

## 双模态冲压发动机燃烧性能初步研究

田野, 肖保国, 张顺平, 邢建文

(中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所  
高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

**摘 要:** 通过数值模拟和地面试验研究了当量比和注油分布对双模态冲压发动机燃烧性能的影响, 结果表明: 在隔离段入口马赫数为 2.0, 总温为 1100 K, 总压为 1 MPa 的来流条件下, 总当量比为 0.6 时, 燃烧模式为双模态亚燃, 热力喉道位置位于凹槽出口处; 总当量比大于 0.6 时, 发动机燃烧模式为亚燃, 热力喉道位置相同, 流场结构稳定. 通过选取压力参考点的方法, 发展了发动机推力快速分析方法, 误差较小.

**关 键 词:** 双模态; 燃烧性能; 当量比; 注油分布; 热力喉道

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

### Preliminary study on combustion performance of dual-mode scramjet engine

TIAN Ye, XIAO Bao-guo, ZHANG Shun-ping, XING Jian-wen

(Science and Technology on Scramjet Laboratory, Hypervelocity Aerodynamic Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

**Abstract:** The effect of equivalence ratio and fuel distribution on combustion performance of the dual-mode scramjet engine was investigated by numerical simulation and experiments. Results showed that, under the inflow condition with Mach number of 2.0, total temperature of 1100 K, and total pressure of 1.0 MPa. When the total equivalence ratio was 0.6, the combustion mode was dual-mode subsonic combustion, the thermal throat was at the exit of the cavity. When the total equivalence ratio was larger than 0.6, the combustion mode was subsonic combustion, the thermal throat was at the same location in different cases. The flow structure of this dual-mode scramjet was stable under subsonic combustion mode. The fast thrust analysis method is created by choosing pressure reference points is developed, the error of this method is rather small.

**Key words:** dual-mode; combustion performance; equivalence ratio; fuel distribution; thermal throat

双模态冲压发动机在较宽的飞行马赫数内具有良好的推进性能<sup>[1]</sup>. 随着飞行马赫数的提高, 为了获得最佳性能, 对于固定几何形状的冲压发动机, 燃烧室应以双模态方式工作, 即当马赫数在 3~6 时应以亚燃模式工作, 即亚燃冲压发动机 (ramjet); 当马赫数大于 6 时应该以超燃模式工

作, 即超燃冲压发动机 (scramjet), 因此对于双模态发动机的研究具有重要意义. Takeshi 等<sup>[2]</sup> 试验研究了马赫数为 2.5, 总温为 2000 K, 总压为 1.0 MPa 的隔离段入口条件下的直连式双模态超燃冲压发动机的燃烧性能. 结果表明: 通过改变燃油喷注位置, 在当量比不变的情况下获得了两种

收稿日期: 2015-03-11

基金项目: 国家自然科学基金 (51376193, 51376194); 中国空气动力研究与发展中心风雷青年创新基金 (20150013)

作者简介: 田野 (1987—), 男, 吉林梅河口人, 博士生, 主要从事超燃冲压发动机燃烧室技术的研究.

