



# 几种超声速横向射流方案混合特性的数值研究

高振勋\*, 李椿萱

北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191

\* E-mail: gaozhenxun@163.com

收稿日期: 2010-09-20; 接受日期: 2010-12-10

**摘要** 本文首先发展了 AUSMDV 格式结合  $k-\omega$  SST 湍流模型的数值模拟方法, 利用三维圆孔垂直喷氢实验算例验证了数值方法的可靠性. 在确定质量加权平均总压和混合效率作为喷射方案性能评价标准的基础上, 基于所发展的数值方法研究了不同喷射方案的混合特性. 研究发现: 超声速横向射流的近场混合主要由对流输运控制, 而远场混合主要由质量扩散控制; 圆孔喷射与狭缝喷射造成的总压损失相当, 但圆孔喷射的三维绕流特性可使其导致更高的混合效率; 圆孔喷射时, 喷射角的变化主要影响射流近场的混合程度, 喷射角  $120^\circ$  为最优的喷射角; 喷孔间距与喷孔直径的比值增大时, 可导致更高的混合效率, 但也可相应带来总压损失的大幅增加; 采用缩小喷孔面积而保证燃料质量流量不变的方法设计二级喷射方案时, 其所引起的总压损失相比于单级喷射的增幅较小, 而导致的混合效率增幅较大, 因此二级喷射的混合性能优于单级喷射. 本文的研究成果可为超燃冲压发动机燃烧室内燃料的喷射方案设计提供依据.

**关键词**

超声速混合  
混合效率  
喷射方案  
数值模拟

超燃冲压发动机是高超声速飞行器可采用的动力装置之一, 并已成为当前高超声速技术中重点发展的推进技术. 超燃冲压发动机一般采用碳氢燃料, 由于碳氢燃料与空气的化学反应速度快, 在点火成功后燃烧将迅速发展至接近化学平衡的状态<sup>[1]</sup>. 因此, 化学反应的时间尺度要远小于燃料和空气的混合扩散时间尺度, 燃烧放热效率在很大程度上由混合速率决定. 超燃冲压发动机内燃料的燃烧是在超声速气流中组织进行的, 由于燃烧室的几何尺寸有限, 气流在燃烧室内停留的时间很短, 因此提高燃料与空气的混合速率对于提高燃烧放热效率具有重要意义.

在超燃冲压发动机燃烧室中, 通常将燃料喷嘴齐平安装在壁面上, 燃料采用横向喷射方式注入空气进而发生混合. 一般情况下, 横向喷射比平行喷射所导致的混合速率要高<sup>[2]</sup>, 但横向喷射在射流上游将

诱导出分离流和激波, 造成可观的总压损失, 从而引起发动机效率的下降. 横向喷射产生的分离区大小、激波强度均与燃料的喷射方案有关<sup>[2]</sup>. 因此, 如何设计燃料喷射方案以获取最大的混合速率以及最小的总压损失是燃烧室设计中的关键课题.

Gruber 等人<sup>[3]</sup>对来流马赫数为 2 的超声速流场中三种不同型面不同形式的喷射, 即圆孔横向喷射、圆孔倾斜喷射以及椭圆孔横向喷射(椭圆孔半短轴在展向上)的穿透和混合特性进行了实验研究, 研究结果显示: 倾斜喷注的穿透度小于另外两种横向喷注的穿透度, 椭圆孔横向喷注在展向上的扩展大于另外两种喷注形式在展向上的扩展. Segal 等人<sup>[4]</sup>在后向台阶中向来流马赫数为 2 的超声速气流中横向喷射氢气, 评估了温度、压力以及当量比的影响, 分析了混合与燃烧的相互作用. McClinton<sup>[5]</sup>利用实验手段研究了横

向喷射角度的影响, 研究发现随着喷射角度的降低, 穿透高度增加, 混合效率提高. 而 Yokota<sup>[6]</sup>利用数值模拟对二维狭缝喷射角度的研究得出了与 McClinton 不同的结论: 随着喷射角度的降低, 穿透高度也降低, 混合效率和总压损失也同样降低. 综上所述, 目前关于不同超声速横向喷射方案的性能研究尚不够全面, 而且不同学者的研究结论甚至存在矛盾.

本文的研究目的在于利用数值模拟手段, 对不同横向喷射方案的性能进行系统的研究. 本文首先发展了 AUSMDV 格式结合显式可压缩修正的  $k-\omega$  SST 湍流模型的数值模拟方法, 应用三维圆孔垂直喷氢实验算例验证了数值方法的可靠性; 然后, 建立了对不同喷射方案性能的评价标准; 最后, 基于所发展的数值方法和评价标准, 进行了以下研究: 二维狭缝喷射与三维圆孔喷射的对比研究、三维圆孔喷射角度的影响研究、喷孔数目和孔径的影响研究以及二级喷射的性能研究.

### 1 数值方法

在笛卡儿坐标系下, 含组分运输的 Navier-Stokes (N-S) 方程可写成如下守恒形式:

$$\frac{\partial(\rho Y_s)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho Y_s u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho D_s \frac{\partial Y_s}{\partial x_j}), s=1, 2, \dots, ns, \quad (1a)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0, \quad (1b)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j + \delta_{ij} p) = \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j}, \quad (1c)$$

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho H u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\tau_{ij} u_i + k \frac{\partial T}{\partial x_j} + \sum_{s=1}^{ns} \rho D_s h_s \frac{\partial Y_s}{\partial x_j}), \quad (1d)$$

气体的状态方程有

$$P = \rho R T \sum_{s=1}^{ns} \frac{Y_s}{M_s}, \quad (2)$$

其中  $\rho$ ,  $u_j$ ,  $p$  与  $T$  分别为气体的密度、速度、压强与静温;  $E$  为单位体积总能量:

$$E = \sum_{s=1}^{ns} Y_s h_s + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2) - \frac{p}{\rho},$$

$H$  为单位体积总焓,  $\tau_{ij}$  为分子剪应力张量;  $ns$  为组分总数,  $R$  为气体普适常数,  $M_s$ ,  $Y_s$ ,  $D_s$  与  $h_s$  分别为组分  $s$

的分子量、质量浓度、质量扩散系数以及单位质量绝对焓值.

