

# 基于火焰面和射流模型的双模态 冲压燃烧室一维性能计算\*

马志瑜, 初敏, 徐旭

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

**摘要:** 为了快速地得到双模态燃烧室中的参数分布, 采用射流模型, 获得燃料混合分数的时均值、脉动值以及当量标量耗散率的时均值在双模态冲压发动机燃烧室中的三维分布; 采用火焰面模型得到燃烧组分和释热分布, 将三维信息通过流道横截面面积平均加入到一维非稳态计算模型, 求解流动控制方程得到双模态燃烧室一维参数分布。通过不同类型算例验证, 表明该方法能较准确地预测燃烧内壁面压力的变化趋势, 克服了燃料射流非一维因素对一维计算方法带来的不利影响。

**关键词:** 火焰面模型; 射流模型; 预燃激波串; FlameMaster; 一维性能计算

**中图分类号:** V235.213      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-4055 (2015) 01-0104-08

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.2015.01.015

## One-Dimensional Performance Calculation of Dual Mode Scramjet Combustor Based on Flamelets and Jet Model

MA Zhi-yu, CHU Min, XU Xu

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** A one-dimensional analysis code coupled with the flamelets model was established to rapidly obtain the parameter distribution in a dual-mode scramjet combustor. A jet model was used to acquire the three-dimensional distribution of the time averaged and fluctuating fuel mixture fraction, and time averaged equivalent scalar dissipation rate in the combustor. The distribution of combustion species and heat release were obtained through the flamelets model. The three dimensional information was added into the one-dimensional unsteady calculation model by integrating the cross section area of the flow channel. The one-dimensional parameter distribution was obtained by solving the flow governing equations. Subsequently, several examples of verification show that this method overcomes the adverse effect of the three-dimensional fuel jet, and can well predict the wall pressure profiles in the combustor.

**Key words:** Flamelets model; Jet model; Pre-combustion shock train; FlameMaster; One-dimensional performance calculation

### 1 引言

对于冲压发动机的方案设计、控制以及优化等过程, 要求快速地得到燃烧室中的参数分布。因此, 各种一维分析方法应运而生<sup>[1]</sup>。

目前对于冲压发动机的一维性能计算, 主要有

两类方法: 一类是以 Heiser 和 Pratt<sup>[2]</sup> 的模型为基础的一维稳态分析方法; 另一类是从计算流体力学(CFD) 发展而来的一维非稳态方法。一维稳态方法采用空间推进求解流动控制方程(常微分方程组), 对于工作于亚燃模态的双模态发动机, 由于扰动波可以传遍整个亚声速区域, 首先需要判断热力喉道, 但关于

\* 收稿日期: 2013-12-02; 修订日期: 2014-02-20。

作者简介: 马志瑜 (1989—), 男, 硕士生, 研究领域为超燃冲压发动机技术。E-mail: mazhiyu@foxmail.com

马赫数的控制方程的分母在声速点为零,即在此处是奇异的,这给计算带来一定的困难。Shapiro<sup>[3]</sup>提出了一种基于L'Hospital法则的解决控制方程在声速点奇异的方法,虽然在声速点初值的处理上有一定的误差,但它基本上可解决控制方程在声速点奇异的问题。Torrez<sup>[4,5]</sup>在一维稳态分析方法中引入了燃料射流模型,使得燃料射流的三维效应在一维计算得到了较充分地考虑。但是对于工作于亚燃模态的发动机的热力喉道的判断,由于无法考虑真实气体效应以及燃烧情况,热力喉道位置的判断准确性不高,导致利用一维稳态分析方法求解流场的精度较差。一维非稳态方法采用时间推进求解一维欧拉方程,由于微分方程中含有时间项,有利于模拟双模态超音速燃烧室工作过程,其中在亚燃模态,可以匹配激波位置和存在激波时燃烧室的工作状态<sup>[6]</sup>。王兰<sup>[7]</sup>利用有限速率模型,求解包含组分连续方程的流动控制方程,获得发动机的性能参数。姜军<sup>[8]</sup>利用给定释热规律模型,提出了一种考虑预燃激波串的一维非稳态方法,该方法可运用于燃烧室工作在纯亚燃模态的性能预测,并有较高的精度。但对于上述一维非稳态方法,均没有考虑燃料射流的三维效应,这是制约仿真精度的因素之一。

本文采用射流模型<sup>[5]</sup>,获得燃料混合分数的时均值、脉动值以及当量标量耗散率的时均值在燃烧室中的三维分布;基于火焰面模型<sup>[9]</sup>,预先建立反映燃料化学反应的火焰面数据库,在流场计算中直接查询火焰面数据库得到有关燃烧的物理量,求解一维欧拉方程获得燃烧室中的一维参数分布。对于工作于亚燃模态的发动机,则引入预燃激波串模型<sup>[8,10]</sup>对隔离段中的压力进行修正。

## 2 数学模型及数值方法

### 2.1 流动控制方程

将三维N-S方程进行简化,并且在源项中考虑面积变化、质量添加、壁面摩擦和散热等因素得到一维形式的欧拉方程

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} = S \quad (1)$$

式中  $U = (ApY_i, Apu, Ape_i)^T$

$$F = (ApuY_i, p + Apu^2, A(p + pe_iu))^T$$

$$S = \left( \dot{\omega}_i A + \frac{dm_i}{dx}, p \frac{dA}{dx} - \frac{\rho u^2}{2} \frac{4f}{D_c} A + \left( u_{ix} \frac{dm_i}{dx}, -\frac{d\dot{Q}_{loss}}{dx} + H_i \frac{dm_i}{dx} \right)^T \right)$$