E-mail: tianye\_cardc@163.com

亚燃模态和一种超燃模态。在亚燃模态下,来流经等直段隔离段减速,开始亚声速燃烧,并在发动机扩张段开始加速。另一种亚燃模态在燃烧室出口出现了热力喉道。3种模态下的推力相差不大。Daniel等<sup>[3]</sup>在马赫数为2.2的来流条件下,改变总温和当量比,获得了两种不同的稳焰模式,即凹槽稳焰模式和燃料射流尾迹区稳焰模式。通过测量CH和OH的发光强度和一维数值分析研究了双模态发动机的释热率分布规律。结果表明:凹槽稳焰机制与预混火焰机制相同,当大量的燃料消耗尽或者通过热力喉道后燃烧产物温度降低导致当地火焰速度下降时,释热速率开始下降。燃料射流尾迹区稳焰模式与喷射抬举火焰稳定模式相同,最大释热位置位于燃料混合良好的火焰基部,对于所有的研究状态,燃烧释热均在通过热力喉道后大幅下降。Takahashi等<sup>[4]</sup>通过改变燃料流量的方式实现了燃烧模态的转换。在燃料当量比较低的情况下,火焰驻留在距离喷注点很远的下游,而当燃料当量比增加到某一特定值时,火焰前锋突然上传至喷注点附近,并且伴随有剧烈的壁面传热。Le等<sup>[5]</sup>在马赫数为2.0,采用电加热的纯净来流条件下,通过调节燃料当量比来实现模态转换,结果发现随着燃料当量比的增加,燃烧室的压力峰值也逐渐增加,当压力上升到某一值时,发动机实现由超燃模态转入亚燃模态,在模态转换过程中,燃烧室压力分布出现了突变,在超燃模态下,峰值压力在斜坡之后取得,而在亚燃模态下,峰值压力在斜坡之前取得。张岩等<sup>[6]</sup>介绍了双模态冲压发动机中不同燃烧模态的定义和判定准则、模态转换的实现方式(改变来流总温、燃料当量比、喷注位置、几何构型以及来流污染组分等)、模态转换的机理,以及在模态转换时可能存在的激波反射结构转换迟滞和火焰结构转换迟滞现象。本文针对固定几何形状冲压发动机,研究了燃料喷注当量比和喷注位置对双模态冲压发动机性能的影响。

## 1 计算方法与试验设备

### 1.1 试验设备及模型

试验在中国空气动力研究与发展中心(CARDC)氢氧燃烧风洞上进行的,图1给出了风洞的照片,设备采用烧氢补氧方法来获取高焓污染空气,试验喷管出口马赫数为2.0,总温为1100 K,总压为1.0 MPa,风洞运行时间可达5 s。双模态冲压发动机的几何结构如图2,模型为矩形截

面,入口面积为 $40\text{ mm} \times 120\text{ mm}$ ,模型全长为1.13 m,其中等直隔离段长为0.47 m,燃烧室长为0.66 m,燃烧室由两部分构成,即凹槽和扩张段。发动机共有3个注油位置,如图2中K1,K2,K3所示。燃料为液态煤油燃料,试验中各位置注油当量比见表1,如case-033算例,表示K1油位当量比为0,K2油位当量比为0.3,K3油位当量比为0.3,总当量比为0.6。试验过程中测量了壁面压力,压力传感器的采样频率选择1 kHz。高速纹影系统用于捕捉流场结构,高速相机速度2000幅/s。

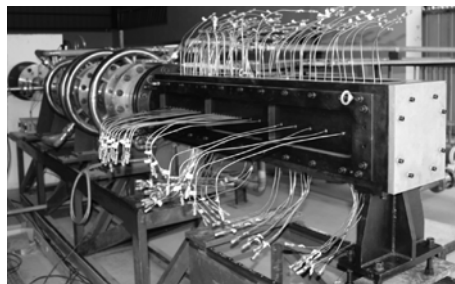


图1 直连式设备及模型

Fig. 1 Direct connected tunnel and combustor

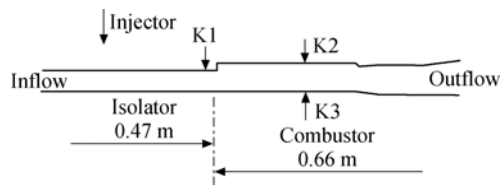


图2 双模态冲压发动机结构简图

Fig. 2 Schematic illustration of dual-mode scramjet

表1 不同状态下的注油分布

Table 1 Fuel distribution in different cases

| Case | Equivalence ratio (ER) |     |     |       |
|------|------------------------|-----|-----|-------|
|      | K1                     | K2  | K3  | Total |
| 600  | 0.6                    | 0   | 0   | 0.6   |
| 233  | 0.2                    | 0.3 | 0.3 | 0.8   |
| 523  | 0.5                    | 0.2 | 0.3 | 1.0   |
| 533  | 0.5                    | 0.3 | 0.3 | 1.1   |

