

# 火箭/冲压组合发动机工作特性分析

张 玫, 张蒙正, 付秀文

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 为分析火箭/冲压组合发动机在不同工作模式下的工作特性, 对其在没有二次补燃情况下的内流场进行了数值模拟和分析, 结果表明: (1)在火箭引射模式, 火箭发动机应尽可能工作在其设计状态; (2)为有利于掺混燃烧, 在较低的高度、较高的速度下由引射模式转换到亚燃冲压模式可能比较好; (3)在亚燃冲压模式, 火箭发动机以某种低工况工作对冲压发动机的点火和火焰稳定是极为有利的; (4)在纯火箭模式, 进气道关闭与否对组合发动机的整体性能几乎没有影响; 为了获得较高的性能, 二次喷管应采用扩张通道。

**关键词:** 火箭/冲压组合发动机; 工作特性; 数值模拟

**中图分类号:** V439

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2010) 01-0033-06

## Study on the characteristics of rocket/ramjet combined cycle engines

Zhang Mei, Zhang Mengzheng, Fu Xiuwen

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** In order to analyze the characteristics of rocket/ramjet combined cycle engines, the inner flow of a rocket/ramjet combined cycle engine was simulated without second combustion. Results indicated that the rocket engine should work on designed condition in ejection mode. For better secondary mixing and combustion, transforming of ejection mode to ramjet mode should take place at lower altitude and higher velocity. In ramjet mode, working under low operation condition would help to ignite and flame holding. In rocket mode, inlet closed or not had little influence on performance of the combined cycle engine. The expand flow path of secondary nozzle should be used to improve engine performance.

**Key words:** rocket/ramjet combined cycle engine; characteristics; simulation

收稿日期: 2009-03-25; 修回日期: 2009-05-10。

作者简介: 张玫 (1977—), 女, 硕士, 研究领域为液体动力系统热力过程。

## 0 引言

火箭基组合循环发动机有望成为临近空间远程高超声速飞行器和未来可重复使用的天地往返运输系统的动力之一,美俄等国家对其关键技术开展了大量的研究工作<sup>[1-3]</sup>。火箭基组合循环发动机有不同的组合形式<sup>[4]</sup>,在此所研究的火箭/冲压组合发动机为火箭和高马赫数亚燃冲压发动机的组合,其工作过程分为火箭引射助推、高马赫数亚燃冲压巡航及纯火箭变轨三种工作模式。

作为吸气式动力系统,火箭/冲压组合发动机在不同工作模式下的工作特性对飞行器的整体性能有着至关重要的影响。组合发动机在何高度、速度下开始工作、在何高度速度下转级、各个模式下火箭发动机和冲压发动机如何协同工作、性能如何,都需要开展深入的研究。为了解火箭/冲压组合发动机内部参数在不同工作状态下的变化规律,对其内流场进行了数值模拟和分析,为火箭/冲压组合发动机的设计提供参考。

## 1 计算模型

计算模型由火箭发动机、二次燃烧室和尾喷管组成,不考虑进气道的影响,如图1所示。

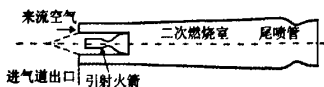


图1 火箭/冲压组合发动机结构示意图

Fig.1 Sketch of rocket/ramjet combined cycle engine

计算中没有考虑空气二次补燃的影响,只计算了火箭燃气与射流空气的掺混情况。采用轴对称、耦合、稳态、隐式算法对二维  $N-S$  方程进行求解,计算中考虑了组分运输的影响。湍流控制方程采用标准  $k-\epsilon$  两方程模型;近壁处采用标准壁面函数处理。火箭/冲压组合发动机和火箭发动机进口给定总压、静压及总温,出口给定反压条

件。壁面边界条件为无滑移条件,同时满足绝热壁面条件和零压力梯度条件。

## 2 结果与分析

### 2.1 火箭引射模式

在火箭引射模式,火箭发动机以全工况工作。对  $Ma=0.7$  分别在  $H=6\text{km}$ 、 $8\text{km}$ 、 $10\text{km}$  情况下火箭/冲压组合发动机的内流场进行了模拟。图2给出了  $H=6\text{km}$ 、 $Ma=0.7$  时,火箭/冲压组合发动机内流场的速度分布图。从图中可以看出,在火箭引射模式,火箭出口燃气处于过膨胀状态。由于背压的影响,火箭燃气在发动机内部不断地处于压缩、膨胀、再压缩及再膨胀的状态。在反复的压缩膨胀过程中,火箭一次流与引射进来的空气在剪切层进行局部掺混。但是从图中也可以看出,由于火箭燃气为超音速气流,要实现其与射流空气的有效混合很困难,在经过二次燃烧室很长的距离内,火箭燃气与射流空气还处于独立流动状态,掺混效果很差。