式中下标*i*为组分的标号; $Y_i$ 为组分质量分数; $e_i$ 为单位质量的总能(包括化学能); $dm_i$ 为对应组分的质量添加项; $A$ 为发动机截面积; $f$ 为壁面摩擦系数;当量直径  $D_c = 4A/P_{wet}$ ;  $u_{ix}$ 为燃料喷注速度沿流向的分量; $\dot{Q}_{loss}$ 为单位时间由壁面散热而损失的热量; $H_i$ 单位质量流量燃料带入的总焓; $\dot{\omega}_i$ 为组分*i*的化学反应速率。

为了在流场计算中保证组分的连续性和元素的守恒性,组分的质量分数 $Y_i$ 由组分连续性方程求得,选择在火焰面数据库中查询化学反应速率 $\dot{\omega}_i$ ,然后将其在垂直于流向的各个横截面*y-z*上进行面积平均得到一维的化学反速率,用于流场计算。

对欧拉方程的求解时间离散采用LU-SGS格式,空间离散采用HLLC格式,网格界面插值采用的是MUSCL插值,通量限制器采用的是Van-Albada限制器。

源项中质量的添加采用线性分布,即

$$\frac{dm}{dx} = \dot{m}_{fuel} / (X_{end} - X_{inj}) \quad (2)$$

式中 $\dot{m}_{fuel}$ 为喷入燃烧室的燃料的总质量, $X_{inj}$ 和 $X_{end}$ 分别为燃料添加开始和结束的位置。

壁面散热采用参考焓<sup>[11]</sup>的方法。参考焓 $h_{ref}$ 定义为

$$h_{ref} = h_{t,in} + f_c h_{t,fuel} + 0.5f_c \eta_c Eu - h_w \quad (3)$$

式中 $h_{t,in}$ 为燃烧室入口处空气的总焓; $f_c$ 为燃料与空气质量流量之比; $h_{t,fuel}$ 为燃料的总焓; $h_w$ 为平均壁面温度下空气的焓值。

通过壁面向环境耗散的热量由下式求得

$$\frac{d\dot{Q}_{loss}}{dx} = \frac{q_f p_c m h_{ref}}{A} \quad (4)$$

式中 $q_f$ 为壁面散热系数,本文取0.0012; $p_c$ 和 $A$ 分别为当地的燃烧室截面周长和面积。

### 2.2 火焰面模型

火焰面理论是由Peters<sup>[9]</sup>提出的,基本思想是认为在一定的假设条件下湍流火焰是嵌入在湍流流场中的一维层流火焰的系综。因此湍流和燃烧之间原本异常复杂的相互影响,在利用火焰面模型后得到解耦。

为了得到一维层流火焰面,需要求解层流火焰面方程<sup>[9,12]</sup>

$$\rho \frac{\partial Y_i}{\partial \tau} = \frac{\chi}{2Le_i} \rho \frac{\partial^2 Y_i}{\partial Z^2} + \rho \dot{\omega}_i \quad (5)$$

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial \tau} = \rho c_p \frac{\chi}{2} \frac{\partial^2 T}{\partial Z^2} + \sum_{i=1}^{ns} h_i \rho \dot{\omega}_i + q_R + \frac{\partial p}{\partial t} \quad (6)$$

本文直接用开源软件 FlameMaster 生成层流对撞扩散火焰面数据库,即守恒标量  $\phi$  在混合分数  $Z$  和当量标量耗散率  $\chi_{st}$  空间的分布  $\phi = \phi(Z, \chi_{st})$ 。

为了考虑化学反应与湍流的相互作用,对混合分数  $Z$  和当量标量耗散率  $\chi_{st}$  分别采用  $\beta$  概率密度函数和对数正态概率密度函数进行下述积分<sup>[12,13]</sup>

$$\tilde{\phi} = \int_0^1 \int_0^1 \phi(Z, \chi_{st}) \tilde{P}(Z) P(\chi_{st}) dZ d\chi_{st} \quad (7)$$

得到最终可以用于流场计算的火焰面数据库

$$\tilde{\phi} = \tilde{\phi}(\tilde{Z}, \tilde{Z}^2, \tilde{\chi}_{st}) \quad (8)$$

式中  $\tilde{Z}$  和  $\tilde{Z}^2$  分别为混合分数的时均值和脉动值,  $\tilde{\chi}_{st}$  为当量标量耗散率的时均值,这里假定当量标量耗散率的脉动值为 1。

由于  $\beta$  概率密度函数存在奇点和溢出问题,本文参考 Liu<sup>[14]</sup>的方法对上述积分进行相应的处理。

## 2.3 射流模型

### 2.3.1 原始射流模型

火焰面数据库中的查表变量为混合分数的时均值  $\tilde{Z}$ 、脉动值  $\tilde{Z}^2$  及当量标量耗散率的时均值  $\tilde{\chi}_{st}$ ,为了确定空间坐标点  $(x, y, z)$  处的查表变量的值,通常采用的作法是在流场中求解其各自的输运方程,这会使流场的计算量变大。因此本文采用由试验总结的一组代数关系式,即射流模型<sup>[4,5,15~17]</sup>,建立  $(\tilde{Z}, \tilde{Z}^2, \tilde{\chi}_{st})$  在空间的分布,以简化其求解过程,达到快速得到超燃燃烧室一维参数分布的目的。

