DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.02.015

第 57 卷第 2 期

2025年4月

大梯度混合层流场特性及能量传递规律研究

杨一丁,张净玉,刘 鸣,何小民

(南京航空航天大学能源与动力学院,南京 210016)

摘要:针对内置小流量火箭燃气助燃的亚燃冲压发动机(Rocket-assisted ramjet engine, RARE)中,大梯度混合 层流场特性及能量传递规律,开展了火箭侧马赫数(1.2~2.0)、总温比(2~4)等来流参数对混合层无量纲厚度变 化、动能和热能传递规律的数值仿真研究。研究结果表明,在流体混合50 mm后混合层内达到自相似模态,总温 比变化对混合层无量纲增长率影响更明显;两侧流体动能交换主要发生在混合层内,而热量可以从未掺混火箭 侧经过混合层,传递到未掺混冲压侧。助燃火箭向冲压燃烧室的热量传递大小主要取决于两侧总温比,总温比 从2增加到4,冲压侧的静焓增长量提高近4倍。

Flow Field Characteristics of High-Gradient Mixing Layers and Laws of Energy Transfer

YANG Yiding, ZHANG Jingyu, LIU Ming, HE Xiaomin

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A numerical simulation study is conducted on the flow field characteristics and laws of energy transfer of the high-gradient mixing layer in a rocket-assisted ramjet engine (RARE). The study focuses on the effects of incoming flow parameters, such as the rocket-side Mach number (1.2-2.0) and total temperature ratio (2-4), on the dimensionless thickness variation of the mixing layer, as well as the kinetic and thermal energy transfer laws. The research results indicate that after 50 mm of mixing between the two fluid streams, the mixing layer has already reached a self-similar mode. The variation in the total temperature ratio has a more pronounced effect on the dimensionless growth rate of the mixing layer. The exchange of kinetic energy between the two fluids primarily occurs within the mixing layer. Heat can transfer from the unmixed rocket filed, across the mixing layer, to the unmixed ramjet filed. The heat transfer from the rocket to the ramjet combustion chamber mainly depends on the total temperature ratio on both sides. When the total temperature ratio increases from 2 to 4, the static enthalpy increase on the ramjet side is nearly fourfold.

Key words: rocket-based combined cycle (RBCC) ; rocket-assisted ramjet engine (RARE) ; supersonic/ subsonic mixing layer; shear layer; energy transfer

自 20 世纪 60 年代初期提出空天飞机的设想开始,中国学者在相关方面开展了大量研究,取得了 较大的技术进步^[1-2],其中火箭基组合循环(Rocketbased combined cycle, RBCC)动力是最有希望达成 相关成就的系统。它可以从地面起飞,无需任何助 推器即可进入太空,具有宽速域、宽空域的特点^[3]。

收稿日期:2024-09-22;修订日期:2024-11-06

通信作者:张净玉,女,教授,博士生导师,E-mail:zjyhxm@nuaa.edu.cn。

引用格式:杨一丁,张净玉,刘鸣,等.大梯度混合层流场特性及能量传递规律研究[J].南京航空航天大学学报(自然科学版),2025,57(2):337-348. YANG Yiding, ZHANG Jingyu, LIU Ming, et al. Flow field characteristics of high-gradient mixing layers and laws of energy transfer[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics(Natural Science Edition),2025, 57(2):337-348.

在28 km以上的高空环境下 RBCC 通常采用 超燃冲压模式或纯火箭模式运行。但在此时的高 空环境下飞行马赫数(4~6)并未达到超燃冲压发 动机的最佳工作点,学者如 Li等^[4]通过对马赫数 4~6飞行状态下的超燃冲压发动机进行数值仿真 研究,发现在低马赫数下可以运行但整体性能较差。

张京华等^[5]在亚燃冲压发动机中增加小火箭, 借此拓宽亚燃冲压发动机的工作范围,并对其发动 机性能进行数值计算对比,发现相较于传统冲压发 动机,在30 km飞行高度下其推力能够提高30%。 因此,在28~42 km的临近空间飞行时,内置小流量 火箭燃气助燃的亚燃冲压发动机(Rocket-assisted ramjet engine, RARE)的整体性能要优于超燃冲 压模式下的 RBCC发动机^[4,6]。从航空航天发展以 及军事需求等方面来看,临近空间(20~100 km)是 未来作战的重要领域,要求其中的飞行器同时具有 响应快速、突防超强、机动灵活的特点,RARE在未 来的空天一体战略防御与打击中不可或缺^[78]。

Fang 等^[6]对 RARE 进行了数值计算和实验研究。数值分析表明,内部火箭喷流的存在提高了混合效率、燃烧效率和推力,但比冲略有降低。实验表明,在冲压供油停止后,气体绝热温度更高,富燃料燃烧后火箭喷流中的剩余燃料与冲压侧空气发生反应,此时燃烧室压力的理论值应该更高,而实际燃烧室内的压力反而相较于冲压-火箭联和工作模式降低了5% 左右^[6]。

