

# 引射式火箭冲压组合推进系统的数值仿真<sup>\*</sup>

王永胜<sup>1</sup>, 王占学<sup>1</sup>, 张蒙正<sup>2</sup>, 张建东<sup>1</sup>

(1 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072

2 西安航天动力试验技术研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 为了研究利用火箭作为引射器的引射式火箭冲压发动机的性能及内部流动机理, 建立了一维总体性能计算模型, 对火箭冲压组合发动机的性能参数进行了数值计算; 此外, 又基于 CFD 技术, 对火箭冲压组合发动机的内部流场进行了数值仿真。总体性能计算结果表明, 引射式火箭冲压发动机可以产生推力增益和提高比冲; 流场计算结果表明, 火箭主流与二次空气流在引射掺混过程中参数匹配是合理的。由此可见, 所建立的计算模型是正确合理的, 采用火箭发动机和亚燃冲压发动机的组合方式是可行的。

**关键词:** 引射式冲压发动机; 火箭主流<sup>+</sup>; 二次流; 引射掺混<sup>+</sup>; 数值仿真

**中图分类号:** V438 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2009) 03-0257-07

## Numerical simulation of ejector-ram-rocket propulsion system

WANG Yong-sheng<sup>1</sup>, WANG Zhan-xue<sup>1</sup>, ZHANG Meng-zheng<sup>2</sup>, ZHANG Jian-dong<sup>1</sup>

(1 School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China

2 Xi'an Aerospace Propulsion Testing Technique Inst., Xi'an 710100, China)

**Abstract** To investigate the performance and internal flow mechanism of ejector-ram-rocket engine in which the rocket was used as the ejector, one-dimensional performance computational model was established. Its performance parameters along the flight trajectory were calculated. Based on computational fluid dynamics technology, the numerical simulation of ejector-ram-rocket engine internal flow was processed. The performance results indicate that ejector-ram-rocket engine performance is strengthened. Internal flow results indicate that parameter matching is reasonable during the process of ejection and mixing between primary rocket flow and secondary air flow. This shows that the computational model is reasonable and the combination of rocket and ram jet engine is feasible.

**Key words** Ejector ram jet engine; Primary rocket flow<sup>+</sup>; Secondary flow; Ejection and mixing<sup>+</sup>; Numerical simulation

## 1 引 言

尽管航空航天技术在 20 世纪已经取得了巨大的进展, 但寻找高效性和经济性的最佳结合点, 以及对高速动力系统的研究, 仍然是世界航空航天领域不懈的追求。今天, 航空航天领域已经拥有许多种不同的推进装置, 如火箭发动机 (包括固体和液体)、涡扇/涡喷发动机、冲压 (亚、超燃) 发动机等。就比冲而言, 不同的推进方式在不同的飞行速度段都有其最佳的适用范围, 如果将这些最高比冲段组合于一种发动

机, 使其在整个速度范围内均有最佳表现, 那样也就应该具备了最好的经济性, 达到了最优的推进效果, 其中较为理想的一种组合方式就是火箭和吸气式发动机的组合。

关于火箭基组合循环动力, 国外早在 20 世纪 60 年代就已经开始了研究, 提出了大量的概念模型并开发了完整的概念设计工具。其中最具代表性的是 SCCREAM (Simulated combined-cycle rocket engine analysis module)<sup>[1~3]</sup>, 它能在整个概念设计阶段模拟各种模态下发动机的总体工作性能。而国内直到

\* 收稿日期: 2008-07-15; 修订日期: 2008-11-18。

作者简介: 王永胜 (1985—), 男, 硕士, 研究领域为航空发动机气动热力学。Email wangys1985@yahoo.cn

近十年来才开始有学者做这方面的研究<sup>[4,5]</sup>。本文所研究的就是利用火箭作为引射器的引射式火箭冲压发动机 ERR (Ejector-ram-rocket engine), 建立了火箭冲压组合发动机的总体性能计算模型, 对火箭冲压组合发动机的性能参数进行了计算分析; 此外, 又基于 CFD 技术, 对火箭冲压组合发动机的内部流场进行了数值仿真, 来研究火箭主流与二次空气流的引射掺混过程, 从而研究整个发动机的工作状况。

## 2 概念和计算模型

### 2.1 概念模型

火箭冲压组合循环推进系统主要由流动通道和嵌于流道内的火箭发机构成, 如图 1 所示。根据各部分在推进过程中所发挥的功用可以分为进气道、主火箭发动机单元、混合室、二次燃烧室和尾喷管。在进气道中还设置有中心体或者中心支板, 它们的作用不仅是对高速来流进行侧壁压缩, 而且可以将火箭发动机和燃料喷注装置嵌于其中, 从而实现高效结构集成。