对(1)式采用 Favre 平均, 平均后出现的雷诺质量通量和雷诺热通量采用梯度扩散假设封闭, 其中的湍流 Prandtl 数和湍流 Schmidt 数均取常数 0.9, 而雷诺应力张量需采用湍流模型来封闭. 本文采用了 Menter 提出的  $k-\omega$  SST 模型<sup>[7]</sup>.  $k-\omega$  SST 模型通过一个设计巧妙的过渡函数实现在近壁区使用 Wilcox  $k-\omega$  模型<sup>[8]</sup>, 而在远离壁面的区域使用标准的  $k-\epsilon$  模型<sup>[9]</sup>. 该模型引入了部分雷诺应力的输运性质, 从而对包含强压力梯度的流体能得到更加准确的结果<sup>[7]</sup>. 此外, 由于本文算例中射流与主流形成的混合层具有较高的对流马赫数, 必须加入显式的可压缩修正方可准确估算混合层的厚度. 在此采用了 Wilcox 提出的可压缩修正<sup>[8]</sup>.

对所导出的控制方程进行数值离散时, 其无粘通量采用了 AUSMDV 格式<sup>[10]</sup>. 对该格式进行 MUSCL 插值<sup>[11]</sup>可导出相应的二阶精度形式. (1)式中的粘性通量采用中心差分格式离散, 时间离散采用隐式 LU-SGS 方法<sup>[12]</sup>. 各组分的比热和焓均采用温度的多项式来拟合, 拟合参数由文献[13]中得到.

### 2 程序验证

#### 2.1 算例验证

选取 Rogers 的三维圆孔喷氢实验<sup>[14]</sup>算例来验证数值方法的可靠性. 图 1 给出了此实验的几何尺寸, 其中喷孔的直径  $d=1.02$  mm. 计算时, 入口与喷口均为压力远场边界条件, 所有流动参数固定, 表 1 中给出了空气来流和氢气射流的参数值; 出口边界条件采用二阶外插; 壁面采用绝热壁无滑移边界条件; 对称面采用对称边界条件.

入口湍流参数按低湍流度方式给定: 湍流度为

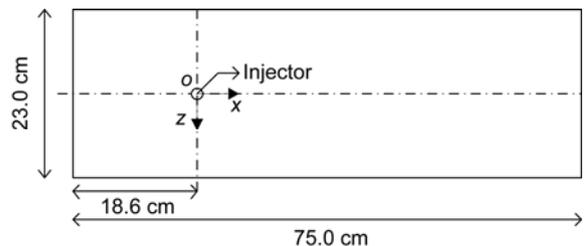


图 1 Rogers 圆孔喷氢实验几何尺寸

表 1 Rogers 圆孔喷氢算例来流条件<sup>[14]</sup>

	Air stream	Hydrogen stream
$Ma$	4.03	1.0
$P$ (Pa)	8720	141689
$T$ (K)	70.62	376.8
$Y_{N_2}$	0.7664	0
$Y_{O_2}$	0.2336	0
$Y_{H_2}$	0	1
$Re$ ( $m^{-1}$ )	$6.1 \times 10^7$	

1%, 湍流涡粘性系数与来流分子粘性系数之比为 1. 计算域中边界层经历了由层流向湍流转捩过程, 但由于来流雷诺数很高, 在喷口位置附近边界层已为充分发展的湍流边界层. 所以, 虽然本文未考虑转捩模型, 但是对转捩过程模拟的误差不会影响对混合特性的研究.

由于计算区域关于  $xy$  平面对称, 因此计算时只取  $z$  方向的一半. 计算网格大小为  $210 \times 100 \times 50, z=0$  为对称面, 网格在壁面和喷口附近加密, 图 2 为计算网格示意图.

### 2.2 计算结果

图 3 首先给出了无氢气射流时计算得到的喷口

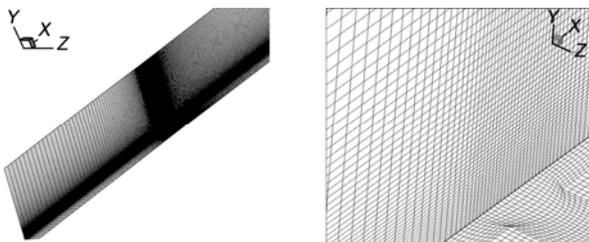


图 2 Rogers 圆孔喷氢算例计算网格示意图

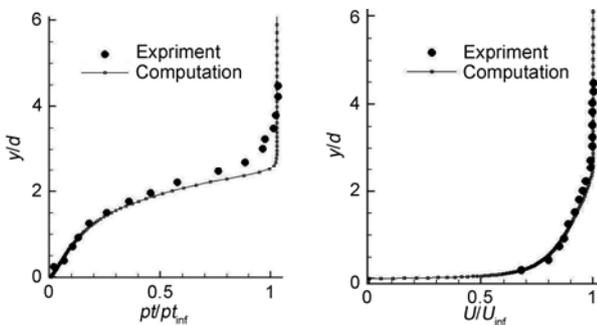


图 3 无氢气射流喷口处边界层内总压和速度分布

处边界层内总压分布和速度分布与实验的对比. 可以看到, 计算结果与实验数据符合的较好, 表明数值格式和湍流模型是可靠的.

图 4 给出了氢气喷射后对称面马赫数等值线, 图 5 和图 6 分别为喷口附近的流线和壁面极限流线. 可以看到, 射流流体垂直离开喷口, 穿透湍流边界层, 产生一系列的激波波系以及射流上游的回流区域. 射流在其上游所诱导的逆压梯度引起边界层分离, 在分离点附近产生一道分离激波. 在该回流区内包