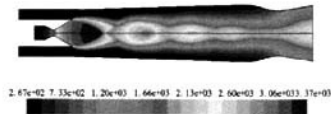


图2  $H=6\text{km}$ 、 $Ma=0.7$  时火箭/冲压组合发动机内部速度分布图

Fig.2 Velocity distribution of rocket/ramjet combined cycle engine at  $H=6\text{km}$ 、 $Ma=0.7$

图3给出了在不同飞行高度下,火箭/冲压组合发动机内流场速度参数沿轴线的变化。从图中可以看出,随着飞行高度的增加,组合发动机的速度在不断增加。这主要是因为算例中,火箭发动机设计点在  $H=11.5\text{km}$ ,随着高度的增加,越来越接近火箭发动机的最佳工作状态,组合发动机的速度、马赫数越高。因此,在火箭引射模式,火箭发动机在设计点附近工作可能比较合适。

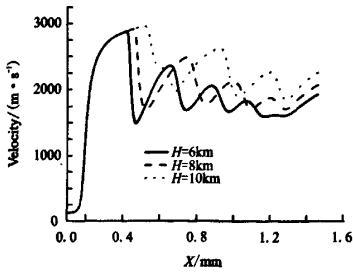


图 3 不同飞行状态下气流速度沿轴线的分布

Fig.3 Velocity distribution along axis for different flight status

### 2.2 火箭引射模态到冲压模态的转换

在火箭引射到冲压模态的转换中, 为了了解火箭/冲压组合发动机在何种高度、何种速度下进行模态转换比较合理, 对以下工况进行了计算: (1) $H=10\text{km}$ ,  $Ma=2.0$ ; (2) $H=10\text{km}$ ,  $Ma=2.5$ ; (3) $H=12\text{km}$ ,  $Ma=2.0$ ; (4) $H=12\text{km}$ ,  $Ma=2.5$ 。

在所有工况中, 火箭均以 1/2 工况工作, 即火箭发动机的其他参数不变, 燃烧室压力和流量降为全工况的 1/2。

图 4 给出了  $H=10\text{km}$ ,  $Ma=2.0$  时, 火箭/冲压组合发动机内流场的速度分布图。从图中可以看出, 静压较高的二次流将火箭一次流压至火箭发动机喷管的内部, 火箭出口燃气在喷管内部产生分离, 分离后的火箭燃气速度降低, 压力和温度升高, 有利于火箭燃气与射流空气的二次掺混燃烧和火焰稳定。

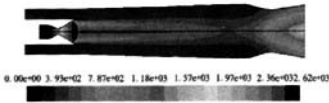


图 4  $H=10\text{km}$ ,  $Ma=2.0$  时火箭/冲压组合发动机内部速度分布图

Fig.4 Velocity distribution of rocket/ramjet combined cycle engine at  $H=10\text{km}$ ,  $Ma=2.0$

图 5~图 6 给出在不同飞行高度、速度下, 火箭/冲压组合发动机内流场参数沿轴线的变化。从图中可以看出, 在相同飞行高度下, 随着飞行马赫数的提高, 组合发动机出口燃气静压升高, 静温有所降低; 在相同的飞行马赫数下, 随着飞行

高度的提高, 组合发动机出口燃气静压、静温都有所降低。因此, 为有利于二次燃烧的组织, 实现平稳的模态转换, 在较低的高度、较高的速度下进行引射模态转换到亚燃冲压模态的转换可能比较有利。