射流模型模拟了单喷嘴垂直射流的三维掺混和三维湍流燃烧过程。因此在一维程序中较好地保留了三维掺混/燃烧信息,相比有限速率或给定释热规律模型能更准确反映高速流动中的燃烧情况。

射流模型根据横向气流和喷射燃料的动量比,建立了  $(\tilde{Z}, \tilde{Z}^2, \tilde{\chi}_{st})$  在空间的分布。

空间任意点的混合物分数的时均值和脉动值为

$$\tilde{Z}(s, n) = \tilde{Z}_{cl} \exp\left(\frac{-n^2}{2b^2}\right) \quad (9)$$

$$\sqrt{\tilde{Z}^2} = \frac{c_3 b}{c_4} |\nabla \tilde{Z}| \quad (10)$$

式中  $\tilde{Z}_{cl}$  为中心线混合分数的时均值。坐标系  $(s, n)$  与坐标系  $(x, y, z)$  对应关系由图 1 给出。

射流模型中的常数  $c_1 \sim c_5$  是通过试验确定的,其在程序中的取值如表 1 所示。因为之前模型中的数据是在低速射流试验中测量得到的,对于冲压发动机中的高速流动情况,本文参考 Fluent 仿真结果对相应的参数进行了重新设置。这里主要对参数  $c_4$  进行了重新设置。参数  $c_4$  主要用来调节射流宽度  $b$ ,在高速

速流动中,尤其是超声速情况下,由于速度和激波串的影响,燃料和氧化剂的混合会受到抑制作用,扩散相比于低速流动将会有所减弱,也即射流宽度  $b$  会更加靠近中心线,相应的  $c_4$  取更小的值。与 Fluent 的对比显示当  $c_4$  取为 0.55 时该模型的结果仿真结果能够较好的吻合。

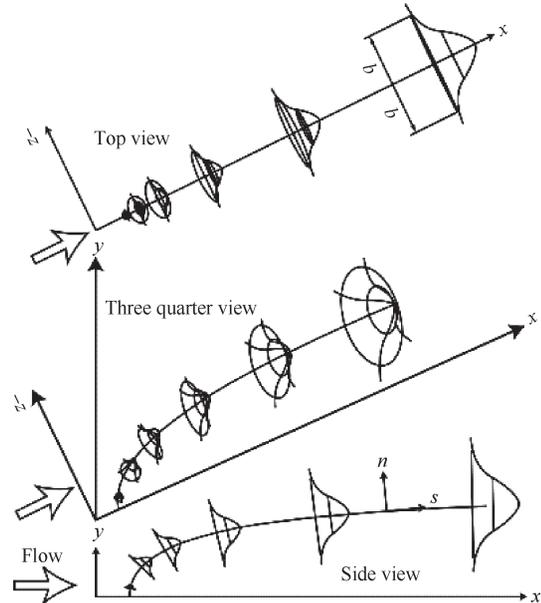


Fig. 1 Schematic of the spreading profile for a jet in crossflow<sup>[5]</sup>

Table 1 Experimental constants for jet mixing model

Constant	Experimental range	Simulation values
$c_1$	1.2~2.6 <sup>[17]</sup>	2.4
$c_2$	0.28~0.34 <sup>[17]</sup>	1/3
$c_3$	0.68~0.95 <sup>[15]</sup>	0.79
$c_4$	0.76 <sup>[17]</sup>	0.55
$c_5$	0.0084~0.0093 <sup>[15]</sup>	0.009

最后,通过下面的式子确定局部标量耗散率的时均值  $\tilde{\chi}$

$$\tilde{\chi} = 2D_T |\nabla \tilde{Z}|^2 \quad (11)$$

式中  $D_T$  是湍流标量扩散系数

$$D_T = \nu_T / Sc_T \quad (12)$$

这里  $u_{inj} d_{inj} / \nu_T = \text{Const}$ ,对于乙烯的燃烧计算中发现该值取 12 时计算结果能够较好地 and 试验结果吻合;而氢气的燃烧(采用 FlameMaster 自带的反应机理)计算中则取 45。Peters 建议该值在 60~70, Schlichting 则建议该值取为 61;然而这些均是针对低速射流而言,在此本文选择较低的值以此来表示由于高速流动所造成的混合抑制作用。湍流施密特数  $Sc_T = 0.5$ 。

局部标量耗散率的时均值  $\tilde{\chi}$  到当量标量耗散率  $\tilde{\chi}_{st}$  的映射通过下式得到<sup>[4]</sup>

$$\tilde{\chi} = \tilde{\chi}_{st} \int_0^1 F(Z) \tilde{P}(Z) dZ \quad (13)$$

对于  $F(Z)$  在假设密度不变的情况下<sup>[12,18]</sup>, 有

$$F(Z) = \frac{f(Z)}{f(Z_{st})} = \frac{\exp(-2[\text{erf}^{-1}(1-2Z)])}{\exp(-2[\text{erf}^{-1}(1-2Z_{st})])} \quad (14)$$

