结果分析

### 2.1 定常计算

对该计算进行的边界设置按照试验时具体情况设置。

质量入口 inlet\_o: 该入口即为氦气吹除进口。氦气吹除压力为 1.483 MPa, 温度为 263.571 K, 标准质量流量, 湍流初始值根据公式 (1) 进行计算。其组分输运选项设置氦气的质量分数为 1, 其余为 0。

$$k = \frac{3}{2} \bar{u}'^2 = \frac{3}{2} \bar{u} \cdot 0.16 \left( \frac{\bar{u} D}{\nu^2} \right)^{-1/8}$$

$$\varepsilon = 0.09 \frac{k^{3/4}}{L}$$

$$L = 0.07D$$

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (1)$$

式中:  $k$  为湍动能;  $\varepsilon$  为湍流耗散率;  $L$  为特征长度;  $\bar{u}$  为流动平均速度;  $D$  为水力直径;  $\mu$  为

动力粘性系数;  $\nu$  为运动粘性系数;  $\rho$  为密度。

速度入口 inlet\_mixture: 该入口即为与火药启动器对接的启动燃气进口。启动燃气速度为 1872.47 m/s, 总温为 1522.9 K, 湍流初始值同样根据公式 (1) 计算给定。其组分输运选项设置根据表 1 进行设定, 氦气质量分数为 0<sup>[9]</sup>。

表 1 启动燃气组分分布

主要燃烧产物	燃烧产物量 /mol	燃烧产物质量 /g	燃烧产物质量分数
H <sub>2</sub>	17.196	34.392	3.4742
H <sub>2</sub> O	0.0848	1.5264	0.1542
N <sub>2</sub>	3.9991	111.9748	11.3113
CO	19.7233	552.2524	55.7865
CO <sub>2</sub>	6.5852	289.7928	29.2738

压力出口 outlet\_h: 采用 0.65 s 时刻氢涡轮前的参数 0.142 MPa, 672.176 K。

压力出口 outlet\_valve: 采用 0.65 s 时刻燃气阀前的参数 1.211 MPa, 1206.293 K。

调整合适的松弛因子, 监测残差曲线与两个出口处的质量流量曲线。当残差曲线低于设置的收敛残差值, 质量流量曲线平稳无变化时, 可认为流场计算已经收敛。

对该模型做推力室与氧路的对称平面  $Z=0$  平面, 观察温度云图。

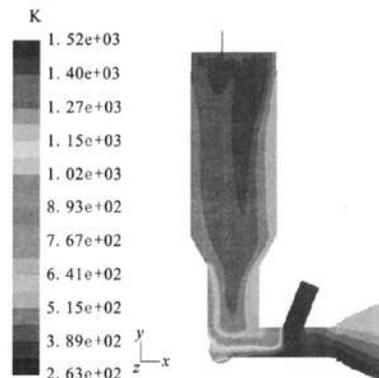


图 2 某发动机启动 0.65 s  $Z=0$  平面温度云图

Fig. 2 Temperature contour of  $Z=0$  plane as the starter works for 0.65 s

图 2 为起动过程中燃气路的温度分布。燃气发生器内有氦气吹除, 因此温度较低, 符合流动规律。

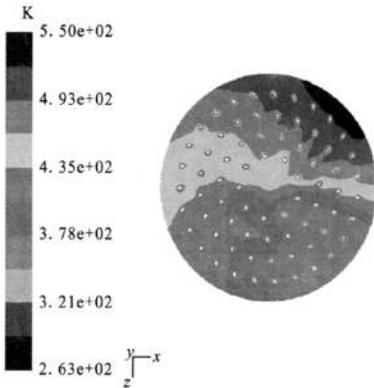


图 3 某发动机起动 0.65 s face 平面温度云图

Fig. 3 Temperature contour of the face plane as starter works for 0.65 s

再观察图 3 所示的燃气发生器面板上的温度分布。在常温吹除氦气与高温燃气的共同作用下, 面板上呈现分明的温度梯度, 温度最高的点达到 529.416 K, 喷嘴周围在氦气吹除作用下温度较低。