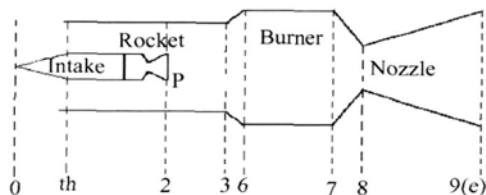


Fig. 1 Configuration and cross sections of conceptual design model

在图 1 中, 位置 0 为自由流进入发动机的入口截面。位置 0 和位置 2 之间为进气道。平面 2 处的气流参数不仅和来流有关, 而且和进气道的几何形状密切相关。位置 2 和位置 3 之间是等截面混合段, 主流和二次流在此段完成混合。位置 2 包含了主火箭喷管的出口截面积和进气道的出口截面积, 即:

$$A_2 = A_3 - A_p \quad (1)$$

位置 3 到 6 是一个二次燃料喷射前的等熵膨胀段, 从 6 开始, 燃料以一定的位置、速度、角度和当量比喷射, 在 6 和位置 7 之间完成二次燃烧。位置 7 到位置 9(e) 是收敛扩张喷管, 混合气体以冻结流动的方式等熵膨胀, 流出发动机的出口平面。各点的面积表示如下:  $A_0$  为气流的自由流管面积;  $A_{th}$  为进气道喉部截面;  $A_2$  为引射截面 (二次流通道面积);  $A_3$  为混合室出口截面;  $A_6$  为二次燃烧室进口截面;  $A_7$  为二次燃烧室出口截面;  $A_8$  为发动机尾喷管喉部截面;  $A_9$  为

发动机尾喷管出口截面;  $A_p$  为火箭喷管出口截面。在以后的分析中, 下标 '2' 表示二次流参数, 下标 'P' 表示火箭主流参数, 其它各点的参数的下标同位置下标一致。

作为组合循环推进系统, 火箭冲压组合发动机组合了火箭发动机和冲压发动机两种动力循环, 在结构和功能上高度集成为一体。在本研究中, 发动机在工作过程中将经历 2 个工作模式, 即引射火箭模式 ( $Ma = 0 \sim 3$ ) 和亚燃冲压模式 ( $Ma = 2 \sim 5$ )。

### 2.2 性能计算模型

火箭冲压组合发动机性能分析的目的在于理想的完全混合和燃烧条件下, 确定面积和流动状况, 以产生最优的发动机性能。采用一维或准一维的分析方法, 建立一维流动模型来对发动机的性能进行计算分析。

性能分析的方法是通过求解质量、动量和能量守恒方程, 分别得出发动机不同位置上的特征参数 (速度、温度、压力、质量流率、比热比和比热容等) 和推力、比冲等性能参数, 分析整个火箭冲压组合发动机的性能。发动机的性能最终通过推力和比冲来描述。在确定推力和比冲时, 把整个发动机当作一个控制体, 通过分析进入和排出控制体的流体动量, 以及入口和出口面上的静压得到, 可由公式 (2) 来计算发动机的推力

$$F_N = W_g V_9 - W_a V_0 + (p_9 - p_H) A_9 \quad (2)$$

式中  $p_H$  为某一飞行高度上的大气压力,  $p_9$  为发动机尾喷管出口气流压力,  $W_g$  为燃气流量, 在引射火箭模式等于火箭总燃料流量、二次空气流量和二次燃烧室供油量三项之和; 在冲压模式等于二次空气流量与二次燃烧室供油量之和,  $W_a$  为二次空气流量,  $V_9$  为发动机尾喷管出口气流速度,  $V_0$  为飞行速度。火箭冲压组合发动机的比冲为

$$I_{sp} = \frac{F_N}{W_f} \quad (3)$$

式中  $W_f$  为燃料流量, 在引射火箭模式等于火箭总燃料流量与二次燃烧室供油量之和; 在冲压模式等于二次燃烧室的供油量。

此外, 需要说明的一点是, 在引射火箭模式, 整个发动机热力计算过程中的热力学参数的确定是采用火箭主流流量与二次空气流量或二次燃气流量的质量加权平均来处理的, 如气体的比热容, 气体常数, 气体绝热指数。