积分表达式中  $\tilde{P}(Z)$  仍为  $\beta$  概率密度函数。

通过以上射流模型, 将得到空间坐标点  $(x, y, z)$  与查表变量  $(\tilde{Z}, \tilde{Z}^2, \tilde{\chi}_{st})$  的映射关系, 然后通过查表变量  $(\tilde{Z}, \tilde{Z}^2, \tilde{\chi}_{st})$  在火焰面数据库中查找获得各空间点对应的化学反应速率  $\tilde{\omega}_i$ 。然后, 将其在横截面上积分得到适用于一维流场计算的数据

$$\langle \tilde{\omega}_i \rangle(x) = \frac{1}{A} \int_A \tilde{\omega}_i(x, y, z) dydz \quad (15)$$

### 2.3.2 对射流模型的修正

原始射流模型考虑的是单喷嘴垂直喷射射流的情况, 本文结合实际的构型对不同的喷射角度对射流的影响提出了简单的修正处理方案。

对于非垂直喷射的情况, 这里假定只对射流中心线的路径产生较强的影响, 而表征燃料和氧化剂混合程度的混合分数依然以射流中心线为中心以指

数规律沿着垂直于中心线的平面向四周衰减。修正后的射流中心线路径为

$$(y_{cl})_{cor} = y_{cl} \frac{\theta}{90} \quad (16)$$

式中  $\theta$  为喷注方向与主流流动方向的夹角(角度值),  $y_{cl}$  为通过原始公式计算的射流中心线纵坐标,  $(y_{cl})_{cor}$  为修正后的结果。当  $\theta = 90^\circ$  即燃料垂直喷射时,  $(y_{cl})_{cor} = y_{cl}$ ; 当  $\theta = 0^\circ$  即燃料水平喷射时,  $(y_{cl})_{cor} = 0$ 。

### 2.4 计算流程

整体求解过程如图2所示。首先, 利用开源软件 FlameMaster 建立稳态层流对撞扩散火焰面数据库, 得到燃烧物理量(本文使用化学反应速率  $\tilde{\omega}_i$ , 默认情况下 FlameMaster 不输出组分的化学反应速率, 需要修改源文件重新编译)在混合分数空间的分布; 其次, 为了考虑湍流和燃烧的相互作用, 由假定概率密度函数(PDF)对上述火焰面数据进行概率密度平均; 接着, 在一维非稳态计算中采用射流模型, 建立物理空间坐标  $(x, y, z)$  与火焰面查表变量  $(\tilde{Z}, \tilde{Z}^2, \tilde{\chi}_{st})$  之间的对应关系, 直接查表即可得到相应的燃烧物理量  $(\tilde{\omega}_i)$ , 将其在垂直于流道方向的横截面上进行面积积分平均, 得到一维非稳态计算中所需的物理量; 最后, 采用时间推进求解一维欧拉方程, 获得

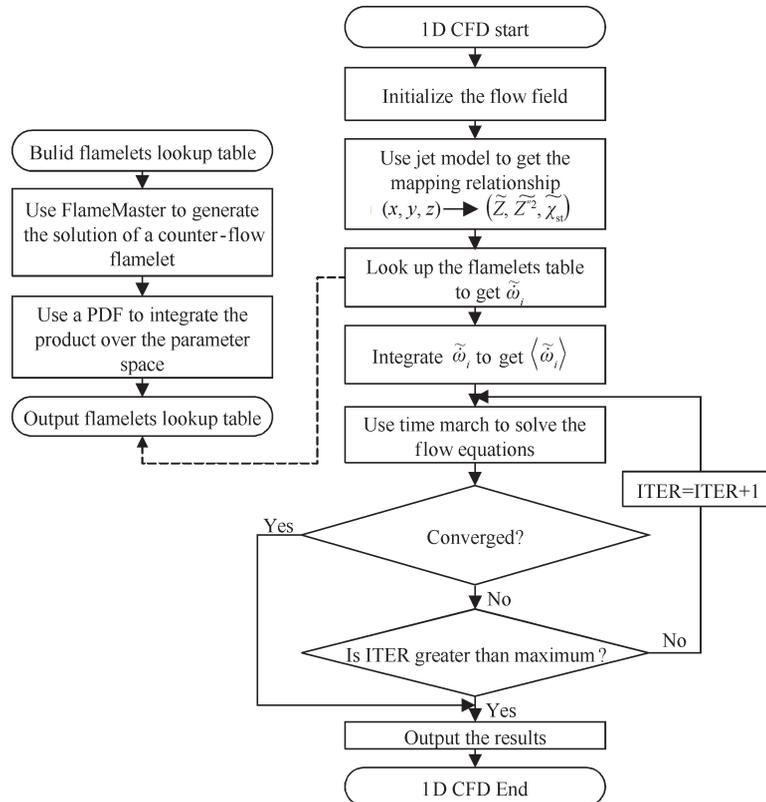


Fig. 2 Flow chart of calculation

燃烧室中的一维参数分布。

### 3 算例验证结果及分析

#### 3.1 气动斜坡燃烧室

北京航空航天大学实验台<sup>[19]</sup>为基于燃气发生器的气动斜坡直连式实验台。实验台采用燃烧型加热器,加热器出口的高焓燃气经过矩形拉瓦尔喷管被加速到马赫数2.0。