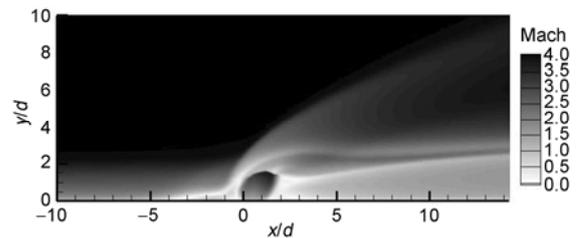


图 4 对称面上马赫数等值线

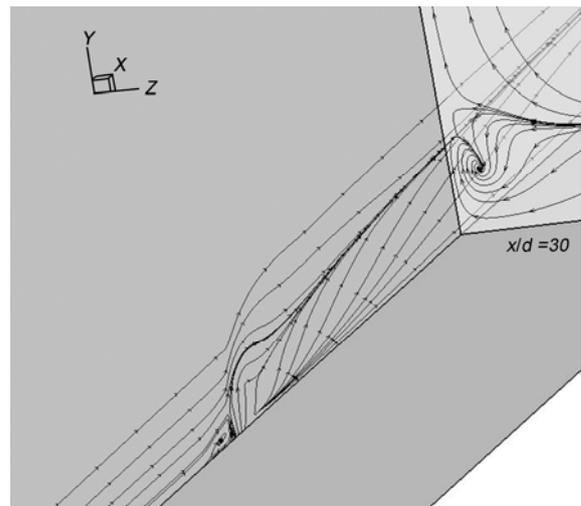


图 5 喷口附近流线

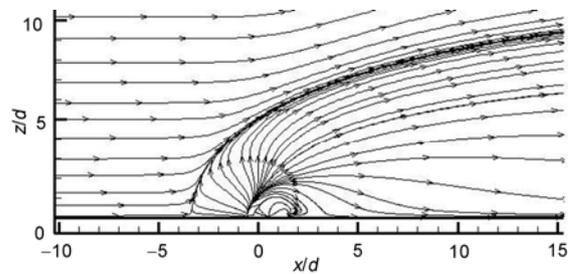


图 6 壁面极限流线

开始膨胀, 导致当地压强随其流向迅速下降, 形成正含旋转方向相反的一对分离涡. 射流离出口后即激波, 并在射流羽迹形成马赫盘. 随着向下游发展, 射流会发生转向, 并通过与来流的剪切作用形成反向旋转的流向涡对, 此流向涡对对氢气与空气的混合过程起主要作用<sup>[15]</sup>.

图 7 中对称面和流向三个截面上的氢气质量分数云图显示, 随着流动向下游发展, 氢气的最大质量分数下降, 三维混合层面积逐渐增加. 图 8 为对称面氢气质量分数等值线分布与实验测量值的比较. 实验中测量了沿流向不同位置处混合层的边缘位置, 以氢气体积分数为 0.005 的位置为准, 折算成质量分数为 0.0003. 图 8 中显示, 氢气组分浓度为 0.0003 的等值线与实验测得的分布符合的非常好.

以上对计算结果的分析表明, 本文的数值模拟方法对流场的流动特性和混合特性均捕捉的较准确, 从而能够保证本文在分析不同喷射方案性能时可得到可靠的结论.

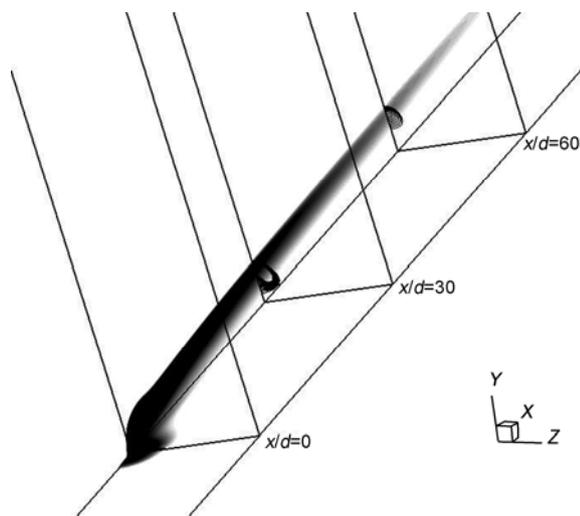


图 7 氢气质量分数云图

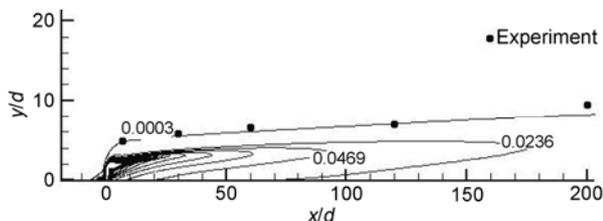


图 8 对称面上氢气质量分数等值线

### 3 喷射方案评价标准

在分析不同喷射方案的性能前, 需确定评价其混合性能优劣的标准. 最优的喷射方案应该是其诱导的出口总压损失小, 而所带来的燃料与氧化剂的混合程度高, 从而令燃烧后所释放的热量大. 为此, 本文提出评价准则应包含两个参数: 质量加权平均总压和混合效率. 通过研究不同喷射方案对该两参数的影响规律来确定其性能的优劣. 以下分别给出两个参数的定义表达式.

首先, 沿用燃烧室流场分析中常用的一维分析, 定义质量加权平均总压为流向变量的分布函数<sup>[16]</sup>:

$$\overline{Pt}(x) = \frac{\int_{dy} \rho u Pt(x, y) dy}{\int_{dy} \rho u dy} \quad (3)$$

混合效率用于衡量燃料与氧化剂相互掺混的程度. 混合效率定义的形式较多, 但归纳总结目前应用较广泛的定义形式主要有两种. 其中一种定义为能够参与反应的燃料与全部燃料之比, 其表达式如下:

$$\eta(x) = \frac{\int_{dy} \rho \phi u dy}{\int_{dy} \rho Y_{H_2} u dy} \quad (4)$$

$$\phi = \begin{cases} Y_{H_2}, & \text{if } (Y_{H_2} \leq Y_{O_2} / 8.0), \\ Y_{O_2} / 8.0, & \text{if } (Y_{H_2} > Y_{O_2} / 8.0). \end{cases}$$

氢气与氧气恰好完全反应时的质量比为 1: 8, 因此(4)式中的分子代表截面上能够燃烧的氢气质量流量, 而分母代表截面上的总氢气质量流量. 事实上, 若将氢气与氧气之间的化学反应视为单步不可逆反应, (4)式中混合效率的定义可认为是对混合后燃烧所能放出热能的一种定性度量. 放热量正是超燃问题的主要关注点, 因此(4)式中混合效率的定义是目前国内外在进行混合特性研究时应用最广泛的一种定义方式<sup>[17-20]</sup>.