从RARE 发动机的特点来看,由于火箭存在 产生大梯度的超/亚声速剪切混合层,其中火箭助 燃装置通过富燃料燃烧产生温度超过2000 K的 超声速喷流来提高燃烧室内的温度和压力,提高 冲压燃烧的效率,但火箭富燃料燃烧使得火箭喷 流和冲压气流间的速度差达到10倍以上,温度差 3~4倍^[9-10],两者之间会形成大梯度剪切混合层结 构。这种大梯度剪切混合层的流场结构非常复杂, 虽然空间扰动及激波存在会有利于混合增强^[11], 但其较大的温度及速度梯度分布仍可能会使得能 量交换与质量交换无法达到预期的结果。

理论分析可知,相对充分的混合可以为稳定燃 烧奠定良好的基础,针对亚声速-超声速大梯度剪 切混合层的研究有利于了解其混合过程,提高燃烧 器的混合和燃烧效率。

针对混合层,自20世纪以来开展了大量的研究,早期针对混合层的研究主要在其形态、增长率以及生长规律的匹配参数方面。Brown等^[12]基于时间发展的混合层提出混合层增长率与密度比和速度比的关系式,Dimotakis^[13]在此基础上引入空间修正系数。Bogdanoff^[14]提出采用*M*⁺来表征压

缩性和混合层的增长关系,并拟合相应的公式。 Papamoschou和Roshko^[15]提出对流马赫数*Mc*的概念,并发现归一化混合层增长率为*Mc*的函数。 Elliott和Samimy等^[16-17]采用瑞利散射法进行可视 化研究,结果发现在低压缩性下(*Mc*=0.51),混合层 内存在明显的辊型结构和条纹结构;在高压缩性下 (*Mc*=0.81),结构的三维特征更明显。

近些年来,学者对混合层结构与发展过程进行 了研究。赵玉新^[18]和冯军红^[19]均采用NPLS技术 拍摄不同*Mc*时超/超声速混合层的内部结构,混 合层首先为层状结构,后发生涡并、涡卷起,最后破 碎形成不规则湍流结构。国内清华大学周强 等^[20-22]采用直接数值模拟方法计算*Mc*=0.7的三 维空间发展混合层,整个流场结构发展过程包括 A 涡、发卡涡形成,大尺度涡破碎和自相似湍流建立 等。西安交通大学Bai等^[23]采用超声速流的有限 差分法,对不同平板厚度的混合层发展情况进行研 究,发现随着平板厚度的增加,板后会产生回流。在 没有回流时,混合层的层流区域随着平板厚度增加 逐渐变小;直到产生回流涡后,重新生成层流结构。

当两侧压力温度有较大梯度变化时,其混合层 结构也会改变。魏杰立^[24]通过试验研究和数值模 拟研究,获得了超/亚声速出口压力不匹配对混合 层空间分布与增长、压力分布和相似性等特征的影 响,结果表明压力不匹配对混合层增长影响较弱, 压比大于1时混合层沿流向呈现波纹分布,静压交 替分布。

显然在 RARE 中,两侧流场存在较大压力梯 度和温度梯度,目前来看对较大温度梯度的相关研 究较少,对主导两侧流体能量传递的因素及影响规 律研究不足,而助燃火箭向燃烧室内传递能量的大 小对 RARE燃烧室的性能提升至关重要。

因此,针对RARE中的流场特点,本文对大梯 度剪切混合层流场特性和能量传递规律开展三维 数值仿真研究,分析不同高速侧的马赫数和总温比 下的混合层流动特性,通过对动能和静焓的沿程分 布情况进行分析,掌握大温度梯度下RARE中火 箭侧与冲压侧之间的能量传递规律,有助于为 RARE燃烧室的燃烧组织提供参考。

1 方 法

1.1 物理模型

数值计算采用的模型如图1所示,*x*,*y*,*z*分别 对应流向、径向和展向方向。本文研究重点为新型 组合冲压发动机混合层的稳态流畅特性。研究工 况存在*Mc*>0.6的强压缩混合层工况,此种情况下, 混合层内涡的三维结构会更明显^[16-17],如 Clemens



Fig.1 Schematic of numerical model structure

和 Mungal^[25]对超声速混合层的二维和三维效应进行的研究。图 2为 *Mc* = 0.62 时*x*-z 截面采用荧光示踪(上)和被动标量(下)得到的流场图,平面图不仅看起来是三维的,而且空间分布基本没有明显规律。



- 图 2 Mc = 0.62 时采用 Mie 散射所得平面结果(流向从左 向右, x=15~30 mm)
- Fig.2 Plane-view Mie scattering for Mc = 0.62 (Flow is from left to right, x=15-30 mm)

为了贴合实际流动并减少两侧壁面产生的边界层效应,选取三维模型进行仿真,展向选取25mm, 两侧采用周期边界,上下两侧为壁面,火箭侧入口 高度25mm,出口高度16mm,冲压侧入口高度 100mm,出口高度136mm,隔板厚度5mm。