在等截面混合段, 火箭发动机产生的高速燃气产

生引射效应,引射环境空气,火箭主流和二次流在混合室掺混,最后在 3 截面达到均匀状态进入二次燃烧室。这段流动比较复杂,涉及超声速和亚声速气流的动量、质量及能量的交换,以及湍流和激波等多种流动现象<sup>[6]</sup>。在火箭主流的引射能力方面,一维分析模型尚无法模拟。火箭主流和二次流参数需根据试验或其它的多维数值模拟给出。对混合段的研究大多采用了控制体的方法,本文亦采用这种方法。即取位置 2 和 3 之间的部分作为统一的控制体,并且假设在 3 截面处两股气流达到完全掺混,不考虑射流与空气流之间的化学反应。为了简化分析,引入的主要假设条件: (1) 所有流体均为可压流和完全气体; (2) 在等截面管道内完全混合; (3) 忽略混合阶段的壁面摩擦; (4) 引射器表面是绝热的; (5) 混合时没有化学反应发生。控制方程如下:

连续方程

$$W_{a_2} + W_{gP} = W_{g_3} = \rho_3 V_3 A_3 \quad (4)$$

动量方程

$$W_{g_3} V_3 - W_{a_2} V_2 - W_{gP} V_P = p_2 A_2 + p_P A_P - p_3 A_3 \quad (5)$$

能量方程

$$W_{a_2} (C_{p_2} T_{s_2} + V_2^2 / 2) + W_{gP} (C_{pP} T_{sP} + V_P^2 / 2) = W_{g_3} (C_{p_3} T_{s_3} + V_3^2 / 2) \quad (6)$$

状态方程

$$p = \rho R_0 T M W_3 \quad (7)$$

上述方程中,下标‘2’表示混合室入口(进气道出口)的参数,下标‘p’表示火箭主流参数,下标‘3’表示截面 3 的参数。 $W_a$ 、 $W_g$  分别表示空气流量及燃气流量, $T_s$  表示静温, $C_p$  表示比容。求解上述方程时,火箭主流和二次流参数为已知量,各位置的面积已知,3 处的参数为待求量。在式(7)中, $MW_3$  为混合气体的平均分子量。

3 到 6 的流动为等熵扩张,按照等熵流动处理。发动机性能的计算流程如图 2 所示,在混合室、二次燃烧室和尾喷管的计算中,如果某一段的出口马赫数大于 1(产生壅塞),应该返回修改进气道入口参数,降低空气的进入量。

此外,火箭冲压组合发动机在工作过程中,大致要受到以下几个主要约束条件<sup>[7]</sup>:

(1) 堵塞: 如果火箭出口的燃气流在火箭喷管中没有完全膨胀,则在出口处,会继续膨胀,但其膨胀的流管面积  $A_{EP}$  不能达到混合室的入口截面积  $A_3$ , 否则会使二次空气流发生堵塞,即  $A_{EP} \leq A_3$ ;

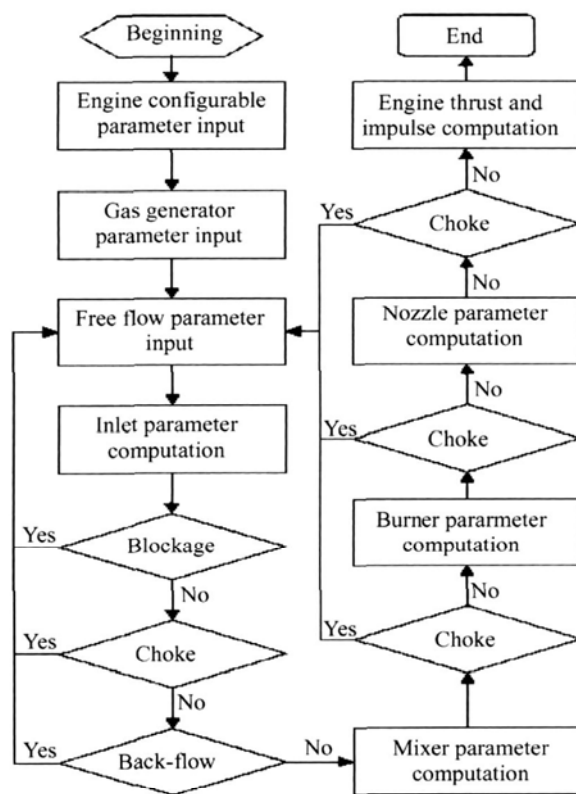


Fig. 2 Schematic diagram of performance computation model

(2) 壅塞: 混合室进口的二次流马赫数  $Ma_2$  不能超过 1.0 即  $Ma_2 \leq 1.0$

(3) 回流: 在混合室进口处, 火箭出口燃气流的静压  $p_{sp}$  不能超过进气道出口二次空气流的总压  $p_{t_2}$ , 否则会发生火箭燃气回流, 即  $p_{sp} \leq p_{t_2}$ 。