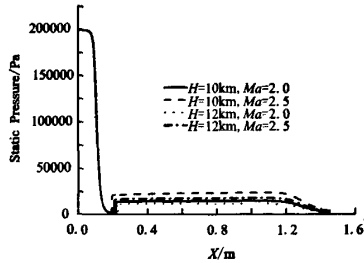


图 5 不同飞行状态下静压沿轴线的分布

Fig.5 Static pressure distribution along axis for different flight status

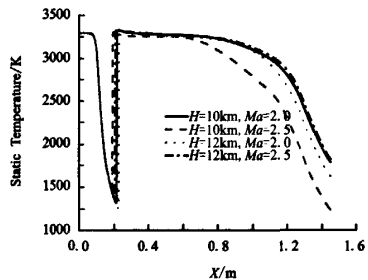


图 6 不同飞行状态下静温沿轴线的分布

Fig.6 Static temperature distribution along axis for different flight status

### 2.3 亚燃冲压巡航模态

在亚燃冲压巡航模态, 火箭发动机有两种工作模式: (1)火箭发动机关闭; (2)火箭发动机以某种低工况工作, 作为冲压发动机的点火源和火焰稳定装置。为了了解火箭发动机工作模式对亚燃冲压巡航模态下火箭/冲压组合发动机工作特性的影响, 对  $H=25\text{km}$ ,  $Ma=4.0$  飞行状态下的以下工况进行了计算: (1)火箭发动机关闭; (2)火箭发动机以 1/4 工况工作; (3)火箭发动机以 1/5 工况工作。

图 7 给出了火箭发动机关闭时火箭/冲压组合发动机内部马赫数分布图。从图中可以看出, 火

箭发动机关闭后,其内部的压力为零,导致了引射进来的空气流在进气道出口突然膨胀,气流达到超音速状态,这对二次掺混燃烧时极为不利的,需要在设计中避免这种情况。

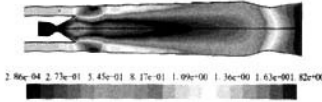


图7  $H=25\text{km}$ 、 $Ma=4.0$ 、火箭发动机关闭时火箭/冲压组合发动机内部马赫数分布图

Fig.7 Mach number distribution of rocket/ramjet combined cycle engine at  $H=25\text{km}$ 、 $Ma=4.0$  when rocket engine was shut off

图8给出了火箭发动机1/5工况工作时火箭/冲压组合发动机内部速度分布图。从图中可以看出,火箭以1/5工况工作时,静压较高的空气流将火箭一次流压至火箭发动机喷管的内部,火箭出口燃气在喷管内部产生分离,分离后的火箭燃气速度降低、压力和温度有利于后续二次掺混燃烧的组织 and 火焰稳定。因此,在亚燃冲压模态采用火箭低工况工作对火箭/冲压组合发动机而言是有利的。

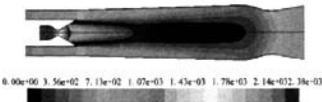


图8  $H=25\text{km}$ 、 $Ma=4.0$ 、火箭发动机1/5工况工作时火箭/冲压组合发动机内部速度分布图

Fig.8 Velocity distribution of rocket/ramjet combined cycle engine at  $H=25\text{km}$ 、 $Ma=4.0$  when rocket engine worked on 1/5 work conditions

图9给出了火箭发动机在不同工作状态下,火箭/冲压组合发动机内流场速度参数沿轴线的分布。从速度分布图可看出,在所计算的范围,火箭发动机工况越高,组合发动机出口速度越高,但差异很小,这主要是因为火箭燃气在喷管内部出现了气流分离,导致了火箭发动机性能大大降低,火箭发动机对组合发动机的整体性能影响不大,主要是点火和火焰稳定的作用。因此,在亚燃冲压巡航模态,火箭发动机以某种低工况工作

对组合发动机是有利的;在火箭发动机工况降低到一定程度后,其工作状态对组合发动机性能影响可能很小。

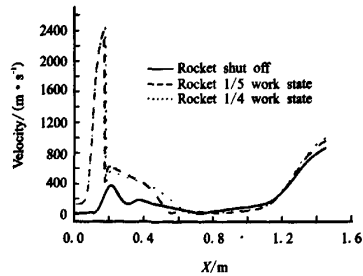


图9 不同火箭发动机工作状态下速度沿轴线分布图

Fig.9 Velocity distribution along axis for different work conditions of rocket engine

## 2.4 纯火箭模态

对纯火箭模态,目前讨论的主要焦点是进气道在该模态下是否需要关闭;火箭/冲压组合发动机二次喉部对火箭发动机性能产生多大的影响。为此对  $H=60\text{km}$ 、 $Ma=6.0$  的火箭/冲压组合以下工况进行了数值模拟:(1) 进气道关闭,组合发动机存在二次喉部;(2) 进气道不关闭,组合发动机存在二次喉部;(3) 进气道不关闭,组合发动机不存在二次喉部。