组合发动机中火箭侧燃烧产物成分复杂,含很 多中间产物,本研究针对冷态流场简化计算和分 析,假设火箭发动机喷流已完全燃烧,产物分别为 CO₂、H₂O,质量分数为51.06%和48.94%,冲压侧 采用质量流量入口,入口马赫数为0.3,火箭侧为压 力入口,火箭侧高马赫气流通过矩形拉瓦尔喷管实 现,包括收缩段和扩张段。收缩段采用双三次曲线 法设计,扩张段采用半经验解析法^[26],扩张段前段 采用克朗(Crown)曲线获得设计马赫数,后段曲线 消除膨胀波的影响,将超声速泉流转化为设计马赫 数的均匀平行流。

数值计算中,大速度和温度梯度的混合流动, 其物性参数变化较大。CO₂、H₂O的物性参数采用 美国NIST给出基于温度的多项式,即

 $CO_2: C_p = 25.57 + 6.1t + 4.05t^2 - 2.67t^3$

 $H_2O: C_p = 30.09 + 6.83t + 6.79t^2 - 2.53t^3$ 其中t=T/1000(K)。空气的物性参数由仿真软件给出的温度多项式确定。

1.2 计算方法

1.2.1 数值计算方法

本文使用 Fluent2020R2 软件开展稳态数值模 拟研究(RANS),采用基于压力的求解器,对流项 均采用二阶迎风格式求解。求解控制方程采用三 维雷诺平均纳维-斯托克斯方程,包括质量、动量、 能量和组分输运方程。其中,质量守恒方程为

$$\nabla \cdot (\rho V) = S_m \tag{1}$$

式中:**▽**为哈密顿算子; ρ为流体密度; V为速度矢量; S_m为源项, 表示单位体积内的质量产生或吸收。

动量守恒方程为

$$\rho(V \cdot \nabla)V = -\nabla P + \nabla \cdot T + F \qquad (2)$$
式中:P为压力,T为应力张量,F为外部体积力。

能量守恒方程

 $\nabla \cdot (\rho EV) = -\nabla \cdot q + \nabla \cdot (\tau \cdot V) + \nabla \cdot (PV)$ (3) 式中:E为单位质量的总能量,q为热传导通量, τ 为黏性应力张量。

组分输运计算中通过第*i*种物质的对流扩散 方程预估每种物质的质量分数 Y_i。守恒方程采用 以下的通用形式

$$\boldsymbol{\nabla} \boldsymbol{\cdot} (\rho \boldsymbol{v} \boldsymbol{Y}_i) = - \boldsymbol{\nabla} \boldsymbol{\cdot} \boldsymbol{J}_i \tag{4}$$

式中*J*_{*i*}为物质*i*由浓度梯度产生的扩散通量。湍流中,采用以下形式计算质量扩散

$$\boldsymbol{J}_{i} = -\left(\rho \boldsymbol{D}_{i,\mathrm{m}} + \frac{\mu_{i}}{Sc_{i}}\right) \boldsymbol{\nabla} \boldsymbol{Y}_{i}$$
(5)

式中: $D_{i,m}$ 为混合物中第*i*种物质的扩散系数; Sc_i 为湍流施密特数 $\left(Sc_i = \frac{\mu_i}{\rho D_i}, \mu_i$ 为流体的黏性系数, D_i 为扩散系数 $\right)$,假设为0.9。

主要研究流场为超声速和亚音速气流的剪切流,湍流控制方程采用剪切应力传输模型 SST k-ω^[27],Yan等^[28]研究发现该模型预测剪切流的精度

较高,Georgiadis等^[29]的研究结果表明其在预测高 超声速流动中的热量传递方面有较好的表现。方程 中湍动能*k*和比耗散率ω可从方程(6)和(7)求得。

$$\frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial(k)}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k \quad (6)$$

$$\frac{\partial(\rho\omega u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_{\omega} \frac{\partial(\omega)}{\partial x_j} \right) + G_{\omega} - Y_{\omega} + D_{\omega} \quad (7)$$

式中: G_k 代表平均速度梯度产生的湍流动能, G_ω 代表 ω 的生成, Γ_k 和 Γ_ω 分别代表k和 ω 的有效扩散系数, Y_k 和 Y_ω 代表湍流导致的k和 ω 的耗散, D_ω 代表 交叉扩散项。各个参数以及各个常量的取值可参考文献[27]的计算过程。

1.2.2 工况参数及计算方法验证

通过改变喷管型面来改变火箭侧出口马赫数, 具体工况表如表1所示,Ma为混合前火箭侧与冲压 侧马赫数; T_t 为混合前总温; $\phi_{T_i} = T_{t1}/T_{t2}$,表示火 箭出口位置总温比; P_t 为入口总压;下标1代表高速 火箭侧;下标2代表低速冲压侧。Cases 1~3研究 出口火箭侧马赫数的影响;Case 2、Case 4和Case 5 研究出口总温比的影响。其中对流马赫数定义为