### 2.3 流场计算模型

CFD 算法为时间推进的有限体积法, 控制方程选用二维守恒型雷诺平均 N-S 方程, 空间离散格式采用二阶迎风格式。湍流模型选用 Spalart-Allmaras 单方程模型。

选择过轴线的发动机截面作轴对称流场计算。计算域包括从发动机进气道出口到混合室出口的内部流场, 流场轴向长度包括火箭的轴向长度  $L_R$  和混合室的轴向长度  $L_M$ , 混合室的长度是通过其长径比来确定的, 具体确定方法参考文献 [8-9]。计算时采用 H 型网格, 在整个发动机的内壁面处对网格进行加密, 使得壁面处网格的  $y^+$  值约等于 1。

流场计算的边界条件如下: 二次通道进口气流由进气道出口气动参数确定, 即给定总压、总温, 其它参数根据下游流场外插给出。火箭主流的进口参数包括火箭燃烧室的总压、总温, 其它参数亦根据下游流

场外插给出。混合室出口截面条件将根据亚、超声速出口状态分别考虑,对亚声速状态,混合室出口静压等于给定静压,其余参数根据上游流场外插给出;对超声速状态,由上游流场外插给出所有参数。整个计算过程中,假定整个发动机的内壁面为无滑移、非穿透、绝热壁面。

### 3 计算结果及分析

#### 3.1 性能计算结果及分析

基于美国 Georgia 大学工程技术研究中心提出的高速飞行器 HSF (Hypersonic strike fighter), 参照 HSF 飞行器的飞行任务和飞行轨迹, 在本文中, 提出了一种火箭冲压组合发动机的方案: 选取引射火箭推力为 10 kN, 飞行器从地面起飞, 飞行高度为 0~27.737 km, 飞行马赫数为 0~4.0。选取火箭冲压组合发动机的模态转换马赫数为 2.0 模态转换高度为 6.1 km, 即从地面起飞状态到马赫数 2.0 以下, 发动机工作在引射火箭模态; 从马赫数 2.0 到马赫数 4.0 发动机工作在冲压模态。火箭冲压组合发动机的设计点选在巡航点: 巡航高度 27.737 km, 巡航马赫数 4.0 巡航推力 4 kN, 此时发动机工作在冲压模态。通过冲压发动机设计点的热力计算, 确定出发动机的几何尺寸。发动机的相关几何尺寸如表 1 所示, 其中  $L_R$  表示火箭的轴向长度,  $L_M$  表示混合室的轴向长度。

本文主要研究火箭冲压组合发动机的性能参数随飞行高度和马赫数的变化关系, 根据上一节建立的火箭冲压组合发动机的总体性能计算模型, 编制了火箭冲压组合发动机的性能计算程序。在余气系数为 1.5 的情况下, 对设计点参数确定的 10 kN 推力量级引射火箭的火箭冲压组合发动机沿飞行轨迹的性能进行了数值模拟。其计算结果如图 3~图 6 所示。

图 3 图 4 显示了火箭冲压组合发动机的二次空气流量及二次燃烧室进、出口总温沿飞行轨迹的变化。从图中可以看到, 沿着飞行轨迹, 在引射火箭模态, 随着飞行马赫数的增加, 发动机的二次空气流量基本趋势是逐渐增加的。而火箭出口燃气流的参数

如流量、温度等参数并未改变, 所以主流与二次流掺混后的气流即发动机二次燃烧室进口气流的总温便逐渐降低。而二次燃烧室中采用的控制规律是余气系数等于常数即当量比等于常数, 所以发动机二次燃烧室出口气流的总温亦随之逐渐降低。在  $Ma=0.76$  时, 飞行器处于等速爬升状态, 飞行马赫数不变, 飞行高度增加, 使得发动机的二次空气流量随高度的增加而减小, 所以主流与二次流掺混后的气流即发动机二次燃烧室进口气流的总温升高, 发动机二次燃烧室出口气流的总温亦随之升高。在模态转换点, 发动机的空气流量有一个突然的减小。一方面, 因为此时作为主流的引射火箭关闭, 这样对二次通道内的空气流的引射效应为零; 另一方面, 此时尾喷管由引射火箭模态所采用的完全膨胀的几何可调喷管转换为冲压模态所采用的几何不可调喷管, 尾喷管的喉道面积减