另外一种混合效率的定义为截面上燃料最大组分浓度沿流向的衰减速率, 此衰减速率越高则认为混合效率越高. 该定义在文献[21, 22]中被应用. 但是, 该混合效率的定义形式是有缺陷的: 对于三维圆孔射流混合时的燃料混合场(如图 7 所示), 燃料最大组分浓度沿流向的衰减速率能够反映混合场沿流向

的发展；但对于二维自由混合层或狭缝垂直射流混合，虽然燃料与空气的混合层沿流向不断发展，但燃料的最大组分浓度沿流向却保持为 1，此时该定义不能反映真实的混合场特性。

综上所述，本文确定应用(4)式中的混合效率定义形式。

### 4 喷射方案混合性能研究

在研究不同喷射方案的混合性能时，本文采用以下的研究思路：首先进行狭缝喷射方案与圆孔喷射方案的性能对比研究；在圆孔喷射方案的基础上研究喷射角度的影响规律，确定最优的喷射角；然后，对圆孔喷射时喷孔孔径和数目对混合性能的影响规律进行研究，试图确定最优的喷孔孔径和数目布置方案；最后，在以上研究结果之上，对二级喷射方案的混合性能进行初步研究。

#### 4.1 二维狭缝喷射与三维圆孔喷射的对比

##### 4.1.1 研究方法

在该项研究中，以图 1 为基础分别设计了如图 9 所示的二维狭缝喷射方案计算模型和如图 10 所示的三维圆孔喷射方案计算模型，其中二维狭缝的面积与三维喷孔的总面积相等，以保证两种方案下的氢气喷射质量流量相等。

三维计算时，采用文献[23]的计算方法，忽略侧壁的影响，认为喷孔沿展向的排布具有周期性，于是计算域沿展向可只取对称面到两喷孔中间的区域。

计算来流条件采用超燃冲压发动机燃烧室中的典型来流条件<sup>[16]</sup>，表 2 中给出了来流参数的具体数值。二维计算时网格为 267×100，三维计算时网格为 264×100×20，网格均在喷孔和壁面附近加密，其中三维网格中喷孔的网格仍采用图 2 所示的生成方法。

##### 4.1.2 结果与分析

图 11 为计算得到的二维狭缝与三维圆孔两种喷射方案的平均总压沿流向的分布对比，两种方案的平均总压沿流向分布几乎一致。可以看到，在平板前缘下游的一段距离，由于边界层的发展导致平均总压缓慢降低。之后射流引起的上游边界层分离以及分离激波令平均总压迅速下降。在射流下游，由于喷

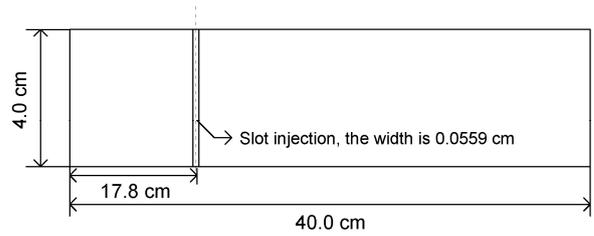


图 9 二维狭缝喷射方案计算模型

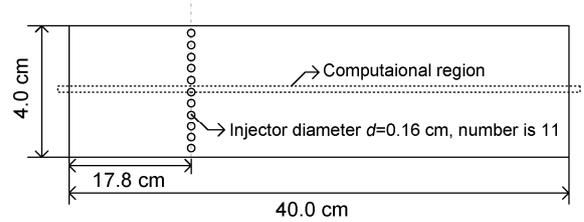


图 10 三维圆孔喷射方案计算模型

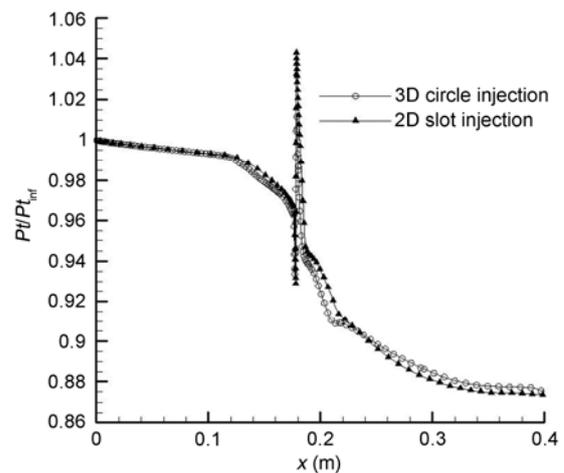


图 11 二维狭缝与三维圆孔喷射平均总压沿流向分布

表 2 喷射方案性能研究中的来流条件<sup>[16]</sup>

	Air stream	Hydrogen stream
$Ma$	2.05	1.0
$P$ (Pa)	310000	1215000
$T$ (K)	1172	250
$Y_{N_2}$	0.7664	0
$Y_{O_2}$	0.2336	0
$Y_{H_2}$	0	1
$Re$ ( $m^{-1}$ )	$2.4 \times 10^7$	

孔射流能量的注入引起了平均总压跳跃. 最终, 再附区内的回流以及再附区下游的边界层发展引起了平均总压的持续下降.

图 12 和图 13 分别为二维狭缝喷射和三维圆孔喷射的氢气质量分数云图. 可以看到, 两者的区别主要集中在射流的近场. 由于圆孔喷射时的三维绕流特性, 部分空气由对流输运至射流后的尾迹区, 从而与氢气发生了混合, 而此混合过程在狭缝喷射时不存在. 在射流远场, 混合主要由混合层中的质量扩散过程控制, 而此时圆孔喷射时的氢气质量分数分布接近于狭缝喷射, 呈二维形式.

图 14 给出了两种喷射方案的混合效率沿流向的分布对比, 两者的变化趋势是一致的: 在射流的近场, 混合效率迅速地增加, 而在射流远场, 混合效率的增速放缓, 且基本呈线性变化. 造成这一现象的原因在于射流近场的混合主要由流体对流输运过程控制,