 $Mc = (U_1 - U_2)/(a_1 + a_2)$ (8) 式中:U表示速度,a表示声速,下标1、2分别表示 高、低速侧。

表1 仿真参数 Table 1 Numerical parameters

参数	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4	Case 5
Ma_1	1.2	1.5	2.0	1.5	1.5
Ma_2	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3
Mc	0.55	0.71	0.98	0.82	0.65
$T_{\rm t1}/{ m K}$	2 000	2 000	2 000	2 000	2 000
$T_{\rm t2}/{ m K}$	800	800	800	500	1 000
\varPhi_{T_i}	2.5	2.5	2.5	4.0	2
P_{t1}/kPa	246	372	793	372	372
P_{t2}/kPa	108.4	105.9	103.5	108.0	105.9

数值计算模型采用结构化网格,采取 Rough (106万)、Coarse(210万)、Medium(340万)和 Fine (510万)4种不同精细程度的网格开展网格无关性验证,仿真工况见表1中 Case 2,对比 y= 18.5 mm 处沿程静压和总温分布情况(图3),最终选取 Medium(340万)网格进行数值仿真模拟。网格划分对壁面附近以及混合层附近网格加密,第一层网格高度为0.001 mm。图4为所选网格(340万)壁面 y^+ 值沿流向的分布,其中最小为1,最大为14,均值为5。

图 5 为采用 SST *k-ω* 湍流模型与 Hall^[30]试验 (*Mc*=0.71)对比,数值仿真得到的出口总压 *P*_{t,out} 分布与试验结果基本一致。图 6 为 Case 2 与相同









工况的试验结果与仿真结果比对,试验中,所有模型参数一致,但流场两侧为固体壁面,图中所示的静压呈现周期分布。在上游区域(*x*=0~150 mm)内,波峰点的相对误差最大,为15%,大部分静压点

Fig.6 Comparison of numerical and experimental static pressure along combustor wall

的相对误差小于5%,数值仿真与试验测量静压沿程 波动分布匹配较好;在流向x=150~250 mm,由于 静压探测点设置间距较大,导致试验采集的沿程压 力周期分布特征不明显,但整体相对误差小于10%。 1.2.3 参数定义

如图7所示,以Case1为例,取流向x=300 mm 处的径向流场截面。将流场沿径向方向切割为4 个主要部分,从上到下为:未掺混的冲压侧流体 (Unmixed ramjet field)、混合层上半(Upper mixing layer)、混合层下半(Lower mixing layer)和未掺混 的火箭侧(Unmixed rocket field)流体,混合层中心 线为混合层上下半部分的分界面。







此外,定义未掺混的冲压侧流体和混合层上半 为冲压侧(Ramjet field),定义未掺混火箭侧流体和 混合层下半为火箭侧(Rocket field)。

某一截面单位质量流体所包含的比动能 E_k 、 比静焓H和比总焓H*可用式(9~11)来计算,单位 为kJ·kg⁻¹。数值计算中不包含化学反应,因此不 考虑物质的生成焓。

混合层采用速度混合层定义,速度混合层上边 界为速度达到 U_2 +0.1 ΔU 处,下边界速度为速度 达到 $U_1 = 0.1 \Delta U \psi$,其中 ΔU 为两侧流体速度差 $U_1 - U_{20}$

$$E_{k} = \frac{\int_{A} \frac{1}{2} \rho v^{2} dA}{A} \tag{9}$$

$$H = \frac{\int_{A} \int_{T_{ref}}^{T} c_{p} \mathrm{d}T \mathrm{d}A}{A} \tag{10}$$

$$H^* = \frac{\int_A \frac{1}{2} \rho v^2 \mathrm{d}A + \int_A \int_{T_{rel}}^T c_\rho \mathrm{d}T \mathrm{d}A}{A} \quad (11)$$

式中:A表示燃煤室某一截面的面积:Tref表示参考 温;c_{*}表示物质的比热容。

定义混合层无量纲yn坐标为

$$y_n = \frac{y - y_0}{\delta} \tag{12}$$

式中: y_0 为x处速度混合层中心位置坐标(y_2 + v_1)/2: δ 为x处的速度混合层厚度。

定义混合层内的无量纲速度U"为

$$U_n = \frac{U - U_2}{\Delta U} \tag{13}$$

由相似理论可知^[31],当混合层的速度等参数 只取决于自相似变量时,可认为混合层发展为自相 似状态,其厚度呈现线性增长,其增长率可定义为

$$\delta_{\rm com} = \frac{\mathrm{d}\delta(x)}{\mathrm{d}x} \tag{14}$$

式中 $\delta(x)$ 为在x处的当地混合层厚度。Dimotakis^[13]在前人研究的基础上定义不可压混合层增长 率公式为

$$\delta_{\text{incom}} = C_{\delta} \frac{(1-r)(1+\sqrt{s})}{2(1+r\sqrt{s})} \cdot \left\{ 1 - \frac{(1-\sqrt{s})/(1+\sqrt{s})}{1+2.9(1+r)/1-r} \right\}$$
(15)