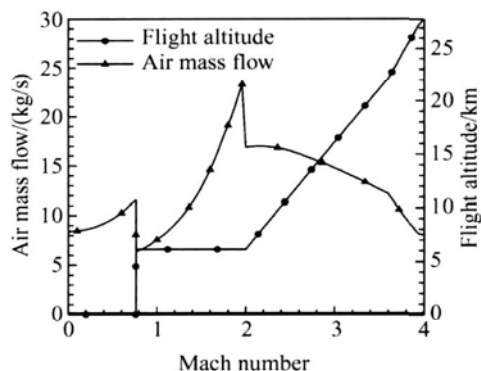


Fig. 3 Variation of secondary air mass flow along the flight trajectory

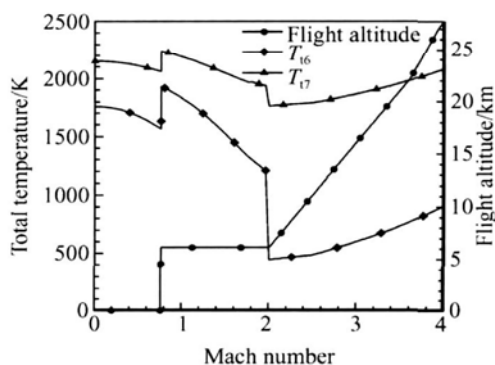


Fig. 4 Variation of total temperature of secondary burner's inlet and exit along the flight trajectory

Table 1 Geometrical dimension of ejector-ran-rocket engine

| $A_{th}/m^2$ | $A_2/m^2$ | $A_p/m^2$ | $A_3/m^2$ | $A_6/m^2$ | $A_8/m^2$ | $A_9/m^2$ | $L_R/m$ | $L_M/m$ |
|--------------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|---------|---------|
| 0.035 4      | 0.060 6   | 0.014 1   | 0.074 7   | 0.108 8   | 0.063 6   | 0.095 6   | 0.387   | 2.000   |

小, 这样对流过发动机的空气流量起到限流的作用, 造成发动机的空气流量出现快速的降低。由于此时作为主流的引射火箭关闭, 所以发动机二次燃烧室进口气流的总温突然降低, 发动机二次燃烧室出口气流的总温亦随之突然降低。在冲压模态, 随着飞行高度、马赫数的增加, 发动机的空气流量逐渐减小, 其变化规律和单纯的冲压发动机空气流量随飞行高度、马赫数的变化规律是一致的。所以发动机二次燃烧室进口气流的总温逐渐升高, 发动机二次燃烧室出口气流的总温亦随之逐渐升高。

图 5 图 6 表示了火箭冲压组合发动机的推力及比冲沿飞行轨迹的变化。从图中可以看到, 沿着飞行轨迹, 在引射火箭模态, 随着飞行马赫数的增加, 发动机的推力逐渐增加。这是因为随着飞行马赫数的增加, 虽然发动机二次燃烧室出口气流的总温逐渐下降, 但是发动机的二次空气流量却在增加, 且增加的程度相对要更快, 对推力的影响也就更大, 因而推力逐渐增加, 发动机的比冲亦随之增加。在  $Ma = 0.76$  时, 飞行器处于等速爬升状态, 虽然发动机的二次空气流量减少, 但是发动机二次燃烧室出口气流的总温却上升, 因而发动机的推力仍然在增加。在模态转换点, 作为主流的引射火箭关闭, 发动机的空气流量突然减小, 而且发动机二次燃烧室出口气流的总温也突然降低, 因而发动机的推力急剧减小。但是, 与吸气式发动机相比, 火箭的比冲是非常低的, 所以当此时作为主流的引射火箭关闭时, 发动机工作在冲压模态, 即成为吸气式发动机, 因而发动机的比冲就会得到大大的提高。在冲压模态, 随着飞行高度、马赫数的增加, 虽然发动机二次燃烧室出口气流的总温逐渐升高, 但是发动机的空气流量逐渐减小, 因而发动机的推力的变化趋势是先稍有增加而后逐渐减小, 发动机的比冲亦随之变化: 先稍有增加而后逐渐减小。