图10给出了  $H=60\text{km}$ 、 $Ma=6.0$ 、具有二次喉部的火箭/冲压组合发动机在进气道不关闭情况下内流场速度分布图。从图中可以看出,火箭燃气在组合发动机的掺混燃烧段继续向燃烧室壁面膨胀,但由于进气道没有关闭,从进气道进来的空气流对膨胀的火箭燃气有一定的压缩作用,在气流方向逐步转换到与轴线平行的过程中,产生了斜激波。由于掺混燃烧段的距离较长,斜激波反射到了中心线上,产生了菱形的激波形状。当斜激波撞击到燃烧室壁面时,产生了边界层分离。从燃气的参数分布可以看出,燃气在组合发动机出口有较厚的边界层存在,会对组合发动机的性能产生一定影响。

图11给出了  $H=60\text{km}$ 、 $Ma=6.0$ 、具有二次喉部的火箭/冲压组合发动机在进气道关闭情况下内流场速度分布图。从图中可以看出,火箭燃气在组合发动机的掺混燃烧段继续向燃烧室壁面膨

胀,但在膨胀过程中,由于进气道关闭,火箭燃气一部分回流到了进气道隔离段内部,另一部分膨胀过程中撞击到燃烧室壁面,在气流方向逐步转换到与轴线平行的过程中,产生了斜激波。由于掺混燃烧段的距离较长,斜激波反射到了中心线上,产生了菱形激波形状。

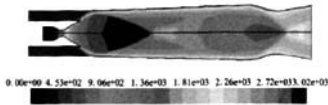


图 10  $H=60\text{km}$ 、 $Ma=6.0$ 、具有二次喉部的火箭/冲压组合发动机在进气道不关闭情况下内流场速度分布图

Fig.10 Velocity distribution of rocket/ramjet combined cycle engine with throat of secondary nozzle at  $H=60\text{km}$ 、 $Ma=6.0$  with inlet opened

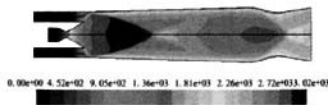


图 11  $H=60\text{km}$ 、 $Ma=6.0$ 、具有二次喉部的火箭/冲压组合发动机在进气道关闭情况下内流场速度分布图

Fig.11 Velocity distribution of rocket/ramjet combined cycle engine with throat of secondary nozzle at  $H=60\text{km}$ 、 $Ma=6.0$  with inlet closed

图 12 给出了  $H=60\text{km}$ 、 $Ma=6.0$ 、无二次喉部的火箭/冲压组合发动机在进气道关闭情况下内流场速度分布图。从图中可以看出,火箭燃气在组合发动机的掺混燃烧段同样继续向燃烧室壁面膨胀。燃气在膨胀过程中撞击到燃烧室壁面,在气流方向逐步转换到与轴线平行的过程中,同样产生了菱形的斜激波。但由于没有二次喉部,第二个激波明显比前两种情况要弱一些,而且组合发动机的出口气流分布比上两种情况要更均匀一些,出口气流速度要稍高一些。

图 13 则给出了进气道关闭与否、有二次喉部的情况下速度沿轴线的分布图。从这些图中可以看出,由于高空空气稀薄,进气道关闭与否对组合发动机的整体性能几乎没有影响。

图 14 则给出了进气道关闭时有、无二次喉部的组合发动机内流场速度沿轴线的分布图。从

图中可以看出,在没有二次喉部的情况下,组合发动机的出口气流速度更均匀,速度更高一些。因此,为了在纯火箭模式获得较高的性能,组合发动机二次喷管应采用扩张通道。

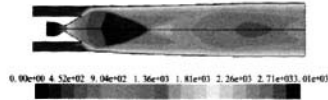


图 12  $H=60\text{km}$ 、 $Ma=6.0$ 、无二次喉部的火箭/冲压组合发动机在进气道关闭情况下内流场速度分布图

Fig.12 Velocity distribution of rocket/ramjet combined cycle engine without throat of secondary nozzle at  $H=60\text{km}$ 、 $Ma=6.0$  with inlet opened