式中: $r = U_2/U_1$; $s = \rho_2/\rho_1$; C_δ 为试验所得经验参 数,一般为0.125~0.225,此处取0.175。

为解耦压缩性、速度比和密度比对混合层增长 率的影响,文献[15]提出无量纲可压缩混合层增长 率,将其与对流马赫数Mc建立联系,定义式为

$$\delta_n(M_c) = \frac{\delta_{\text{com}}(r, s; M_c)}{\delta_{\text{incom}}(r, s; M_c = 0)}$$
(16)

1.2.4 数据处理截面

数值计算结果处理截面如图8所示,其中展 向取z=12.5 mm截面对速度场、温度场及密度梯 度场进行分析;流向截面间隔 $\Delta x = 10 \text{ mm}, \text{取} x =$ 10 mm 到 x = 500 mm 一共 50 个面,并增加 x =



图8 数据处理截面 Fig.8 Cross-section for data processing

600 mm、x=700 mm和x=800 mm这3个补充面, 将每个截面按照图7所示根据混合层边界分为多 个区域,对流过不同区域的截面动能及焓值变化进 行分析。

2 计算结果

2.1 混合层流场特性

不同来流参数下的中心截面流场马赫数分布 如图9所示。图中可明显观察到在高速火箭流与 低速冲压流之间存在过渡区域,该区域即为混合 层。混合层从火箭侧上壁面边缘处开始发展,随着 气流向下游移动,混合层上下边界不断向外扩张, 混合层厚度逐渐变大,其边界速度分布呈现相似的 规律:在较小的径向参数梯度下,混合层边界呈现 直线发展的趋势,随径向参数梯度逐渐变大,混合 层边界形成"波节"结构,具有明显的波动特征。





根据改变的参数不同,可将所有结果分为两 组:将图9(a~c)归为Part Ⅰ,为通过变化火箭侧马 赫数而改变对流马赫数;将图9(b~e)归为Part Ⅱ,为通过变化总温比而改变对流马赫数。从图中 可知,Part I的 Ma_1 逐渐变大,火箭侧速度逐渐变大,流场的波节结构越来越明显。Part II随 Φ_{T_i} 变大,由于改变的是冲压侧总温,其影响参数主要为静温,流场的速度分布基本没有变化。

图 10 为不同研究参数下的无量纲速度的沿程 分布情况。图中两条黑色水平虚线分别为混合层





上、下边界无量纲径向高度位置,其间为混合层内 部($-0.5 < y_n < 0.5$)。可以看到,在x = 50 mm 后,混合层内部速度无量纲分布基本不变,混合层 内流场为自相似模态,其厚度变化呈现线性分布的 规律。将混合层厚度沿流向方向进行线性拟合,得 到可压缩混合层厚度的增长率,并根据式(15)和 (16)得到不同Mc下的无量纲混合层增长率。如图 11 所示,Part I (红色实线)代表通过改变 Ma_1 来 改变Mc,Part II (蓝色实线)代表通过改变 Φ_T 来



图 11 Part Ⅱ和 Part Ⅱ在不同对流马赫数下的无量纲混 合层增长率

Fig.11 Normalized growth rate of different convective Mach numbers for Part I and Part II

从图中可以看出,混合层无量纲增长率不仅仅 与*Mc*的大小有关,还与改变的变量有关。增大*Mc* 均会降低混合层的无量纲增长率,针对不同变量参 数,增加*Ma*₁会增加*Mc*,无量纲增长率降低趋势较 为平缓;增加*Φ_T*来增加*Mc*,无量纲增长率降低更 显著。结果表明,在研究参数内,马赫数对无量纲 混合层厚度增长率的影响小于总温比对无量纲混 合层厚度增长率的影响。

将本文所得无量纲增长率与文献[20]总结的 试验无量纲增长率分布图进行对比(图12),本文



Fig.12 Comparison of normalized growth rates from previous studies

计算结果分布范围及规律与前人试验结果基本 一致。

2.2 能量传递规律

2.2.1 动能与焓值分布规律

如图 13 所示为流场中心截面流体的静温分布 图,由图可知,流场沿程静温分布与速度分布类似, 火箭侧高温流体逐渐与冲压侧低温流体掺混形成 温度混合层,沿程混合层的边界向外扩张,未掺混 火箭侧和未掺混冲压侧的流体与混合层内流体进 行能量与质量交换。图 14 为 Case 2 流场密度梯度 分布,高速气体喷出后交替形成压缩波和膨胀波, 在压缩波后气体温度升高,壁面附近气体温度也呈 现交替变化。







图 13(a~c)为变马赫数所得静温分布图,可以 看到增大火箭侧马赫数后,火箭侧静温逐渐降低, 下壁面温度的周期分布逐渐明显,静温混合层波动 增长特征明显;图 13(b~e)为变总温比所得静温分 布图,可见增大冲压侧总温后,火箭侧静温分布无 明显变化,冲压侧静温明显升高,静温混合层无明 显区别。

以 Case 2 为例,分析混合层、未掺混火箭侧、未 掺混冲压侧、火箭侧、冲压侧和整个流场的比动能 与比静焓分布情况,如图 15 所示。流场总比动能 逐渐降低,比静焓逐渐升高,动能在流场的发展过 程中逐渐向静焓转化。