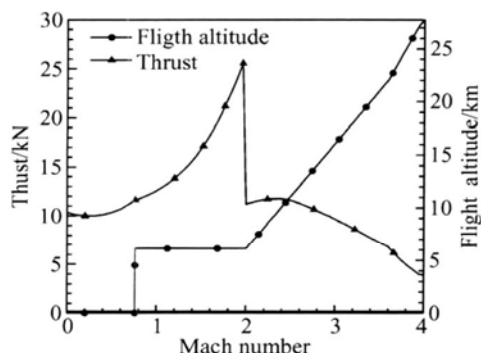


Fig. 5 Variation of thrust along the flight trajectory

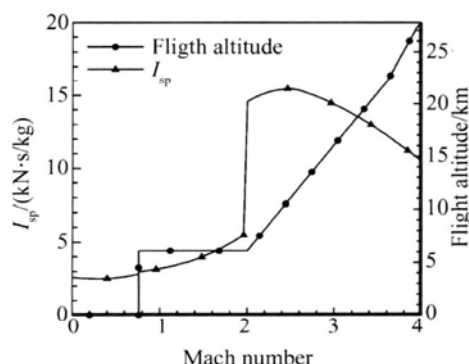


Fig. 6 Variation of specific impulse along the flight trajectory

从推力的数值上看, 地面起飞状态的推力约为 10.5 kN, 即略大于 10 kN 推力量级的纯火箭的推力; 而且随着飞行高度、马赫数的增加, 推力不断增加; 在模态转换点, 推力已经接近 30 kN, 即相当于纯火箭推力的近 3 倍。这说明, 在飞行轨迹的低速段, 与纯火箭相比, 利用火箭作为引射器的引射式火箭冲压组合发动机可以产生推力增益, 而且推力的增益还是可观的。从比冲的数值上看, 地面起飞状态的比冲大约是  $2\,600\text{ N}\cdot\text{s/kg}$  而本文中所用的纯火箭的比冲是  $2\,587\text{ N}\cdot\text{s/kg}$  比较接近; 而且随着飞行高度、马赫数的增加, 比冲不断增加; 在模态转换点, 比冲已经接近  $6\,000\text{ N}\cdot\text{s/kg}$  即是纯火箭比冲的 2 倍多。这说明, 在飞行轨迹的低速段, 与纯火箭相比, 利用火箭作为引射器的引射式火箭冲压发动机可以大大提高发动机的比冲。

### 3.2 流场计算结果及分析

在对该火箭冲压组合发动机方案的总体性能计算之后, 为了研究火箭主流与二次空气流的引射掺混过程及整个发动机的内部工作状态, 对火箭冲压组合发动机的内部流场进行了数值仿真。也就是说, 在总体性能计算结果的基础上, 来验证该方案中, 发动机的内部流场是否合理, 发动机能否稳定、正常工作。一共选取了两个计算点进行计算、对比和分析。

(1) 地面起飞状态, 即飞行高度为 0 km, 飞行马赫数为 0。由此所确定的二次流进口总压为 101 325 Pa 总温 288.15 K; 火箭进口给定总压 4.1 MPa 总温 2 833.5 K; 混合室出口静压 123 454.3 Pa。流场计算结果如图 7 所示, 其中图 7(a) 为马赫数分布, 图 7(b) 为压力分布。由图 7(a)、(b) 可见, 在地面状态, 火箭出口燃气流为低度过膨胀射流, 并且与二次流形成强烈的掺混, 主流速度迅速降低, 二次流速度迅速

增大,至混合段出口,截面马赫数沿径向分布较为均匀。图 7(c)为流线分布,从流线分布可见,整个流场中流线均匀,未出现旋涡。

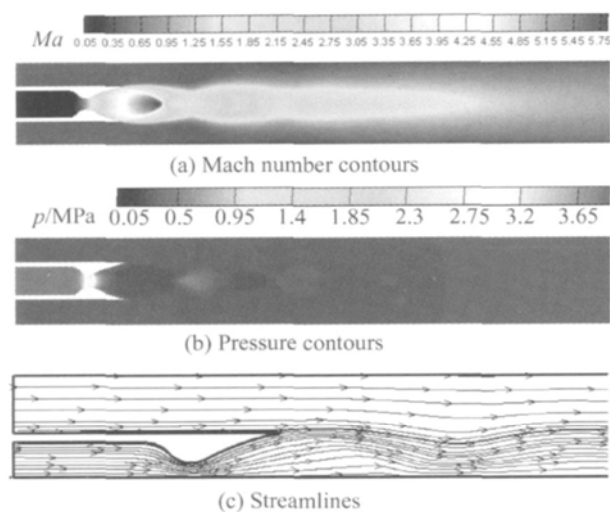


Fig. 7 Flow field contours ( $Ma = 0$ ,  $H = 0$  km)