### 1.2 数值模拟方法

数值模拟采用中国空气动力研究与发展中心自主开发的三维大规模并行数值模拟软件AHL3D<sup>[7-10]</sup>,该程序已得到了广泛的验证<sup>[11-14]</sup>,通过求解直角坐标系下的三维Navier-Stokes方程,形式如下:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial E}{\partial z} = \frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + \frac{\partial E_v}{\partial z} + S$$

式中  $Q = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E_t, \rho Y_i)^T$ ;  $E, F, G$  表示无黏通量;  $F_v, G_v, E_v$  表示黏性通量;  $S$  为源项;  $u, v, w$  为  $x, y, z$  方向速度;  $\rho, Y_i$  表示气体的密度和组分的质量分数, 气体的总内能  $E_t = e + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2)$ ,  $e$  表示热力学内能. 湍流模型采用 Kok 提出的 TNT (turbulent/non-turbulent)  $k-\omega$  模型. 对于上述三维方程, 采用隐式有限体积法离散, 对于时间离散, 为避免由于化学反应存在带来的刚性问题, 采用 lower-upper symmetric Gauss-Seidel (LU-SGS) 隐式迭代方法. 为使解具有较高阶的精度, 无黏对流项离散采用 van Leer 提出的 MUSCL (monotonic upstream-centered scheme for conversation laws) 方法, 黏性通量的计算方法采用 Gauss 定理构造方法, 煤油化学动力学模型采用自主开发的 10 组分 12 步简化模型<sup>[7]</sup>.

## 2 结果与分析

### 2.1 各研究状态的结果分析

图 3 给出了不同当量比下的热流壁面压力  $p_{\text{wall}}$  数据, 图中 Cal- $n$ -upwall 表示 case- $n$  算例的数值模拟结果, Exp- $n$ -upwall 表示 case- $n$  算例的试验结果, 其中  $n$  表示工况编号. 首先可以看出数值模拟结果和试验测量数据匹配良好, 验证了数值模拟的可靠性. 另一方面总当量比为 0.6 的壁面压力在燃烧室的扩张段压力明显低于其他状态, 这主要是由于其在 K2 和 K3 位置没有注油, 仅在 K1 油位注油当量比为 0.6, 煤油集中燃烧在凹槽部位, 释热也集中于此, 而在燃烧室的扩张段由于燃料基本燃烧耗尽, 所以燃烧不再剧烈, 释热较少, 压力低于其他算例. Case-600 算例在凹槽部位压力与 case-233 算例相当, 但略低于 case-523 和 case-533, 主要由于总当量比较大 (case-523 和 case-533) 时, 燃烧剧烈, 反压前传, 凹槽部位压力上升明显. 从压力变化趋势可以看出, 发动机隔离段内和凹槽部位接近等压过程, 扩张段压力近似等斜率下降过程.

目前对双模态冲压发动机中燃烧模式的判定准则还没有形成一致的意见, 主要有以下 3 种判别方法: ①方法一, Heiser 和 Pratt<sup>[15]</sup> 采用隔离段出口横截面上的气流速度作为燃烧模式的判定准则. 当该横截面上的气流速度为亚声速时, 燃烧室工作在亚燃模式; 反之, 燃烧室工作在超燃模式.