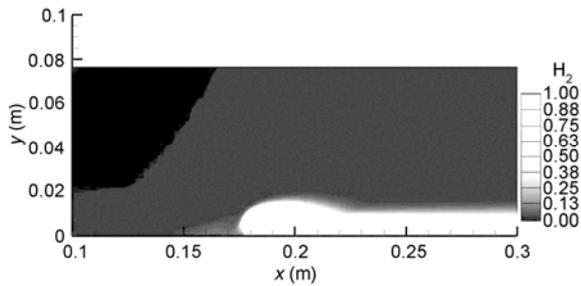


图 12 二维狭缝喷射氢气质量分数云图

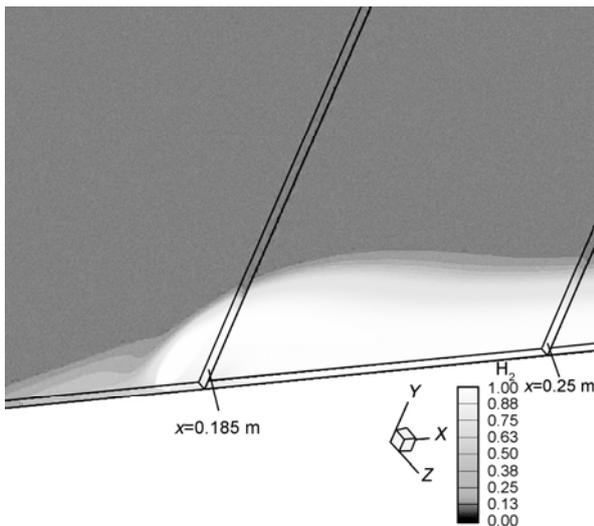


图 13 三维圆孔喷射氢气质量分数云图

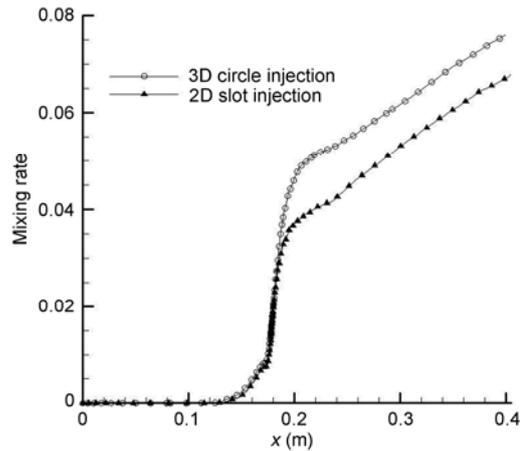


图 14 二维狭缝与三维圆孔喷射混合效率沿流向分布

而在远场混合由质量扩散过程控制. 因此, 横向射流的混合场经历由对流控制混合向扩散控制混合的转换过程. 图 14 中显示, 圆孔喷射导致的出口混合效率明显要高于狭缝喷射. 分析其变化曲线可以发现: 圆孔喷射由于其在近场的绕流混合过程, 导致其混合程度在近场要高于狭缝喷射; 而在远场, 两者的混合效率增速基本一致. 因此可得出结论, 圆孔喷射主要是由于提高了在射流近场的混合程度而使其导致的出口混合效率要优于狭缝喷射.

综合图 11 和图 14 发现, 三维圆孔喷射与二维狭缝喷射造成的总压损失相当, 但前者可导致更高的出口混合效率, 因此三维圆孔喷射方案的混合性能优于二维狭缝喷射方案.

## 4.2 三维圆孔喷射角度的影响研究

### 4.2.1 研究方法

本节将在图 10 给出的三维圆孔喷射方案计算模型基础上研究喷射角度的影响规律. 喷射角度定义为来流方向与射流方向所形成的角度, 对喷射角度分别为 30°, 60°, 90°, 120°和 150°五个算例进行了计算. 来流和射流条件仍采用表 2 中的数值.

需要指出的是, (4)式中分母表示沿流向的氢气质量流量, 而在相同的喷流马赫数条件下, 不同喷射角度下氢气的质量流量将有所不同. 以往对二维狭缝喷射角度的研究中<sup>[6]</sup>采用对应喷射角度下氢气质量流量来得到混合效率, 而本文认为以 90°喷射条件下的氢气质量流量作为标准来得到不同喷射角度下

的混合效率则更为合理, 从而使分析结果更可靠.

#### 4.2.2 结果与分析

图 15 为计算得到的 5 个喷射角下平均总压沿流向分布的对比. 可以看到, 不同喷射角引起的上游分离区大小、激波强度不同, 引起的总压损失也不相同, 其中喷射角为  $120^\circ$  时分离区最大而  $30^\circ$  时最小. 另外, 图 15 中显示, 喷射角为  $30^\circ$  时的出口总压最大,  $120^\circ$  时出口总压最小,  $150^\circ$  时出口总压较  $120^\circ$  略微增大.

图 16 中不同喷射角下混合效率沿流向的变化显示, 喷射角在  $30^\circ$  到  $120^\circ$  之间变化时出口混合效率迅速增大, 在  $120^\circ$  时达到最大值, 随后递减. 喷射角为  $150^\circ$  时出口混合效率低于  $60^\circ$  时的值, 但仍比  $30^\circ$  时略高. 分析图 16 中混合效率的变化曲线发现: 在射流近场, 喷射角  $30^\circ$  达到的混合效率最低, 而  $120^\circ$  最高, 其它三个喷射角基本相当; 在射流远场,  $150^\circ$  的混合效率增速明显偏低, 其它四个喷射角的混合效率增速基本一致.

对比图 15 与图 16 可以看到, 喷射角为  $30^\circ$  时出口总压损失虽然较小, 但出口达到的混合效率也最低.  $60^\circ$  时的出口总压损失低于  $90^\circ$ , 而两者导致的出口混合效率接近. 因此  $60^\circ$  的喷射角要优于  $90^\circ$ .  $120^\circ$  时的出口总压与  $150^\circ$  时相当, 但前者导致了更高的出口混合效率.  $60^\circ$  与  $120^\circ$  相比, 前者导致了 11% 的出口总压损失和 7.3% 的出口混合效率, 而后者导致了 14% 的出口总压损失和 8.7% 的出口混合效率. 综合考虑, 本文认为三维圆孔喷射时  $120^\circ$  为最优的喷射角.