图 15 工况 2 在 *x* 轴方向上的比动能与比静焓分布 Fig.15 Specific kinetic energy and enthalpy distributions along the *x*-axis for Case 2

从不同区域的比动能与比静焓分布来看,混合 层内比动能逐渐降低,比静焓在*x*=50 mm前下降 较快,后趋于平缓,由图13流场分析可知,混合层 从火箭出口的上壁面开始发展,火箭喷口的近上壁 面高温流体向外喷出,成为近喷口区域速度混合层 内的主要流体,单位质量流体的静焓较高,随后混 合层向两侧扩张,冲压侧低温流体向混合层内掺 混,使得混合层内部比静焓迅速降低,之后逐渐平 缓;火箭侧与未掺混火箭侧比动能沿程不断下降, 火箭侧比静焓逐渐下降,未掺混火箭侧比静焓由于 压缩波的作用使得壁面附近出现局部高温区,其比 静焓波动升高,如图13(b)中近下壁面位置所示; 冲压侧与未掺混冲压侧比动能和焓值较小,沿程比 动能降低,比静焓升高。

2.2.2 归一化能量传递规律

针对不同来流条件,将比动能和比静焓的分布

进行归一化处理,分析流场中比动能和比静焓的变 化速率,归一化处理将流场中的比动能或比静焓除 以流场内的最大值,其公式表达为

$$E_{k,n} = \frac{E_k}{E_{k,\max}} \tag{17}$$

$$H_n = \frac{H}{H_{\text{max}}} \tag{18}$$

式中: *E*_{k,max}为沿程最大比动能, *H*_{max}为沿程最大比静焓。*E*_{k,n}和*H*_n的大小变化反应流场中比动能或比静焓的相对增长/降低量。

如图 16 所示,流场的比动能和比静焓的变化 速率同时受 Ma_1 和 Φ_{T_i} 的影响。图 16(a)和(b)为 混合层内不同工况下的比动能与比静焓变化图,可 以看到,混合层内两者的下降速率随 Ma_1 的增大均 逐渐降低,同时比动能波动的幅度变大,在 Ma_1 = 1.2时,混合层内比动能近似为线性下降,增大 Ma_1 后呈波动下降趋势,且随 Ma_1 的增大其波动幅度变 大。混合层内比动能和焓值随 Φ_{T_i} 的增大其减少 量增加 10%,下降速率变大。

图 16(c)和(d)为未掺混火箭侧不同工况下的 比动能与比静焓变化曲线,可以看到,比动能下降 速率随 Ma_1 的增大而变小,在 Ma_1 =1.2时,比动能 分布在 x=200 mm之前波动下降,随后线性下降, 当 Ma_1 =1.5时,比动能分布沿程波动变化,整体波 动较为平缓,当 Ma_1 =2.0时,比动能分布在整个流 场中波动变化,且幅度较大;当 Φ_{T_1} 不同时比动能 的变化趋势基本一致。比静焓随 Ma_1 的增大由逐 渐降低转变为逐渐升高,在 Ma_1 =1.2时沿程降低, 在 Ma_1 =1.5、2.0时逐渐变大,且在 Ma_1 =2.0时比 静焓增大速率更大;当 Φ_{T_1} 不同时比静焓的变化趋 势基本一致。

图 16(e)和(f)为未掺混冲压侧比动能与比静 焓变化图,可以看到,未掺混冲压侧整体比动能受 $Ma_1 与 \Phi_{T_i}$ 的共同作用,随 Ma_1 的增大比动能下降 速率变快,当 Ma_1 =2.0时为 Ma_1 =1.2时的3倍;随 着 Φ_{T_i} 的增大,比动能下降速率降低。比静焓变化 只受 Φ_{T_i} 的影响,当 Φ_{T_i} =4.0时比静焓增加约为其 他工况的4倍,其余工况下比静焓均缓慢上升,且 增长率基本一致。

综合来看,整个流场的比动能在下降,未掺混 火箭侧比静焓基本不变,未掺混冲压侧比静焓上 升,与图15所示一致,流场的动能向焓值转化。未 掺混冲压侧流体受温差的影响,获得来自混合层的 热能,沿程比静焓逐渐升高,其增加量主要与 $Φ_{T_i}$ 有关, $Φ_{T_i}$ 由2增加到4,其比静焓增加量提高近4 倍;未掺混火箭侧其动能向静焓的转变速率与向混



Fig.16 Normalized specific kinetic energy and enthalpy distributions inside and outside the mixing layer

合层传递静焓的速率基本一致,使得静焓沿程仅有 小幅度变化。当Ma1增大时,动能增大,未掺混火 箭侧动能向静焓转变加快,因此在Ma1=2.0时比 静焓沿程略有升高。