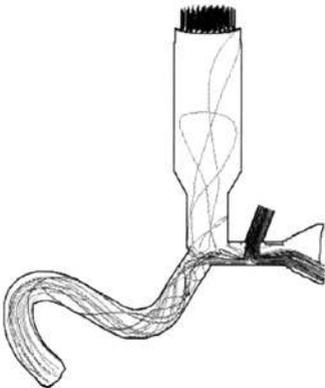


图 4 某发动机起动 0.65 s 起动燃气流线图

Fig. 4 Streamline chart of starting gas as starter works for 0.65 s

图 4 示意了高温燃气的流线轨迹, 从中可以推测, 由于燃气多通与启动器对接的燃气入口位置倾斜朝向燃气发生器出口方向与水平方向呈 68° 倾角, 导致火药启动器燃烧后产生的起动燃

气经内壁反射后冲入了燃气发生器。图 5 的平面压力云图也证实了这一点, 在沿倾斜的多通进口下方, 产生了局部高压区。

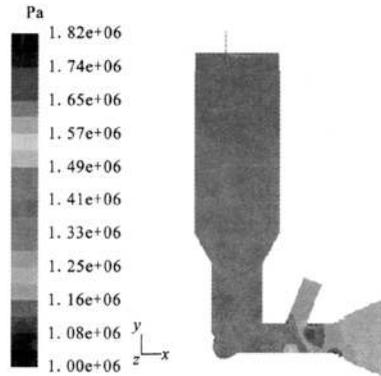


图 5 某发动机起动 0.65 s Z=0 平面压力云图

Fig. 5 Pressure contour of Z=0 plane as starter works for 0.65 s

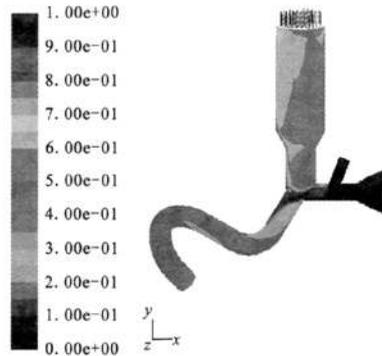


图 6 某发动机起动 0.65 s He 质量分数分布云图

Fig. 6 Percentage mass contour of He as starter works for 0.65 s

从图 6 的吹除氦气质量分数分布图可以看出, 燃气发生器腔内混杂了其他流体, 即起动燃气进入了燃气发生器腔。氦气量不足以抵挡起动燃气的作用, 最后基本由氢路流出。

## 2.2 瞬变计算

启动器起动 0-0.65 s 的边界设置如下:

质量入口 inlet\_o: 氦气吹除压力为 0.317 MPa, 温度为 259.136 K, 标准质量流量, 湍流初始值根据公式 (1) 进行计算。实际上, 由于流动平均速度、水力直径与动力粘性系数均与上文的

计算一样, 这里的湍流初始值也没有改变。

**压力出口 inlet\_mixture:** 对于非定常计算之前要先进行稳定场的计算, 这里燃气进口设置为启动器工作前的状态, 作为压力出口。压力、温度均按缺省值给定。

**压力出口 outlet\_h:** 采用 0 s 时刻氢涡轮前的参数 0.165 MPa, 261.557 K。

**压力出口 outlet\_valve:** 采用 0 s 时刻燃气阀前的参数 0.391 MPa, 258.25 K。

首先通过定常计算得到稳定场, 然后进行瞬变计算的相关设置。

有关瞬变计算的边界条件根据试车中传感器返回的数据进行设置, 传感器采样速率为 1 k, 因此设置该非定常计算每 0.001 s 计算一次, 需要从 UDF 中读一次传感器参数作为边界条件, 然后继续进行计算。实现该功能的 UDF 程序有两类函数。第一类 UDF 函数用来将传感器参数数据 (data.txt) 读入到 Fluent 中, 第二类 UDF 函数共有八个, 分别定义了八组边界条件, 当 Fluent 中计算的时间步满足选择条件时, 为边界条件赋予该时刻的参数, 利用 Message 命令可以

在 Fluent 窗口中看到赋值过程<sup>[10]</sup>。在 Fluent 中将该 UDFs 建立共享库并进行链接, 然后链接 DEMAND 程序, 即可在边界条件设置中选择相应的边界使用<sup>[11]</sup>。

**质量入口 inlet\_o:** 在组分输运选项下将氮气的质量分数设置为 1, 其余设为 0。氮气吹除压力选择 UDF 中的 unsteady\_pgio, 温度选择 UDF 中的 unsteady\_tgio, 质量流量与湍流初始值不变。