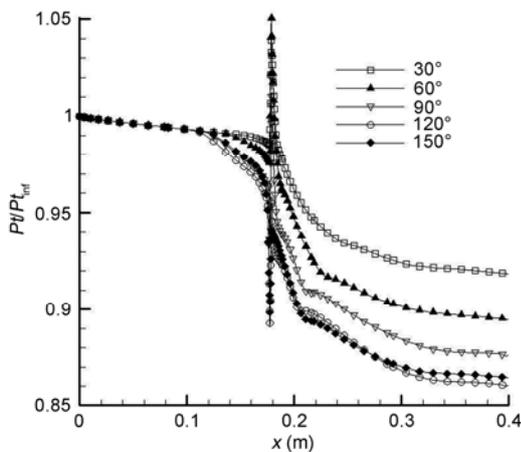


图 15 不同喷射角度下平均总压沿流向分布

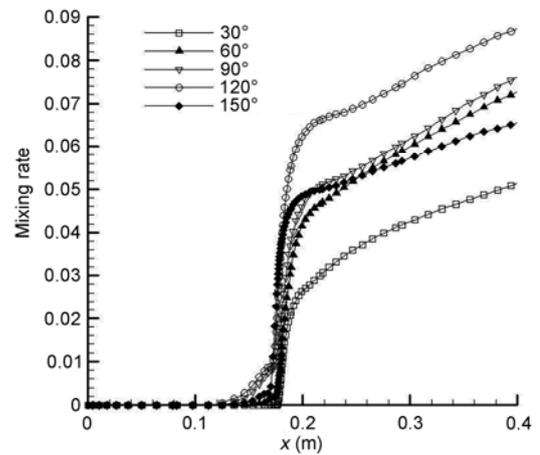


图 16 不同喷射角度下混合效率沿流向分布

### 4.3 喷孔数目和孔径的影响研究

#### 4.3.1 研究方法

本节将对喷孔数目和孔径变化时对混合性能的影响规律进行研究. 仍以图 10 为基础, 在保证喷孔总面积不变的前提下, 通过改变喷孔直径及数目, 设计了如表 3 所示的 4 个算例. 来流和射流条件仍采用表 3 中的数值. 另外, 根据 4.2 节中的研究结果, 计算时喷射角定为  $120^\circ$ . 需要指出的是, 本项研究中所有算例对应的氢气质量流量相同, 因此可采用其对应的氢气质量流量来获得混合效率.

#### 4.3.2 结果与分析

定义参数  $r$  为喷孔间距与喷孔直径的比值. 图 17 给出了计算得到的不同  $r$  值条件下平均总压沿流向的分布. 分析发现,  $r$  为 2.08 时总压损失最小, 而  $r$  为 1.60 和 2.48 时的总压损失相当, 且均略低于  $r$  为 2.08 时的值, 表明当喷孔直径由 1.193 mm 增加到 2.017 mm 时总压损失变化并不大. 当  $r$  为 3.00 时, 总压损失迅速增加, 表明喷孔直径增大到 2.668 mm 时会带来很大的总压损失. 从图 18 中不同  $r$  值条件下混合效率沿流向的分布可以看到, 当  $r$  由 1.60 增加到 3.00 过程中, 导致的出口混合效率由 9.7% 增大到 13.4%. 分析发现, 当  $r$  由小到大变化时, 射流的近场混合程度不断增强, 而射流远场的混合效率增速受影响程度较小. 因此可得出结论,  $r$  的变化主要改变射流与主流的对流相互作用强弱, 从而改变近场的混合程

度, 而对远场的扩散控制混合过程影响不大.

综合图 17 和图 18 可发现,  $r$  值增大可带来更高的出口混合效率, 但会相应带来更大的总压损失. 因此, 在实际工程设计时, 要综合考虑各种因素来确定最优的喷孔数目和孔径.

表 3 喷孔数目和孔径影响研究中的四个算例

Case number	Injector diameter $D$ (mm)	Injector number	Injector space $d$ (mm)	$d/D$
1	1.193	20	1.91	1.60
2	1.600	11	3.33	2.08
3	2.017	7	5.00	2.48
4	2.668	4	8.00	3.00

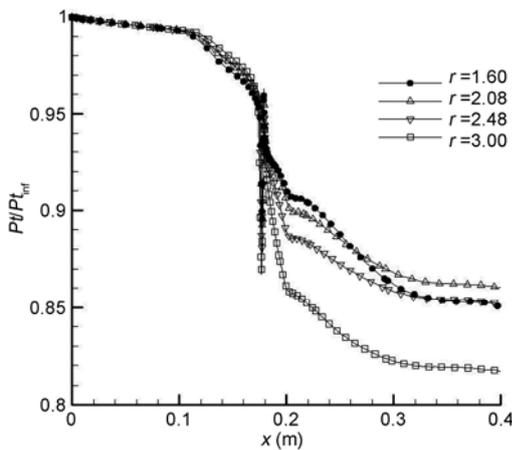


图 17 不同  $r$  值条件下平均总压沿流向的分布

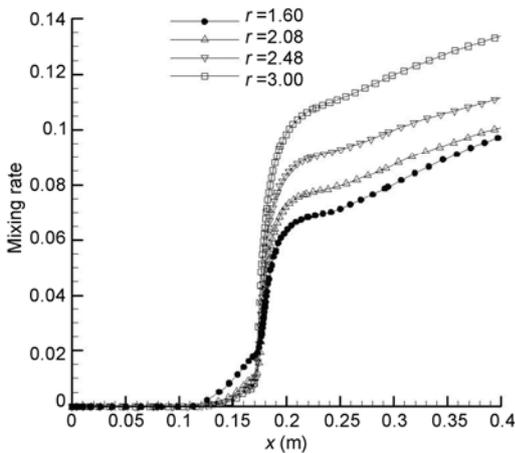


图 18 不同  $r$  值条件下混合效率沿流向的分布

## 4.4 二级喷射的性能研究

### 4.4.1 研究方法

本节将针对二级喷射方案的性能进行研究, 即燃料通过在流向不同位置布置的两排喷孔注入, 此类多级喷射方案已在美国空军 X-51 验证机的发动机燃烧室内采用<sup>[24, 25]</sup>. 在 4.3 节中算例 3 的基础之上, 将喷孔沿流向置为两排, 如图 19 所示.

设计二级喷射方案时有两种方式: 一种方式为保持两排喷孔直径与 4.3 节算例 3 中相同, 但射流氢气密度降至原来一半, 以保证氢气质量流量相同, 此方案记为 Case-A, 计算网格如图 20 所示; 另一种方式是两排喷孔直径均为 4.3 节算例 3 中喷孔直径的  $1/\sqrt{2}$  倍, 氢气射流条件相同, 从而同样保证氢气质量流量相同, 此方案记为 Case-B, 计算网格如图 21 所示. 来流和射流条件仍采用表 3 中的数值, 喷射角度为  $120^\circ$ .