(2)飞行高度为 6.1 km,飞行马赫数为 1.40。由此所确定的二次流进口总压为 148 223.7 Pa,总温 346.24 K;火箭进口给定总压 4.1 MPa,总温 2 833.5 K;混合室出口静压 143 684.2 Pa。流场计算结果如图 8所示,其中图 8(a)为马赫数分布,图 8(b)为压力分布。由图 8(a)、(b)可见,在地面状态,火箭出口燃气流为过膨胀射流,并且与二次流形成强烈的掺混,主流速度迅速降低,二次流速度迅速增大,至混合段出口,截面马赫数沿径向分布较为均匀。图 8(c)为流线分布,从流线分布可见,整个流场中流线均匀,未出现旋涡。

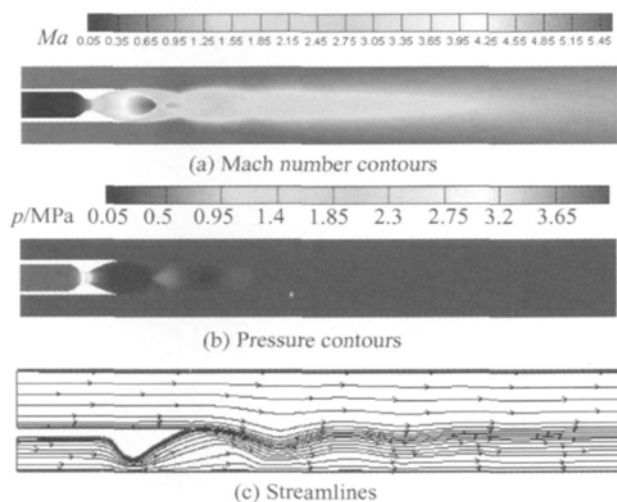


Fig. 8 Flow field contours ( $Ma = 1.4$ ,  $H = 6.1$  km)

但是,与地面状态相比,二次空气流流道面积增

大,这一点从马赫数分布和流线分布可以明显看出来。此外,根据引射掺混理论,主流与二次流速度差越小,二者掺混越迅速、越强烈,与地面状态相比,此时二次流速度明显增大,因而掺混更迅速,轴线上混合流马赫数的波动应更小。图 9即为轴线上混合流的马赫数分布,其中  $X$  表示从混合室进口沿轴向的坐标。可以看到,在飞行  $Ma = 1.40$  时,轴线上混合流的马赫数波动更小,说明飞行马赫数增加,掺混更迅速,这与理论分析是一致的。

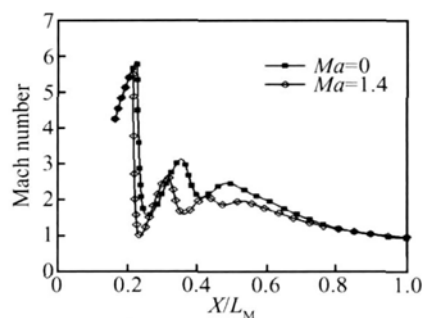


Fig. 9 Comparison of Mach number and axial distance

## 4 结 论

(1)沿着飞行轨迹,随着飞行高度、马赫数的增加,在引射火箭模式,火箭冲压组合发动机的推力逐渐增加;在冲压模式,火箭冲压组合发动机的推力基本趋势是逐渐减小的。而且,在飞行轨迹的低速段,与纯火箭相比,利用火箭作为引射器的引射式火箭冲压发动机可以产生推力增益,而且推力的增益还是可观的。

(2)沿着飞行轨迹,随着飞行高度、马赫数的增加,在引射火箭模式,火箭冲压组合发动机的比冲逐渐增加;在冲压模式,火箭冲压组合发动机的比冲基本趋势是逐渐减小的。而且,在飞行轨迹的低速段,与纯火箭相比,利用火箭作为引射器的引射式火箭冲压发动机可以大大提高发动机的比冲。

(3)基于 CFD 技术的流场计算结果表明,火箭主流与二次空气流的引射掺混过程中参数匹配是合理的,而且随着飞行马赫数的增加,火箭主流与二次空气流掺混得更迅速。

(4)采用火箭发动机和亚燃冲压发动机的组合方式是可行的,从而验证了该引射式火箭冲压发动机方案设计的合理性和可行性。

(下转第 301 页)

## 5 结 论

本文较为系统地进行了两种基本的进气道出口旋流流场的模拟实验,研究了叶片式旋流发生器中不同叶片布局、不同叶片攻角对旋流图谱、强弱的影响,对影响旋流的因素有了较为清晰的认识,主要有以下结论:

(1)通过实验,表明该旋流模拟器可以模拟较为复杂的旋流,五孔探针测量系统也能够全面稳定地测量旋流流场。

(2)通过叶片在不同攻角下标准整体涡旋流的模拟实验,表明在一定攻角范围内,随着叶片攻角的增大旋流指数基本呈线性增长,其中 $\tau_{87}$ 最大能达到接近 $30^\circ$ ,而且不随 $Ma$ 变化而变化, $\tau_{87}$ 曲线斜率为 $0.91^\circ/\alpha$ 。

(3)通过偏置整体涡旋流和对涡旋流的模拟实验,发现随着旋流向下游发展,由于旋流诱导速度的作用,旋流中心位置会按一定规律发生一定程度的偏转。对于偏置整体涡旋流,其中心位置围绕管道中心按照旋流旋转方向发生一定角度的偏转,而对于非标准对涡旋流,其两个旋流中心位置按照较强旋流的旋转方向产生一定角度的偏转。可以设想,对于有多个中心的旋流,随着向下游发展,其多个中心位置也会按照其中最强旋流的旋转方向产生周向偏转。

## 参考文献:

- [1] Aulehla F. Intake swirl—A major disturbance parameter in engine/ intake compatibility [C]. 13th Congress of ICAS AAA, Seattle 1982 1415~1424
- [2] Lecht M, Weyer H B. Unsteady rotor blade loading in an axial compressor with steady-state inlet distortions [R]. AGARD CP 248-3Q 1978
- [3] 彭成一, 林峰, 张堃元. 旋流模拟器研究 [J]. 航空动力学报, 1986 (2).
- [4] 彭成一, 马家驹, 尹军飞. 新机试飞中的进气道旋流测量 [J]. 推进技术, 1994 15(4). (PENG Cheng-yi MA Jia-jia YIN Jun-fei Measurement of inlet swirls in flight [J]. Journal of Propulsion Technology, 1994 15(4).)
- [5] 杨国才, 郑遂. S弯进气道旋流研究 [J]. 推进技术, 1992 13(1). (YANG Guo-cai ZHENG Sui An investigation of the swirl in an S-shaped inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 1992 13(1).)
- [6] 史永征, 郭全, 潘树源. 应用五孔探针测量旋流燃烧器出口流场的研究 [J]. 工业加热, 2007 36(6).
- [7] Treastep A L, Yocum A M. The calibration and application of five-hole probes [J]. ISA Transactions, 1979 18 (3): 23~34
- [8] 岳国强, 韩万金, 芦文才, 等. 五孔探针实验数据处理的线性插值法 [J]. 热能动力工程, 2004 19(5).

(编辑: 刘萝威)

(上接第 262 页)

## 参考文献:

- [1] Olds J, Bradford J. SCCREAM (Simulated combined-cycle rocket engine analysis module): a conceptual RBCC engine design tool [R]. AAA 97-2760
- [2] Bradford J E, Olds J R. Improvements and enhancements to SCCREAM, A conceptual RBCC engine analysis tool [R]. AAA 98-3775
- [3] Bradford J, Olds J. SCCREAM V. 5: a web-based air-breathing propulsion analysis tool [R]. AAA 99-2104
- [4] 王国辉, 蔡体敏, 何国强, 等. 火箭基组合循环发动机引射模态流动分析 [J]. 推进技术, 2002 23(4). (WANG Guo-hui CAI Ti-min HE Guo-qiang et al Flow analysis and validation of rocket ejector mode for rocket based combined cycle [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002 23(4).)
- [5] 黄生洪, 何洪庆, 何国强, 等. 火箭基组合循环 (RBCC)

- 推进系统概念设计模型 [J]. 推进技术, 2003 24(1). (HUANG Sheng-hong HE Hong-qing HE Guo-qiang et al Conceptual design model of rocket base combined cycle propulsion system [J]. Journal of Propulsion Technology, 2003 24(1).)
- [6] Ray P, Starkey M, Mark J Lewis. Sensitivity of hydrocarbon combustion modeling for hypersonic missile design [R]. AAA 2000-3312
- [7] Dario Pastrone. An analysis of the Ejector-Ram-Rocket engine [R]. AAA 2004-3647.
- [8] 张靖周, 单勇. 二维引射-混合器流场的数值研究与验证 [J]. 航空动力学报, 2002 17(5).
- [9] 单勇, 张靖周. 波瓣喷管引射-混合器的数值研究与验证 [J]. 推进技术, 2004 25(4). (SHAN Yong ZHANG Jing-zhou Numerical computation and examination of a lobed mixer-ejector [J]. Journal of Propulsion Technology, 2004 25(4).)

(编辑: 刘萝威)