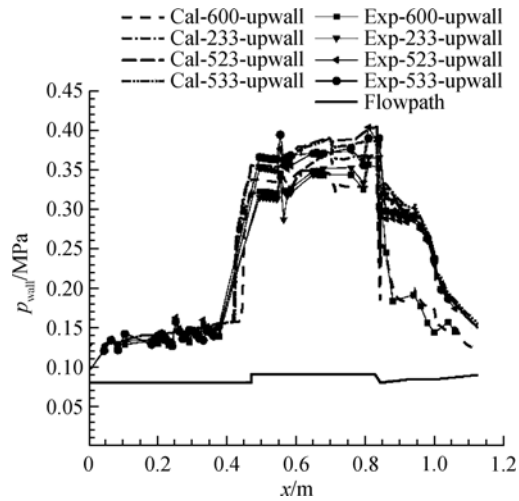


图 3 不同状态下的双模态冲压发动机的壁面压力

Fig. 3 Wall pressure of the dual-mode scramjet in different cases

②方法二, Cabell 等<sup>[16]</sup> 认为以燃烧室压力上升起始点与第 1 个喷油点的相对位置以及边界层分离的显著程度来判定燃烧模式. 由于双模态燃烧流场往往伴随很大的流动分离, 超声速核心区存在着显著的亚声速流动现象, 因此燃烧诱导的压力上升在第 1 个喷油点之前的, 认为流动分离较大, 则为亚燃模式; 反之, 对于超燃模式. ③方法三, 使用质量平均的一维马赫数作为燃烧模式的判定准则<sup>[17]</sup>. 若燃烧室的最低平均质量加权马赫数小于 1 时, 则认为燃烧室中出现了热力喉道, 双模态冲压发动机工作在亚燃模式, 反之工作在超燃模式. 但由于燃烧室中的流动是超声速核心区流与亚声速分离流并存的三维复杂流动, 一维分析方法忽略了很多可能影响燃烧模式判定的流场信息<sup>[15]</sup>. 同时以上这些模式判别方法, 都受到发动机几何构型和燃料喷注方式的影响, 发动机几何构型 (凹槽等) 和注油装置 (支杆等) 都可能引起流场波系的改变, 进而影响流场的热力学参数. 图 4 给出了以上 4 个算例的质量加权马赫数曲线图. 若以模式判别方法一判断, 由于在隔离段出口, 各算例的质量加权马赫数均大于 1.0, 因此这 4 个算例的燃烧模式都是超燃模式. 若以模式判别方法二判断, 由于壁面压力上升的起始点均位于第 1 个喷油点前端, 距离或多或少而已, 因此 4 个算例的燃烧模式都是亚燃模式. 若以模式判别方法三判断, 由于各算例最小质量加权马赫数都存在小于 1.0 的区域, 因此燃烧模式都是亚燃模式. 由此可见, 针对本文发动机构型采用不同的模式判别方法, 其燃烧模式会出现不同的情况. 因此必须

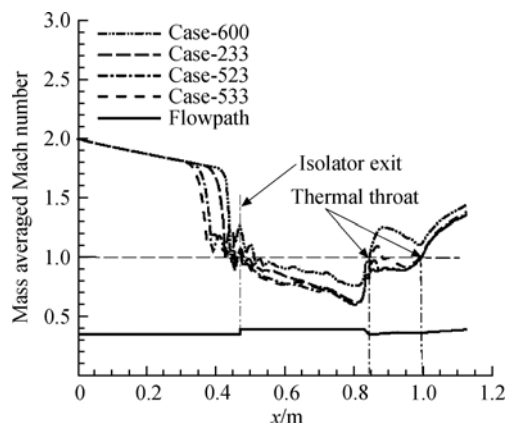


图4 不同状态下的双模态冲压发动机的三维质量加权马赫数图

Fig. 4 Three-dimensional mass averaged Mach number of the dual-mode scramjet in different cases