**速度入口 inlet\_mixture:** 将该边界改为速度入口。启动燃气的组分质量分数根据表 1 进行设定, 氮气质量分数为 0。启动燃气速度为 1872.47 m/s, 总温为 1522.9 K, 湍流初始值与同上。

**压力出口 outlet\_h:** 氢涡轮前的参数 unsteady\_pitf, unsteady\_titf。

**压力出口 outlet\_valve:** 燃气阀前的参数 unsteady\_pigv1, unsteady\_tigv。

因非定常计算较不易收敛, 因此要将松弛因子改小。设置时间步长为 0.001 s, 迭代 650 步, 每一时间步最多迭代 30 次, 每 5 个时间步自动保存文件一次。继续迭代计算, 直至迭代完 650 步。

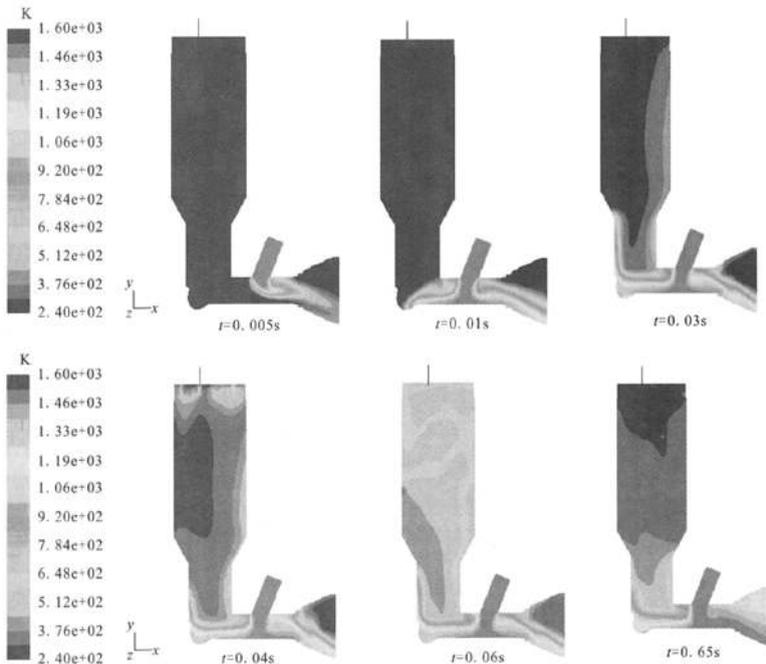


图 7 某发动机启动 0~0.65 s Z=0 平面温度云图

Fig. 7 Temperature contour of the Z=0 plane as starter works for 0~0.65 s

图 7 表现了起动 0~0.65 s 燃气路内的传热过程。首先由氧喷嘴内进入常温吹除氦气, 吹除一定时间后流场达到稳定, 0 s 时刻火药启动器工作, 高温起动燃气由倾斜的燃气多通入口进入流场, 对燃气发生器内温度分布产生较大的影响。

### 2.3 结果分析

数值模拟结果表明, 由于燃气入口位置与水平方向呈 68° 倾角, 火药启动器燃烧后的高温起动燃气沿倾角进入流场, 经内壁反射后冲入燃气发生器, 甚至到达燃气发生器头部, 引起头部温度过高。影响发动机起动燃气路内流场的因素有很多, 但主要来源有两个, 一是高温起动燃气, 二是对起动燃气有抵制作用的常温吹除氦气。

适当增大氧腔吹除氦气流量, 可以加强对燃气发生器内高温燃气的抵制作用。火药启动器是已经设计完成的产品, 其出口燃气的参数是标准给定的, 能够调整的只有燃气的运动向量。根据以上燃气运动过程描述, 改变燃气多通的角度, 使其与氧路垂直, 可以影响起动燃气对燃气发生

器头部的返腔效果。下面将针对这两个因素进行数值仿真, 来分析其对燃气路返腔的影响效果。

## 3 影响因素仿真分析

### 3.1 增大氦气吹除流量

适当增大氧腔吹除氦气的流量可以加强对高温燃气进入燃气发生器内的抵制作用。这里分别增加了发动机原氧腔氦吹除流量的一半和一倍, 即 1.5 倍标准流量与 2 倍标准流量, 其他条件与原模型一样, 进行起动 0.65 s 定常流场仿真。

图 8 为不同氦气吹除流量燃气发生器面板温度分布。面板上呈现的温度梯度分布略有改变, 但大致上是一致的, 喷嘴周围在氦气吹除作用下温度较低。1.5 倍标准流量吹除下温度最高点达到 402.828 K, 2 倍标准流量吹除下为 264.728 K。图 9 为不同氦气吹除流量的 Z=0 平面温度云图显示, 氦气流量越大, 吹除效果越好, 对高温燃气抵制作用越强, 发生器内温度越低。