考虑到试验系统的供应能力和试验需要,北航试验所使用的燃烧室分为六段。第一段为隔离段,用来稳定来流,防止上游干扰。燃烧室采用矩形截面设计,入口段截面为32mm×54mm的矩形,图3给出了燃烧室结构示意图。

由于射流模型只适用于单喷嘴射流的情况,因此在实际计算中对实际构型进行了简化处理,将气动斜坡的四个喷嘴按照喷孔面积不变的原则折合成了单个喷嘴,即折合后的单个喷嘴的直径为 $D_{inj}=2.8\text{mm}$ ,喷注方向与主流流动方向折合为 $30^\circ$ 夹角。

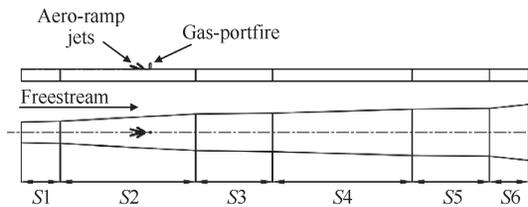


Fig. 3 Schematic of combustor flowpath of Beihang University

该算例验证中,采用乙烯为燃料,当量比为0.37和0.50时所测的试验压力数据,具体的试验条件如表2所示。建立稳态层流对撞扩散火焰时采用 $\text{C}_2\text{H}_4$ /空气10步10组分化学反应机理<sup>[20]</sup>,由FlameMaster生成火焰面数据库。

需要说明的是,火焰面模型一般模拟两种入流燃烧系统,因此这里将从燃气发生器进入超燃燃烧室的燃气用高温空气来代替,忽略其对化学反应的影响。由于这股气流的质量流量比燃烧入口空气或者燃料流较小,因此该简化对结果产生的影响可以忽略。

为确定高速流动时射流模型的有效性,对气动斜坡构型进行了Fluent三维冷流仿真,按照混合分数的定义利用组分的质量分数计算出混合分数的分布,然后与用射流模型算得的混合分数在燃烧室中的分布进行对比。图4给出了模型和仿真的混合分数在部分横截面上分布的对比。从图中可以看出由模型计算的结果和仿真的结果在形态上基本吻合,这说明了射流模型的合理性和有效性。同时,从对比结果中还可以看出,两组图中各横截面圆心的位置基本一致,即模型对射流中心线位置的模拟与仿真结果基本相符,这意味着对既有射流模型的修正(式16),在一定程度上能够反映非垂直射流的情况。

图5给出了1/2燃烧室中混合分数的时均值分布云图,从图中可以看出在该构型中燃料和氧化剂的掺混多位于当量混合分数(乙烯的当量混合分数为 $Z_{st}=0.067$ )附近,有利于燃烧的进行。

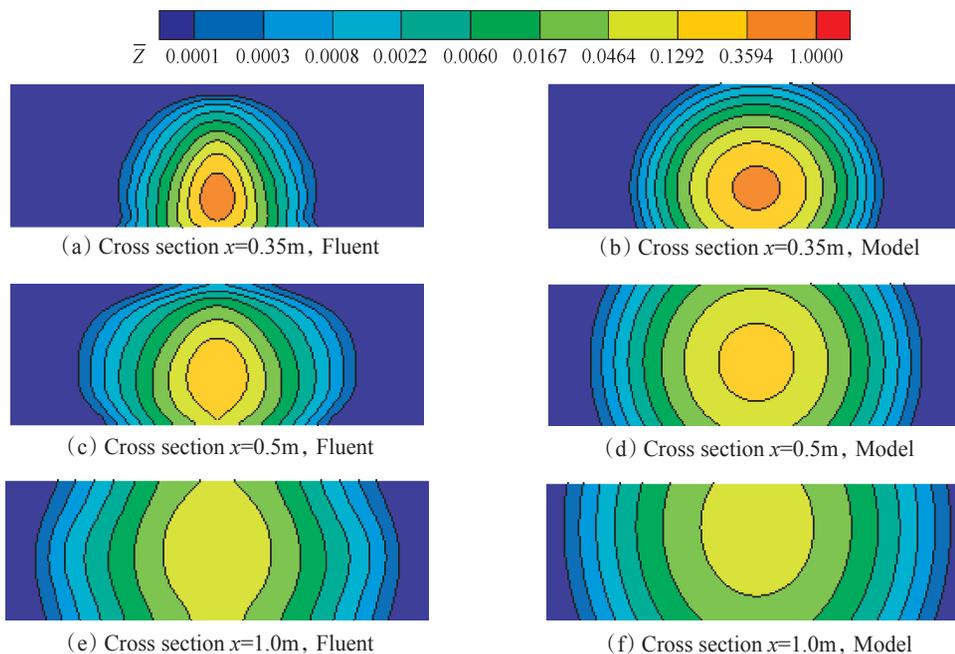


Fig. 4 Distribution of mean mixture fraction in  $y$ - $z$  cross sections at various  $x$  locations

Table 2 Experimental conditions of Beihang University combustor

	Total temperature/K	Total pressure/kPa	Static temperature/K	Static pressure/kPa	Velocity/(m/s)
Virtiated-air crossflow	1200	850	740.1	108	1045
Fuel jet	298	1658	266	923	332