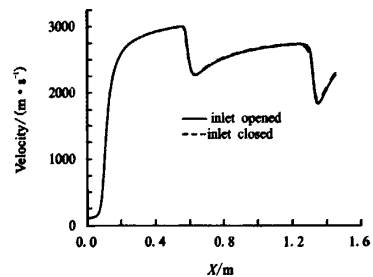


图 13 进气道关闭与否情况下速度沿轴线分布

Fig.13 Velocity distribution along axis with inlet closed or opened

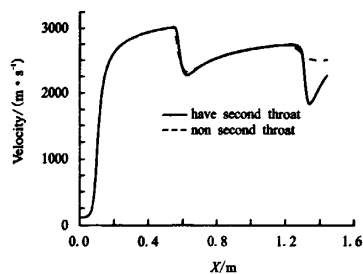


图 14 有无二次喉部情况下速度沿轴线分布

Fig.14 Velocity distribution along axis with or without throat of second nozzle

### 3 结论

对火箭/冲压组合发动机在不同工作模式下的工作特性进行分析,结果表明:

(下转第 42 页)

为端面面积,  $\text{m}^2$ ;  $P_b$  为端面比压,  $\text{Pa}$ 。

漏水量  $Q$  的计算公式为

$$Q = \frac{\pi D_m \Delta p h^2 s}{P_b} \quad (3)$$

式中,  $D_m$  为密封面平均直径,  $\text{m}$ ;  $\Delta p$  为介质压差,  $\text{Pa}$ ;  $h$  为折合间隙,  $\text{m}$ ;  $s$  为间隙系数,  $\text{Pa/s}$ 。计算表明, 理论计算和实际的漏水量相当。

漏气量超标严重的端面密封进行了实际工作的考核。试验过程中泵密封后泄漏管出现了推进剂断续流, 而且渐渐变小, 结束时基本不泄漏了。分解后检查端面密封漏气量比装配前显著减少, 仅有一百多毫升每分钟。分析认为, 试车过程中端面密封副的摩擦使得静环组件变形减少, 漏气量相应减少。

## 4 结论

(1) 对于在用发动机漏气量超标问题, 由于漏气量在充气 and 转动转子情况下具有可以恢复的特

点, 不存在密封损坏, 工作中在介质压力作用下恢复到原有状态, 不影响涡轮泵的密封可靠性。

(2) 对于长期放置发动机, 通过静环组件变形试验研究, 从工程的角度考虑, 在静环组件极限变形情况下, 漏气量超标不影响端面密封正常工作。

### 参考文献:

- [1] 吴勋, 解红雨, 陈广南. 液体发动机涡轮泵端面密封长期贮存变形研究[J]. 宇航材料工艺, 2008(5): 29-40.
- [2] 洪先志, 董宗玉, 顾永泉. 机械密封端面力变形的解析计算[J]. 化工设计, 2002, 12(2): 37-39.
- [3] 徐悦, 田爱梅. 基于 CFD 的涡轮泵转子密封流体激振研究进展[J]. 火箭推进, 2005, 31(1): 8-13.
- [4] 解惠贞, 崔红, 郝志彪, 等. 液氧/煤油发动机涡轮泵密封材料的研制[J]. 宇航材料工艺, 2006(5): 34-39.
- [5] 潘文全. 工程流体力学 [M]. 北京: 清华大学出版社, 1990.
- [6] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计[M]. 北京: 宇航出版社, 1994.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 37 页)

(1) 在火箭引射模态, 为获得尽可能高的性能, 火箭发动机的工作状态应尽可能接近其设计状态。

(2) 为有利于掺混燃烧, 在较低的高度、较高的速度下由引射模态转换到亚燃冲压模态可能比较有利; 在切换过程中, 火箭发动机以低工况工作有利于火箭燃气与射流空气的二次掺混燃烧组织和火焰稳定。

(3) 在亚燃冲压巡航模态, 火箭发动机以某种低工况工作对冲压发动机的点火和火焰稳定是极为有利的。

(4) 在纯火箭模态, 进气道关闭与否对组合发动机的整体性能几乎没有影响; 为了获得较高的性能, 组合发动机的二次喷管应采用扩张

通道。

### 参考文献:

- [1] Siebenhaar A, Bulman M J. The Strutjet Engine: The Overlooked Option For Space Launch[R]. AIAA95-3124.
- [2] Gubertov A M, Smolyarov V A, Makaron V S, et al. Use an Liquefaction Cycle in Combined Propulsions of Advanced Space Transportation Systems[R]. AIAA99-4841.
- [3] Dykstra F, Caporicci M, Immich H. Experimental Investigation of the Thrust Enhancement Potential of Ejector Rockets[R]. AIAA97-2756.
- [4] 张蒙正, 李平, 陈祖奎. 组合推进研究进展及面临的挑战[J]. 火箭推进, 2009, 35(1): 1-8.

(编辑: 马 杰)