发展适合本文构型的模态判别方法,并能准确反映不同燃烧模态下发动机燃烧的特点。

由于不存在中心注油装置(如支板)的发动机燃烧室,其典型的燃烧特点是超声速核心流伴随周围亚声速燃烧流动。而亚燃模态往往由于有热力喉道存在,释热大,反压高,因此常常燃烧室伴随着较大的流动分离出现。正是由于流动分离区的出现,气流流经的有效横截面面积减小,超声速气流流经后,流场会产生激波串结构,因此以隔离段是否存在激波串来反映流场内出现较大流动分离区,用来反映亚燃模态的典型特点,同时用质量加权马赫数等于1.0的位置来反映流场中产生热力喉道的可能位置。最终本构型采用隔离段是否存在激波串结构和是否存在质量加权马赫数小于1.0区域作为模态判别准则,这种判别方法既能反应亚燃模态存在的典型流动分离特点又能反应热力喉道的位置,可以明显的区别超燃与亚燃模态。当隔离段内存在激波串结构并且有质量加权马赫数小于1.0区域的时候,双模态发动机的燃烧模态为亚燃模态;反之两者都不具备,则为超燃模态;若存在激波串结构而无马赫数小于1.0的情况,则为双模态超燃模态;若不存在激波串结构但存在马赫数小于1.0的区域,则为双模态亚燃模态。

从图4可以看出,以上研究状态都存在马赫数小于1.0的区域,热力喉道均出现在流场中,即为质量加权马赫数等于1.0的位置,而且马赫数为1.0的位置不止一个,有的2个有的甚至3个,但热力喉道的位置均位于最后一个马赫数为1.0的位置,这是因为隔离段的超声速来流首先经过

隔离段和凹槽前部摩擦力作用,减速至马赫数为1.0并继续下降至亚声速,当亚声速气流经燃料释热加热,马赫数逐渐变大,并经过凹槽出口流动面积减小,马赫数逐渐增加至1.0,再经历扩张段的初步扩张,马赫数再次下降,然后在扩张段的等直段部分加速并经过热力喉道达到超声速。Case-600在隔离段内没有激波串结构,轻微的上壁面流动分离是由于K1油位煤油燃烧造成的,并不是由于剧烈燃烧反压前传造成的,其他状态隔离段内都出现了明显的激波串结构,因此case-600属于双模态亚燃模态,其他研究状态为亚燃模态。

图5给出了隔离段马赫数云图,从马赫数云图和上壁面流线图均可以清晰的看出隔离段内的激波串结构和流动分离区。由于热力喉道处会出现明显的超声速流动区域面积变大特征,从扩张段的马赫数云图可以看出4种研究状态的热力喉道位置。对于亚燃模态,热力喉道位置相同,均位于扩张段中等直段的出口处,而双模态亚燃模态(case-600)的热力喉道位于凹槽出口处。由此可见尽管随着当量比的增加,燃烧越来越剧烈,但亚燃模态的流场流动结构没有较大的变化,热力喉道位置没有改变,可见此双模态发动机亚燃模态下的流场结构稳定性良好。同时从图5(a)中可以看出,随着当量比的增加,隔离段分离区逐渐加大,燃烧模态由超燃过渡到亚燃,这正是由于当量比的增大,燃烧越来越剧烈,燃烧反压越来越大。因此可以判断当总当量比小于0.6时,燃烧反压一定没有当量比为0.6时大,因此流动分离一定较小,燃烧模态应为超燃。图6给出了case-533流场隔离段的数值模拟马赫数等值线云图和纹影照片,马赫数经过激波串结构会发生明显的变化(等值线变得密集),因此用数值模拟的马赫数等值线可以间接与纹影拍摄到的激波串结构作对比,从图中可以看出,两者反应的激波串位置相当,进一步验证了数值模拟的可行性。进一步分析本文获得的双模态亚燃模态和亚燃模态可以看出,随着总当量比的提高,燃烧模态由双模态亚燃过渡到亚燃,隔离段内流动分离区逐渐增大,这主要是由于燃烧越来越剧烈,燃烧反压逐渐增大造成的。由此可见调整总当量比是改变燃烧模态的一个方法,另一方面从图5(a)中可以看出,多位置注油同样有助于亚燃模态的实现,仅在K1位置注油较多不利于亚燃模态的实现。因此,可以通过提高总当量比,并尽可能的多位置分布注油,有助于实现亚燃模态;可以通过降低总当量比或者集中在