### 4.4.2 结果与分析

图 22 和 23 分别给出了二级喷射 Case-A 和 Case-B 两种方案的对称面和壁面上的马赫数云图. 可以看到, 由于前侧的射流对流动的阻碍作用, 后侧射流的马赫盘明显位置更高, 面积更大. 另外, 由于 Case-A 中射流氢气总压低, 因此其离开喷孔后膨胀的最大马赫数较 Case-B 偏低. 图 24 中单级喷射和二级喷射的平均总压沿流向分布的对比显示, 二级喷射两种方案造成的出口总压损失几乎相同, 为 16.1%, 略高于单级喷射的 14.8%. 从图 25 中单级喷射和二级喷射的混合效率沿流向分布的对比中可以看到, 二级喷射 Case-A 方案的出口混合效率为 11.8%, 而 Case-B 方案的出口混合效率可达 12.6%, 均高于单级喷射的 11.1%. 进一步分析图 25 发现, 二级喷射增强混合的物理机理

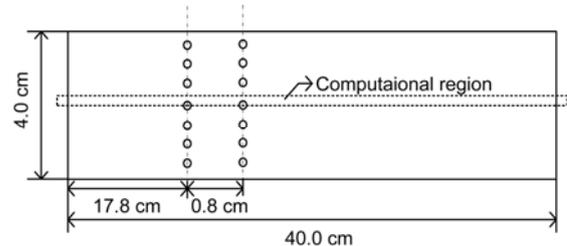


图 19 二级喷射方案几何尺寸

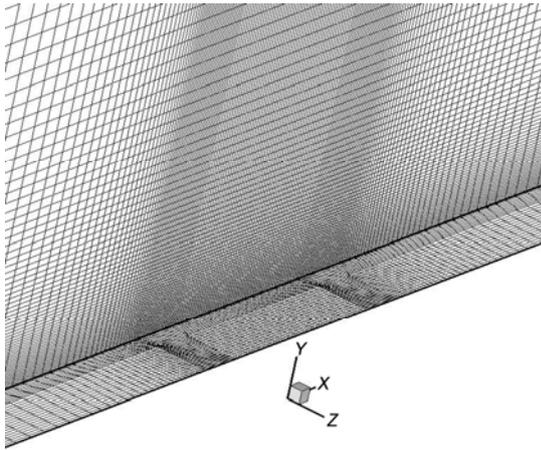


图 20 二级喷射 Case-A 计算网格

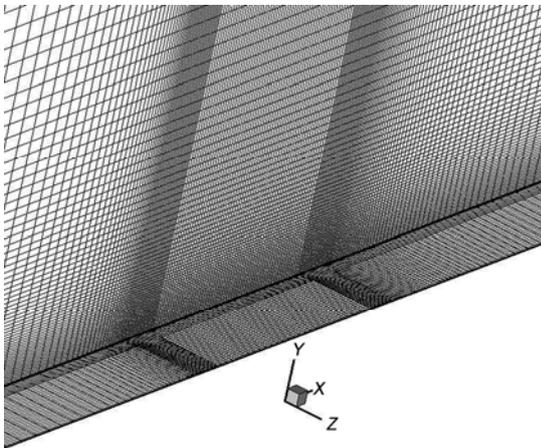


图 21 二级喷射 Case-B 计算网格

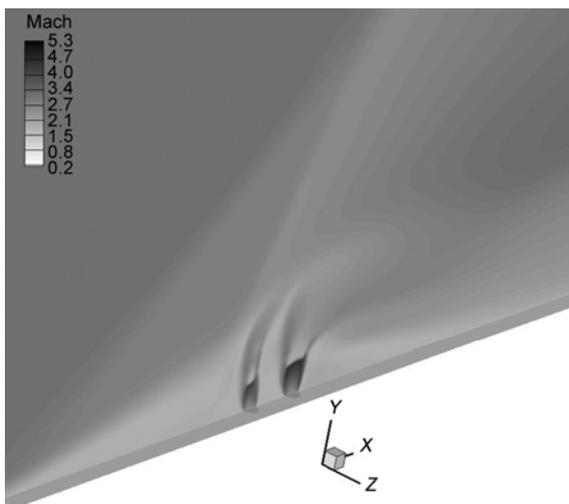


图 22 二级喷射 Case-A 马赫数云图

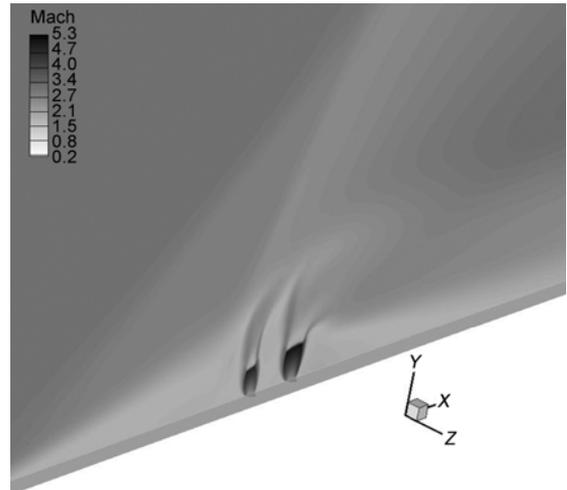


图 23 二级喷射 Case-B 马赫数云图

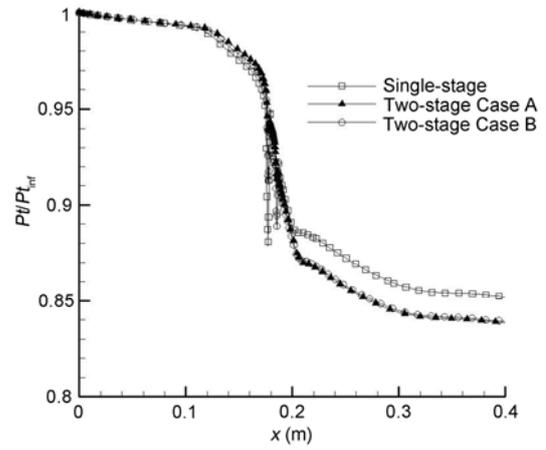


图 24 单级喷射和二级喷射的平均总压沿流向分布的对比

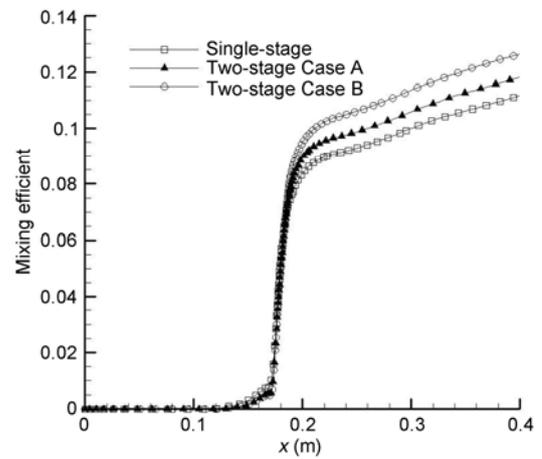


图 25 单级喷射和二级喷射的混合效率沿流向分布的对比

仍然是提高了射流的近场对流混合程度, 而其远场扩散控制混合效率增速与单级喷射基本一致.