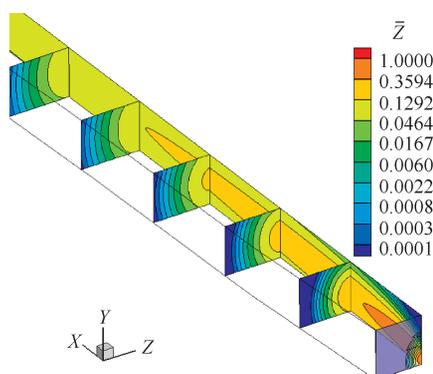


Fig. 5 Distribution of mean mixture fraction along combustor

图6给出了第二段燃烧室采用四孔气动斜坡喷注,当量比为0.37时的压力分布图。从图中可以看出,压力的计算结果与试验值吻合得较好,说明该方法能够较为准确地预测燃烧室压力变化。

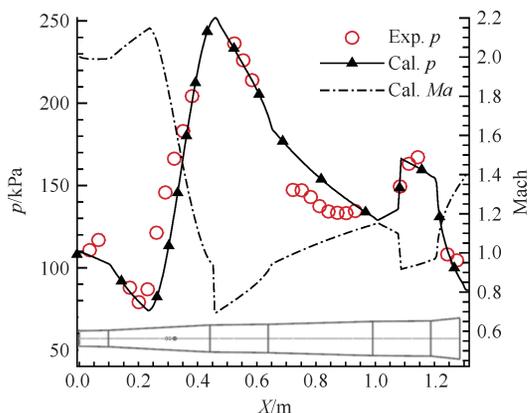


Fig. 6 Pressure and Mach distribution of equivalence ratio 0.37 of Beihang University combustor

图7给出了当量比为0.50和当量比为0.37时的压力分布对比图。从试验数据可以看出,燃烧室压力随着当量比的增加而增大,而仿真结果也基本与试验数据吻合,说明该方法对于双模态发动机变当量比的情况有较好的适应性。

### 3.2 Michigan大学直连式燃烧室

Michigan大学直连式试验台<sup>[21]</sup>采用燃烧型加热器,空气与氢气燃烧加热来流,并补充氧气使氧气摩尔分数保持在21%。燃烧室由一段等截面矩形直管

与一段单侧扩张管组成,其结构简图如图8所示。

实验装置能提供马赫数为2.2,总压为590kPa的连续气流。两个主喷油孔和一个引导燃料喷孔可组合成多种喷注方式。本文选用上游喷油孔单独喷注时所测的实验压力数据。具体的参数见表3中所列。

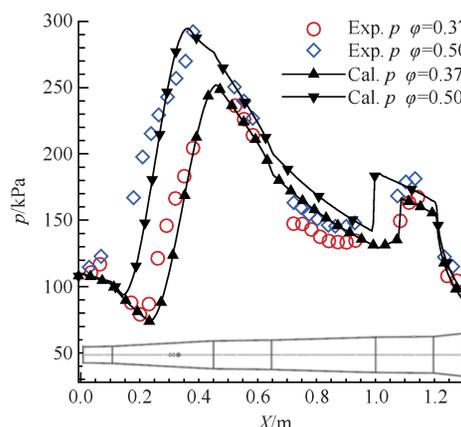


Fig. 7 Pressure distribution of equivalence ratio 0.37 and 0.50 of Beihang University combustor

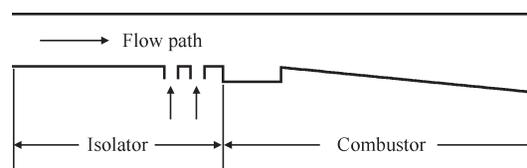


Fig. 8 Schematic of combustor flowpath of Michigan University<sup>[8]</sup>

Table 3 Experimental conditions of Michigan University combustor

Inlet Mach	Total temperature/K	Total pressure/kPa	Equivalence ratio
2.2	1370	590	0.26

图9给出了计算结果与试验数据的对比。考虑到凹腔内的回流区形成的气动斜面,计算中忽略了凹腔对流通面积的影响。从图中可以看出燃烧段马赫数小于1,即燃烧室此时工作在亚燃模态,此时隔离段有预燃激波串产生。在没有引入预燃激波串模型的情况下一维非稳态程序只将其捕捉为一道正激波(图中NPCST即为未引入预燃激波串时一维非稳态计算程序模拟的压力分布),未能反应真实的流动特性,通过预燃激波串模型对隔离段进行修正,可以得到比较好的结果。

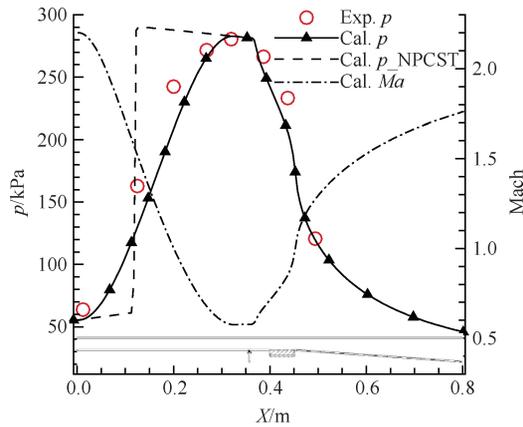


Fig. 9 Pressure and Mach distribution of equivalence ratio 0.26 of Michigan University combustor