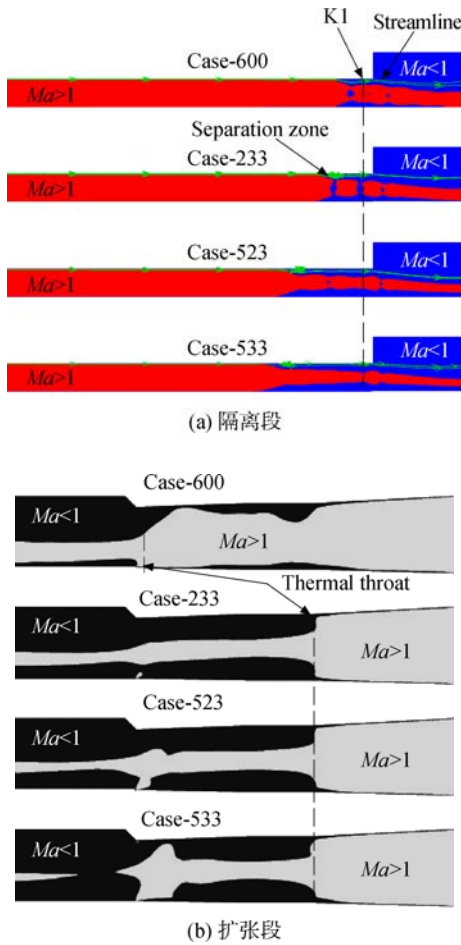


图 5 不同状态下的马赫数云图

Fig. 5 Mach number contours in different cases

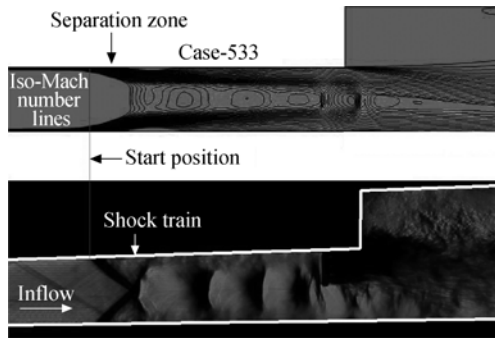


图 6 Case-533 隔离段马赫数等值线和高速度纹影照片

Fig. 6 Iso-Mach number lines and high-speed schlieren photo of the case-533

K1 位置注油实现超燃模式或双模态亚燃。

## 2.2 发动机推力性能简化分析

由于发动机流场三维热流数值模拟耗时较长,为了能够快速对试验后的壁面压力数据进行快速分析,进而获得发动机的推力性能,本文给出了发动机推力性能快速评估方法。该方法基于上

壁面压力数据,从图 3 的压力数据变化趋势可以看出,隔离段内处于等压流动过程,凹槽内的压力也可以近似为等压燃烧,扩展段内的壁面压力接近等斜率下降过程,这样每段可以选取一个参考压力,作为该段的有效压力,本文中 3 段的压力参考点横坐标分别取  $x=200, 600 \text{ mm}$  和  $x=1000 \text{ mm}$ 。然后采用有效压力与分段流向有效面积的乘积作为该段压力产生的推力,再去掉该段的摩擦力,即为该段的净推力,最后对数据进行推力修正即可。

需要注意的是只有燃烧状态相似即各状态的壁面压力变化趋势相同才能使用此种算法,虽然受到当量比和喷注方式等因素影响,在双模态发动机中保持壁面压力变化趋势相同是很困难的,但本文的方法提供了一种分析方式,在其他双模态冲压发动机中可能壁面压力变化趋势不同,但可以采用更多分段方式或者多取几个参考点等方法实现,总之本文方法提供了一种快速分析的思路。