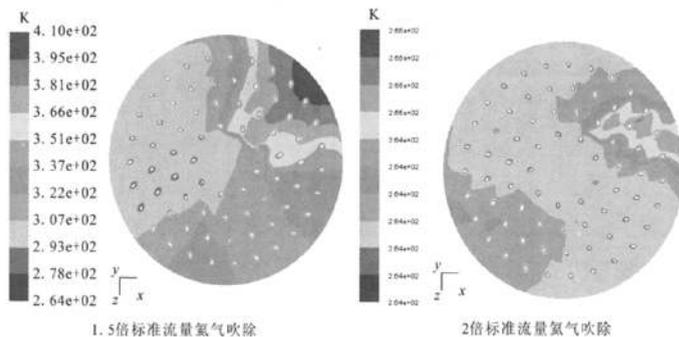


图 8 不同氦气吹除流量的起动 0.65 s face 平面温度云图

Fig. 8 Temperature contour of face plane with different He's ablation flow as starter works for 0.65 s

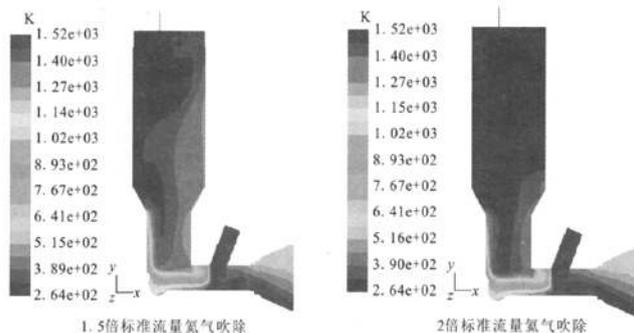


图 9 不同氦气吹除流量的起动 0.65s Z=0 平面温度云图

Fig. 9 Temperature contour of the Z=0 plane with different He's ablation flow as starter works for 0.65 s

不同氦气吹除流量的起动 0.65 s 数值计算结果量化比较具体见表 2。从中可以明显发现,适当增大吹除流量确实是减少燃气返腔影响、控制起动时发生器头部温度的一个行之有效的手段。吹除流量达到原来 2 倍时,已基本抵制了燃气的返腔,发生器头部面板温度即为吹除氦气温度。

表 2 不同氦气吹除流量的起动 0.65 s 数值计算结果比较

Tab. 2 Comparative statement of numerical computed result with different purging flow of He as starter works for 0.65 s

氦气吹除流量	标准流量	1.5 倍标准流量	2 倍标准流量
定常 0.65 s 面板最小温度 /K	281.83	268.011	263.621
定常 0.65 s 面板平均温度 /K	431.882	323.869	264.021
定常 0.65 s 面板最大温度 /K	529.416	402.828	264.728

### 3.2 调整燃气多通角度

原燃气入口位置与水平方向呈  $68^\circ$  倾角,火药启动器燃烧后的高温起动燃气沿倾角进入流场,经内壁反射后冲入燃气发生器,发生燃气返腔。如果将其角度改变,使其与氧路垂直,理论上分析是可以影响起动燃气对燃气发生器头部的返腔。

这里将燃气多通的燃气入口倾角改进为  $80^\circ$  倾角和  $90^\circ$  倾角,其他条件与原模型一致,进行三维建模、网格划分与边界生成。

然后通过数值仿真来说明其影响效果,所有边界条件与原模型一样,氦气吹除流量为原来的标准流量,进行起动 0.65 s 定常流场的仿真。

观察图 10 温度云图发现,角度变直后,燃气发生器面板的温度变化很大。 $80^\circ$  倾斜进口时,温度最高的点达到 379.811 K,  $90^\circ$  时,面板处温度基本不受起动燃气影响,即为吹除温度。

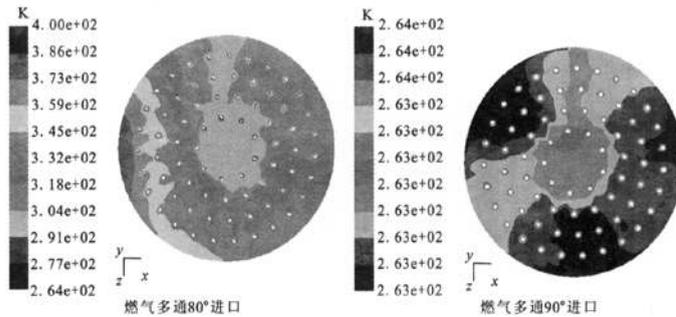


图 10 燃气多通进口不同倾斜角度的起动 0.65 s face 平面温度云图

Fig. 10 Temperature contour of the face plane with different gas multipath angles as starter works for 0.65 s