### 3.3 Virginia 大学直连式燃烧室

Virginia 大学<sup>[22]</sup>的实验台为直连式结构,主要由电弧加热器、拉瓦尔喷管及燃烧室组成。其中燃烧室由等截面矩形段和单侧扩张段组成,其结构如图 10 所示。

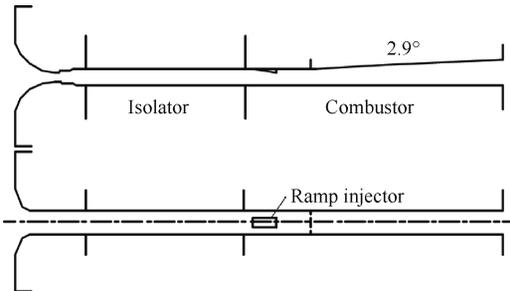


Fig. 10 Schematic of combustor flowpath of Virginia University<sup>[22]</sup>

洁净空气通过电弧加热器和拉瓦尔喷管后达到实验要求。隔离段入口总温为 1160K,总压为 330kPa,马赫数为 2.03。总温为 460K 的氢气以马赫数 1.7 经过物理斜坡喷入燃烧室中。

图 11 给出了当量比为 0.31 时的计算结果与试验

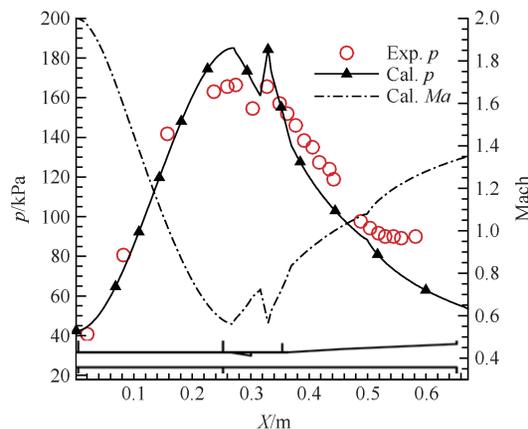


Fig. 11 Pressure and Mach distribution of equivalence ratio 0.31 of Virginia University combustor

数据的对比。从图中可以看出,计算结果能够较好地与试验结果吻合。

### 3.4 HyShot 超燃燃烧室

HyShot II<sup>[23]</sup>超燃燃烧室,由一段等直的矩形管和一边扩张矩形管组成。等直矩形管长 300mm,高度为 9.8mm,宽度为 75mm;单边扩张段长 147mm,扩张角为 12°,扩张面为上面板。燃料氢气从布置于下面板上的四个圆形喷注孔喷入燃烧室内。每个喷注孔的直径均为 2mm,距离燃烧室入口 58mm,其结构简图如图 12 所示。

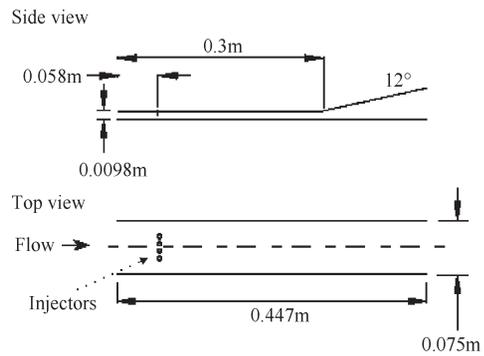


Fig. 12 Schematic of combustor flowpath of HyShot<sup>[23]</sup>

测试中进行的飞行马赫数为 7.75,飞行高度约 33km。本文选取燃烧室入口马赫数为 2.47,静压 55.64kPa,静温 1370.1K,相应的当量比为 0.327 的试验数据进行验证计算。

图 13 为计算结果与试验数据的对比。从图中可以看出,整个燃烧室内流动都是超声速的,这说明 HyShot II 燃烧室工作在纯超燃工作模态。对于压力下降段,模拟结果与试验数据能够较好地吻合,而在燃烧段偏差稍大,这可能是由于在更高速的流动中燃烧情况更加复杂,该模型还需要进一步的校正以适应此种流动情况。

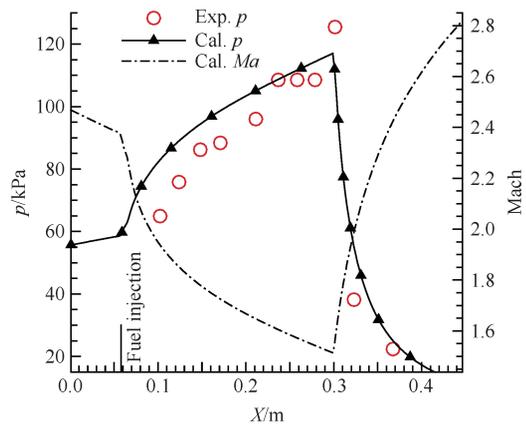


Fig. 13 Pressure and Mach distribution of equivalence ratio 0.327 of HyShot II

## 4 结 论

通过算例验证,本文主要得出以下结论:

(1)通过与Fluent三维冷流仿真进行对比,表明射流模型能够较好地反映高速流动中气体燃料横向射流时燃烧室中燃料的分布情况。

(2)利用火焰面模型预先建立火焰面数据库,在一维流场计算中直接查询数据库得到各组分的化学反应速率,相比有限速率模型减少了部分计算量,并且稳态层流对撞扩散火焰面数据经过概率密度平均,考虑了流动与燃烧的相互作用,能更加真实的反应高速流动中的燃烧现象。

(3)基于三维空间坐标的射流模型的引入,使得燃料射流非一维效应在一维计算方法中得到了较充分的考虑,有助于提高现有一维计算方法的精度。

### 参考文献:

- [ 1 ] 余 勇. 超燃冲压发动机燃烧室工作过程理论和试验研究[D]:长沙:国防科学技术大学,2004.
- [ 2 ] William H Heiser, David T Pratt. Hypersonic Air-Breathing Propulsion [M]. Washington D C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994.
- [ 3 ] Ascher H Shapiro. The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow [M]. New York: the Ronald Press Company, 1953.
- [ 4 ] Sean M Torrez, James F Driscoll, Derek J Dalle, et al. Scramjet Engine Model MASIV: Role of Mixing, Chemistry and Wave Interaction[R]. AIAA 2009-4939.
- [ 5 ] Sean M Torrez, James F Driscoll, Matthias Ihme, et al. Reduced-Order Modeling of Turbulent Reacting Flows with Application to Ramjets and Scramjets[J]. *Journal of Propulsion and Power*. 2011, 27(2): 371-382.
- [ 6 ] 刘敬华,凌文辉,刘兴洲,等. 超音速燃烧室性能非定常准一维流数值模拟[J]. 推进技术, 1998, 19(1): 1-6. (LIU Jing-hua, LIN Wen-hui, LIU Xing-zhou, et al. A Quasi-One Dimensional Unsteady Numerical Analysis of Supersonic Combustor Performance [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1998, 19(1):1-6.)
- [ 7 ] 王 兰. 超音速燃烧冲压发动机燃烧室数值模拟[D]:西安:西北工业大学,2001.
- [ 8 ] 姜 军,初 敏,徐 旭. 双模态超燃燃烧室性能准一维计算方法[J]. 推进技术, 2013, 34(6): 802-808. (JIANG Jun, CHU Min, XU Xu. A Quasi-One-Dimensional Method for Prediction of Dual Mode Scramjet Combustor Performance [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(6): 802-808.)
- [ 9 ] N Peters. Laminar Diffusion Flamelet Models in Non-premixed Turbulent Combustion [J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 1984, 10(3): 319-339.
- [ 10 ] P J Waltrup, F S Billig. Precombustion Shock Structure in Scramjet Engines[R]. AIAA 72-1181.
- [ 11 ] Maria V Pulsonetti, John Erdos, Kevin Early. An Engineering Model for Analysis of Scramjet Combustor Performance with Finite Rate Chemistry [R]. AIAA 88-3258.
- [ 12 ] 邢建文. 化学平衡假设和火焰面模型在超燃冲压发动机数值模拟中的应用[D]:绵阳:中国空气动力研究与发展中心,2007.
- [ 13 ] 陆 阳. 燃烧计算中火焰面模型的研究[D]:长沙:中国科学技术大学,2009.
- [ 14 ] F Llu, H Guo. A Robust and Accurate Algorithm of the  $\beta$ -pdf Integration and Its Application to Turbulent Methane-Air Diffusion Combustion in a Gas Turbine Combustor Simulator[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2002, 41(8): 763-772.
- [ 15 ] S H Smith, M G Mungal. Mixing, Structure and Scaling of the Jet in Crossflow[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1998, 357: 83-122.
- [ 16 ] Ernest F Hasselbrink Jr., M G Mungal. Transverse Jets and Jet Flames. Part 1: Scaling Laws For Strong Transverse Jets[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2001, 443: 1-25.
- [ 17 ] E F Hasselbrink Jr, M G Mungal. Transverse Jets and Jet Flames. Part 2: Velocity and OH Field Imaging[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2001, 443: 27-68.
- [ 18 ] H Pitsch, M Chen, N Peters. Unsteady Flamelet Modeling of Turbulent Hydrogen-Air Diffusion Flames [J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1998, 27(1): 1057-1064.
- [ 19 ] 史新兴,韦宝禧,闫明磊,等. 基于气动斜坡/燃气发生器的超燃燃烧室实验[J]. 推进技术, 2010, 31(5): 549-554. (SHI Xin-xing, WEI Bao-xi, YAN Ming-lei, et al. Experiments of Integrated Aeroramp Injector/Gas-Portfire in a Supersonic Combustion [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(5): 549-554.)
- [ 20 ] D J Singh, Casimir Jachimowski. Quasiglobal Reaction Model for Ethylene Combustion [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(1): 213-216.
- [ 21 ] Daniel J Micka, James F Driscolly. Dual-Mode Combustion of a Jet in Cross-Flow with Cavity Flameholder [J]. AIAA 2008-1062.
- [ 22 ] Goynes C P, Le D B. Experimental Study of a Dual-Mode Scramjet Isolator [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(5).
- [ 23 ] Michael K Smart, Neal E Hass. Flight Data Analysis of the HyShot 2 Scramjet Flight Experiment [J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(10): 2366-2375.

(编辑:朱立影)