首先采用下式作为试验快速评估的推力公式

$$F_{\text{exp}} = \sum_{j=1}^n (p_j A_j - f_j)$$

其中  $F_{\text{exp}}$  为通过试验快速分析获得的有效推力,  $n$  为发动机分段数目,针对此构型  $n=3$ ,即为隔离段、凹槽段和扩张段。  $p_j$  为第  $j$  段的参考压力,  $A_j$  为第  $j$  段的有效面积,有效面积直接采用该段进出口面积差。  $f_j$  为第  $j$  段的摩擦力,根据经验摩擦因数选取为 0.005。三个算例的结果如表 2,为了衡量试验快速分析获得的推力与数值模拟的差别,引入  $\Delta F_1 = F_{\text{cal}} - F_{\text{exp}}$ , 误差  $V_{\text{error}} = \frac{|F_{\text{exp}} - F_{\text{cal}}|}{F_{\text{cal}}} \times 100\%$ ,  $F_{\text{cal}} = [(\dot{m}_{\text{air}} + \dot{m}_{\text{fuel}}) v_e + p_e A_e] - (\dot{m}_{\text{air}} v_i + p_i A_i)$ 。其中  $F_{\text{cal}}$  为三维数值模拟获得的推力大小,下标  $i$  为发动机入口参数,下标  $e$  为发动机出口参数,  $\dot{m}_{\text{air}}$  为入口空气质量流量,  $\dot{m}_{\text{fuel}}$  为燃料质量流量。从表 2 初步快速推理分析  $V_{\text{error}}$  的大小可以看出,试验快速分析结果和数值模拟结果相差较大,均大于 5%,需要对结果进行修正。

为了尽可能小的消除误差,引入修正量

$$\Delta F = \frac{\sum \Delta F_1}{3} = -110.0 \text{ N}, \text{ 从而进一步修正试验快速分析获得的推力,公式如下:}$$

$$F_{\text{exp}} = \sum_{j=1}^n (p_j A_j - f_j) + \Delta F$$

表 2 不同状态的初步推力分析结果  
Table 2 Preliminary analysis result of thrust in different cases

| Case     | Thrust/N         |                  | $\Delta F_1/\text{N}$ | $V_{\text{error}}/\%$ |
|----------|------------------|------------------|-----------------------|-----------------------|
|          | $F_{\text{cal}}$ | $F_{\text{exp}}$ |                       |                       |
| Case-033 | 1064.0           | 1180.6           | -116.6                | 11.0                  |
| Case-600 | 1302.2           | 1403.9           | -101.7                | 7.8                   |
| Case-233 | 1322.2           | 1433.8           | -111.6                | 8.4                   |

通过上述方法快速处理得到的推力结果见表 3,从表 3 的结果可以看出,本方法获得的快速分析推力,与数值模拟获得结果相近,误差的大小均小于 5%,从而证实了方法的可行性.

表 3 不同状态的推力分析结果  
Table 3 Analysis result of thrust in different cases

| Case     | Thrust/N         |                  | $V_{\text{error}}/\%$ |
|----------|------------------|------------------|-----------------------|
|          | $F_{\text{cal}}$ | $F_{\text{exp}}$ |                       |
| Case-033 | 1064.0           | 1070.6           | 0.6                   |
| Case-600 | 1302.2           | 1293.9           | 0.6                   |
| Case-233 | 1322.2           | 1323.8           | 0.1                   |
| Case-413 | 1397.6           | 1345.1           | 3.7                   |
| Case-503 | 1443.4           | 1392.0           | 3.6                   |
| Case-333 | 1326.6           | 1359.5           | 2.5                   |
| Case-433 | 1356.8           | 1384.7           | 2.1                   |
| Case-533 | 1445.8           | 1391.3           | 3.8                   |

### 3 结 论

本文采用了数值模拟和试验研究了不同当量比和注油位置对双模态冲压发动机燃烧性能的影响,从分析结果可见,不同的模态判别方法对本文研究的发动机构型模态判别结果不同,本文采用的隔离段激波串和质量加权马赫数相结合的判别方法是一种合适的判别方法,能够准确地反应双模态的大尺度流动分离和热力喉道位置.总当量比为 0.6 时,发动机燃烧模态为双模态亚燃,总当量比大于 0.6 时,发动机燃烧模态均为亚燃,各状态的热力喉道位置相同,流场结构稳定.基于选取压力参考点的方法,本文发展的发动机推力分析方法,误差在 5% 以内,是一种快速可行的分析方法.