基于以上的分析可得出结论, 在相同氢气质量流量条件下, 二级喷射较单级喷射可导致更高的混合效率, 但同时也会引起更大的总压损失. 对于二级喷射 Case-B 喷射方案, 考虑到其引起的总压损失的增加相对较小, 而诱导的出口混合效率的增加相对较大, 因此采用 Casre-B 方案的二级喷射性能优于单级喷射.

## 5 结论

本文发展了 AUSMDV 格式结合显式可压缩修正的  $k-\omega$  SST 湍流模型的数值模拟方法, 并模拟了三维圆孔垂直喷氢实验, 对数值结果的分析表明所发展的数值方法对流场的流动特性和混合特性均捕捉的较准确. 在确定质量加权平均总压和混合效率作为喷射方案性能评价标准的基础上, 进行了二维狭缝喷射与三维圆孔喷射的性能对比研究、三维圆孔喷射角度的影响规律研究、喷孔数目和孔径的影响规律研究以及二级喷射的性能研究. 对计算结果的分析得到以下结论.

1) 超声速横向射流近场的混合主要由对流输运控制, 而远场混合则主要由质量扩散控制. 横向射流混合场经历由对流控制混合向扩散控制混合的转换过程.

2) 圆孔喷射与狭缝喷射引起的总压损失相当, 混合效率, 因此圆孔喷射方案优于狭缝喷射方案.

3) 圆孔喷射时喷射角的变化主要影响射流近场但由于前者的三维绕流特性可导致其诱导出更高的混合程度. 综合考虑所研究的五个喷射角所造成的总压损失以及诱导的混合效率, 确定  $120^\circ$  为最优的喷射角.

4) 对喷孔数目和孔径变化的影响研究发现, 喷孔间距与喷孔直径的比值增大时, 可导致更高的出口混合效率, 但也可相应带来更大的总压损失.

5) 对二级喷射方案性能的研究发现, 当采用缩小喷孔面积设计二级喷射时, 其所引起的总压损失相比于相同氢气质量流量单级喷射时的较小, 而诱导的出口混合效率增幅较大, 因此二级喷射的混合性能优于单级喷射.

本文的研究成果可为超燃冲压发动机燃烧室内燃料的喷射方案设计提供依据.

## 参考文献

- Williams F A. Combustion Theory. 2nd ed. Reading, Ma: Addison-Wesley, 1985
- Antonio F. Mixing-controlled supersonic combustion. Annu Rev Fluid Mech, 1973, 5: 301-338
- Gruber M R, Nejad A S, Chen T H, et al. Mixing and penetration studies of sonic jets in a Mach 2 freestream. J Propul Power, 1995, 11: 315-323
- Segal C, McDaniel J C, Whitehurst R B, et al. Mixing and chemical kinetics interactions in a Mach 2 reacting flow. J Propul Power, 1995, 11: 308-314
- McClinton C R. The effect of injection angle on interaction between sonic secondary jets and a supersonic free stream. NASA TND-6669, 1972
- Yokota K, Kaji S. The injection methods and mixing in the two-dimensional supersonic free stream. Trans Japan Soc Aero Space Sci, 1996, 38: 383-393
- Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. AIAA J, 1994, 32: 1598-1605
- Wilcox D C. Turbulence Modeling for CFD. 2nd ed. California: DCW Industries, 2000
- Jones W P, Launder B E. The prediction of laminarization with a two-equation model of turbulence. Int J Heat Mass Transfer, 1972, 15: 301-314
- Wada Y, Liou M S. An accurate and robust flux splitting scheme for shock and contact discontinuities. SIAM J Sci Comput, 1997, 18: 633-657
- Van L B. Towards the ultimate conservative difference scheme V: a second order sequel to Godunov's method. J Comput Phys, 1979, 32: 101-136
- Yoon S, Jameson A. Lower-upper symmetric Gauss-Siedel method for the Euler and Navier-Stokes equations. AIAA J, 1988, 26: 1025-1026
- Kee R J, Rupley F M, Miller J A. The Chemkin Thermodynamic Data Base. Sandia Report SAND87-8215B, 1994
- Rogers R C. A study of the mixing of hydrogen injected normal to a supersonic airstream. NASA TN D-6114, 1971

- 15 Lee S H, Jeung I S, Yoon Y. Computational investigation of shock-induced mixing: application to circular cross-section combustor. *AIAA J*, 1998, 36: 2055–2062
- 16 郑忠华. 双模态冲压发动机燃烧室流场的大规模并行计算及试验验证. 博士学位论文. 长沙: 国防科技大学, 2003
- 17 Anderson C D, Schetz J A. Performance of an aerodynamic ramp fuel injector in a scramjet combustor. *J Propul Power*, 2005, 21: 371–374
- 18 Aso S, Kawano S, Inoue K. Experiment and computational studies on two-dimensional supersonic mixing flow physics. *AIAA 2002-0236*, 2002
- 19 Papamoschou D, Hubbard D G. Visual observation of supersonic transverse jet. *Exp Fluids*, 1993, 14: 468–476
- 20 Eklund D R, Baurle R A, Gruber M R. Numerical study of a scramjet combustor fueled by an aerodynamic ramp injector in dual-mode combustion. *AIAA 2001-0379*, 2001
- 21 Lee S H, Jeung I S. Computational investigation of shock-enhanced mixing: application to circular cross-section combustor. *AIAA J*, 1998, 36: 2055–2062
- 22 金哲岩, 王强, 额日其太. 后掠角度对超声速混合的影响. *航空动力学报*, 2005, 20(1): 33–37
- 23 高振勋, 李椿萱. 适用于超声速湍流扩散燃烧流动的火焰面模型. *中国科学: 技术科学*, 2011, 41: 611–620
- 24 Joseph M H, James S M, Richard C M. The X-51A scramjet engine flight demonstration program. *AIAA 2008-2540*, 2008
- 25 Kazmar R R. Airbreathing hypersonic propulsion at Pratt & Whitney-overview. *AIAA 2005-3256*, 2005