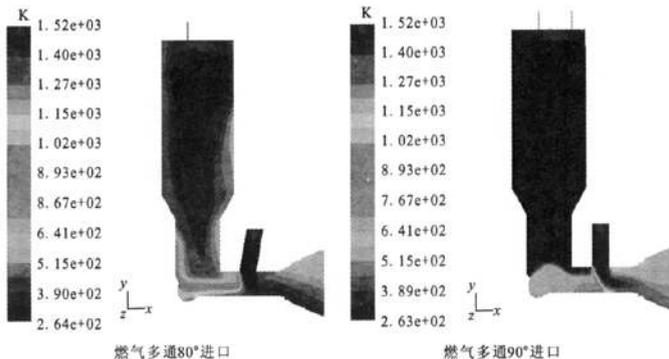


图 11 燃气多通进口不同倾斜角度的起动 0.65 s  $Z=0$  平面温度云图

Fig. 11 Temperature contour of the  $Z=0$  plane with different gas multipath angles as starter works for 0.65 s

图 11 中, 改变了燃气多通倾斜角度, 燃气发生器内温度有大幅度降低。其中, 90° 起动模型起动燃气轨迹变化较大, 在吹除氦气作用下, 大部分由氧路流出, 很难把热量传递到燃气发生器内。

燃气多通进口不同倾斜角度的起动 0.65 s 数值计算结果量化比较具体见表 3, 从中可以明显发现, 燃气入口倾角越与管路垂直, 可以在一定程度上改变起动燃气路径, 减少燃气返腔造成的头腔温度峰值过高。

表 3 燃气多通进口不同倾斜角度的起动 0.65 s 数值计算结果比较

Tab. 3 Comparative statement of numerical computed result with different gas multipath angles as starter works for 0.65 s

	原模型	80° 起动模型	90° 起动模型
定常 0.65 s 面板最小温度 /K	281.83	271.784	263.249
定常 0.65 s 面板平均温度 /K	431.882	326.509	263.314
定常 0.65 s 面板最大温度 /K	529.416	379.811	263.539

## 4 结论

1) 根据定常与瞬变数值模拟计算, 分析该发动机试车时燃气路内流场, 其现象推断为: 68° 倾角火药启动器工作时, 高温起动燃气经内壁反射后冲入燃气发生器, 燃气返腔导致起动时燃气发生器头部温度过高。

2) 在其他条件相同时, 计算、分析了 1.5 倍标准流量和 2 倍标准流量氦气吹除工作时燃气路流场形态。增加吹除流量, 可以很好地抵制高温燃气返腔, 该措施具体使用时也比较方便可靠。

3) 改变火药启动器燃气入口倾角的效果更好。燃气入口倾角越与管路垂直, 可以在一定程度上改变起动燃气路径, 减少燃气返腔。实际应用时, 垂直的燃气入口会导致燃气进口下方局部高压区的峰值更高, 该措施要受到管壁强度的制约。

### 参考文献:

- [1] 张黎辉, 张国舟, 程显辰. 液体火箭发动机输送系统[M]. 北京: 北京航空航天大学宇航学院 403 教研室, 2000.
- [2] 张金容, 汪亮. 液体火箭发动机起动过程的动态仿真计算[J]. 低温工程, 2008, 2: 22-27.
- [3] 温正, 石良臣, 任毅如. FLUENT 流体计算应用教程[M]. 长沙: 国防科大出版社, 1999.
- [4] Fluent Inc. Fluent user's guide[M]. USA: Fluent Inc., 2003.
- [5] 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.
- [6] 陈懋章. 粘性流体力学基础[M]. 北京: 高等教育出版社, 2002.
- [7] Fluent Inc. Fluent user defined function manual [M]. USA: Fluent Inc., 2003.
- [8] 江帆, 黄鹏. Fluent 高级应用与实例分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 2008.
- [9] 傅德薰. 流体力学数值模拟[M]. 北京: 国防工业出版社, 1993.
- [10] 严迪新, 班建民. Visual C++ 程序设计[M]. 北京: 科学出版社, 2005.
- [11] 王承尧, 王正华, 杨晓辉. 计算流体力学及其并行算法[M]. 长沙: 国防科大出版社, 2005.

(编辑: 陈红霞)