### 参考文献:

- [1] McClinton C R. X-43-scamjet power breaks the hypersonic barrier dryden lectureship in research for 2006 [R]. AIAA-2006-1880,2006.
- [2] Takeshi K, Nobuo C, Kenji K, et al. Dual-mode operation in a scramjet combustor [R]. AIAA-2001-1816,2001.
- [3] Daniel J M, Sean M T, James F D. Heat release distribution in a dual-mode scramjet combustor-measurements and modeling [R]. AIAA-2009-7362,2009.
- [4] Takahashi S, Demise S, Oshita M, et al. Correlation between heat flux distribution and combustion mode in a scramjet combustor [R]. AIAA-2001-1191,2001
- [5] Le D B, Goyne C P, Krauss R H, et al. Experimental study of a dual-mode scramjet isolator [J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(5): 1050-1057.
- [6] 张岩, 朱韶华, 刘刚, 等. 双模态冲压发动机中的模态转换研究综述 [J]. 推进技术, 2013, 34(12): 1719-1728.  
ZHANG Yan, ZHU Shaohua, LIU Gang, et al. An overview on mode transition in dual mode ramjet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(12): 1719-1728. (in Chinese)
- [7] 杨顺华. 碳氢燃料超燃冲压发动机数值研究 [D]. 四川绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2006.  
YANG Shunhua. Numerical study of hydrocarbon fueled scramjets [D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2006. (in Chinese)
- [8] 赵慧勇. 超燃冲压整体发动机并行数值研究 [D]. 四川绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2005.  
ZHOU Huiyong. Parallel numerical study of whole scramjet engine [D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2005 (in Chinese)
- [9] 田野. 空气节流对超燃燃烧室燃烧性能影响研究 [D]. 四川绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2013.  
TIAN Ye. Study on air throttling influence on the performance of combustion in the scramjet combustor [D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2013. (in Chinese)
- [10] 田野, 乐嘉陵, 杨顺华, 等. 空气节流对超燃燃烧室起点火影响的数值研究 [R]. 航空动力学报, 2013, 28(7): 1495-1502.  
TIAN Ye, LE Jialing, YANG Shunhua, et al. Numerical study on air throttling influence of ignition transient in the scramjet combustor [R]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(7): 1495-1502. (in Chinese)
- [11] Xiao B G, Xing J W, Tian Y, et al. Experimental and numerical investigations of combustion mode transition in a direct-connect scramjet combustor [J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 46(12): 331-338.
- [12] Tian Y, Xiao B G, Zhang S P, et al. Experimental and computational study on combustion performance of a kerosene fueled dual-mode scramjet engine [J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 46(12): 451-458.
- [13] Tian Y, Yang S H, Le J L. Study on the effect of air throttling on flame stabilization of an ethylene fueled scramjet combustor [J]. International Journal of Aerospace Engi-

- neering, 2015, 2015: 1-10.
- [14] 邓维鑫, 乐嘉陵, 王西耀. 空气节流对超燃发动机燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报, 2013, 28(2): 316-323.
- DENG Weixin, LE Jialing, WANG Xiyao, et al. Air-throttling effect of scramjet combustion characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(2): 316-323. (in Chinese)
- [15] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994.
- [16] Cabell K, Hass N, Storch A, et al. HIFiRE direct-connect rig (HDCR): Phase I scramjet test results from the NASA Langley Arc-Heated Scramjet Test Facility[R]. AIAA-2011-2248, 2011.
- [17] PAN Yu, LIU Weidong, WANG Zhenguo Investigation on the combustion mode translation of thermal choked scramjet[R]. AIAA-2007-5387, 2007.

(编辑:王碧琚)