图 17 为以混合层中心线为界,火箭侧与冲压 侧的比动能与比静焓分布。由图 17(a)和(c)两侧 比动能变化图对比可知,火箭侧比动能逐渐降低, 下降速率随 *Ma*₁的增大而降低,波动幅度变大, *Φ*_r 对比动能下降速率影响不大,主要因为 Φ_T 改变冲 压侧总温,对火箭侧入口参数无影响;冲压侧比动 能沿程升高,增长速率随 Ma_1 的增大而变大,增长 速率随 Φ_T 的增大而变大。

由图 17(b)和(d)两侧比静焓变化图对比可 知,火箭侧比静焓沿程降低,下降速率随 Ma_1 的增 大而降低,随 Φ_{T_1} 的增大而增大;冲压侧比静焓沿 程升高,增长速率随 Ma_1 的变化基本不变,随 Φ_{T_1}



Fig.17 Comparison of specific kinetic energy and enthalpy between the rocket and ramjet fields

的增大而增大。

以混合层中心线为界,增大 Ma_1 和 Φ_{T_i} ,能够提高冲压侧比动能与比静焓的增长速率,其中 Ma_1 主要影响比动能增长速率, Φ_{T_i} 对比动能与比静焓增长速率均有较显著的影响。

图 18为不同参数下的火箭侧和冲压侧的比总 焓分布图,对比可知,火箭侧比总焓降低,冲压侧比 总焓增加,火箭侧向冲压侧传递能量。流场中比总 焓的变化与图 17 中比静焓的变化趋势类似,火箭 侧比总焓降低受 $Ma_1 与 \Phi_{T_i}$ 的共同影响,下降速率 随 Ma_1 的增大而减小,随 Φ_{T_i} 的增大而增大;冲压 侧比总焓升高只受 Φ_{T_i} 的影响,增长速率随 Ma_1 的 变化基本不变,随 Φ_{T_i} 的增大而增大, Φ_{T_i} 提高一倍, 其增长量提高近3倍。增大 Φ_{T_i} ,能够显著提高火 箭侧向冲压侧的能量传递速率。





将火箭侧与冲压侧不同流向位置的质量流量 除以沿程的最大流量得到归一化流量变化图(图19), 可反映沿程的质量交换情况。由图可知,火箭侧流 量逐渐升高,冲压侧流量逐渐降低。火箭侧流量随 Ma_1 的增大,增加速率降低,随 Φ_{T_1} 的增大,增加速 率提高;冲压侧流量与火箭侧相反,但其变化范围 不大。可以认为,降低 Ma_1 和增加 Φ_{T_1} ,可以显著提 高冲压侧向火箭侧的质量传递。

综合图 18 比总焓和图 19 质量流量的变化规律 来看,火箭侧流量逐渐升高的同时比总焓降低,冲 压侧流量降低的同时比总焓增加,这说明冲压侧与 火箭侧发生显著的能量与质量交换,冲压侧的低能 流体进入火箭侧,使火箭侧比能量降低 20%~ 30%,火箭侧向冲压侧传递能量,使冲压侧比能量



Fig.19 Mass flow rate distributions in the rocket and ramjet field

提高 $10\% \sim 30\%$ 。结合图 18(b)和图 19(b)可知, 冲压侧比总焓受 Φ_{T_i} 的变化明显,而流量变化基本 不随 Ma_1 和 Φ_{T_i} 的变化而变化。因此, Φ_{T_i} 为影响火 箭侧向冲压侧能量传递的主要因素, Φ_{T_i} 为 2.0、2.5和 4.0 时,其总能量提高分别约为 8%、12% 和 30%。

3 结 论

针对采用内置小流量火箭燃气助燃的亚燃冲 压发动机(RARE)内部大梯度混合层的研究表明:

(1) 在 Mc > 0.55 的大梯度 RARE 中, 冲压侧 与火箭侧流体形成具有明显边界的速度混合层。 在 x = 50 mm f, 混合层内流动达到自相似模态, 随 Mc 的增加, 速度混合层无量纲厚度逐渐降低, $Ma_1 和 \Phi_{T_i}$ 对无量纲厚度有不同的影响趋势, Φ_{T_i} 的 影响更明显。

(2)流场沿程动能向焓值转化,两侧流体动能 交换基本只发生在混合层内部,而热量可以穿过混 合层,从未掺混火箭侧向未掺混冲压侧传递。

(3)冲压侧与火箭侧发生显著的能量与质量 交换,冲压侧的低能流体进入火箭侧,使火箭侧比 能量降低20%~30%,火箭侧向冲压侧传递能量, 使冲压侧比能量提高10%~30%。

(4) 在內置火箭燃烧时,提高其喷流马赫数 (1.2 \leq $Ma_1 \leq$ 2.0),冲压侧总能量的增加没有明显 变化;提高两侧总温比从 $\phi_{T_1}=2.0$ 到 $\phi_{T_2}=4.0$,冲 压侧总能量的增加提高约4倍,有利于RARE的性 能提高。

参考文献:

- [1] MCCLINTON C R, ANDREWS E H, HUNT J L. Engine development for space access: Past, present and future[C]//Proceedings of the 15th International Symposium on Air Breathing Engines (ISABE). Bangalore, India: [s.n.], 2001.
- [2] 张蒙正,张玫. 航天运载器重复使用液体动力若干问题探讨[J]. 火箭推进, 2019, 45(4): 9-15.
 ZHANG Mengzheng, ZHANG Mei. Discussion on some problems of reusable liquid-propellant engine[J].
 Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(4): 9-15.
- [3] 张正泽.火箭基组合循环发动机(RBCC)宽马赫域进 气道及匹配技术研究[D].西安:西北工业大学,2019.
 ZHANG Zhengze. Research on wide Mach inlet and matching technology of rocket-based combined cycle engine (RBCC)[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2019.
- [4] LI B, WEI Z J, CHI H W. Numerical analysis of solid fuel scramjet operating at Mach 4 to 6 [C]//Proceedings of the 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. San Jose, CA: AIAA, 2013.
- [5] 张京华, 王健, 裘云, 等. 一种内嵌火箭的冲压组合发动机性能分析[J]. 战术导弹技术, 2016(2): 47-51, 83.
 ZHANG Jinghua, WANG Jian, QIU Yun, et al. Performance computation of the ramjet with a rocket inside[J]. Tactical Missile Technology, 2016(2): 47-51, 83.
- [6] FANG G L, WEI Z J, WU Z W, et al. Experimental and numerical investigation of an embedded rocket ramjet combustor[J]. Acta Astronautica, 2019, 165: 105-116.
- [7] 梁晓庚,田宏亮.临近空间高超声速飞行器发展现状及其防御问题分析[J].航空兵器,2016,23(4):3-10.
 LIANG Xiaogeng, TIAN Hongliang. Analysis of the development status and the defense problem of near space hypersonic vehicle[J]. Aero Weaponry, 2016, 23 (4): 3-10.
- [8] 郭鹏飞,于加其,赵良玉.临近空间高超声速飞行器 发展现状与关键技术[J].飞航导弹,2012(11):17-21.
 GUO Pengfei, YU Jiaqi, ZHAO Liangyu. Development status and key technologies of near space hypersonic vehicle[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2012 (11):17-21.
- [9] 张蒙正,路媛媛.火箭冲压组合动力系统研发再思考
 [J].推进技术,2018,39(10):2219-2226.
 ZHANG Mengzheng, LU Yuanyuan. Consideration once again to rocket ramjet combined engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10):2219-2226.

[10] 朱韶华,田亮,刘亚冰,等.RBCC引射火箭燃烧室 设计及试验研究[J].推进技术,2014,35(10):1378-1386.

ZHU Shaohua, TIAN Liang, LIU Yabing, et al. Design and experimental investigation of ejector rocket chamber for RBCC propulsion system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(10): 1378-1386.

- [11] 潘宏禄,史可天,马汉东.可压缩自由剪切流混合转 捩大涡模拟[J]. 计算力学学报,2009,26(5):745-750.
 PAN Honglu, SHI Ketian, MA Handong. An analysis of transition coherent structures in convective Mach number 0.4 compressible free shear flow[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2009, 26(5):745-750.
- [12] BROWN G L, ROSHKO A. On density effects and large structure in turbulent mixing layers[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1974, 64(4): 775-816.
- [13] DIMOTAKIS P E. Two-dimensional shear-layer entrainment[J]. AIAA Journal, 1986, 24(11): 1791-1796.
- [14] BOGDANOFF D W. Compressibility effects in turbulent shear layers[J]. AIAA Journal, 1983, 21(6): 926-927.
- [15] PAPAMOSCHOU D, ROSHKO A. The compressible turbulent shear layer: An experimental study[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1988, 197: 453-477.
- [16] ELLIOTT G S, SAMIMY M, ARNETTE S A. The characteristics and evolution of large-scale structures in compressible mixing layers[J]. Physics of Fluids, 1995, 7(4): 864-876.
- [17] ELLIOTT G S, SAMIMY M, ARNETTE S A. Study of compressible mixing layers using filtered Rayleigh scattering based visualizations[J]. AIAA Journal, 1992, 30(10): 2567-2569.
- [18] 赵玉新.超音速混合层时空结构的试验研究[D].长沙:国防科技大学,2008.
 ZHAO Yuxin. Experimental investigation of spatiotemporal structures of supersonic mixing layer[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008.
- [19] 冯军红.超声速混合层增长特性及混合增强机理研究[D].长沙:国防科技大学,2016.
 FENG Junhong. Study on growth characteristics and mixing enhancement mechanism of supersonic mixing layer[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2016.
- [20] 周强,何枫,沈孟育.可压缩混合层中的涡结构和激 波[J].空气动力学学报,2010,28(3):245-249.
 ZHOU Qiang, HE Feng, SHEN Mengyu. Vortex structures and shocks in the compressible mixing layer
 [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(3):245-249.
- [21] 周强,何枫,沈孟育.可压缩混合层中的涡结构和激 波[J]. 空气动力学学报,2010,28(3):245-249.

ZHOU Qiang, HE Feng, SHEN Mengyu. Vortex structures and shocks in the compressible mixing layer [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(3): 245-249.

- [22] ZHOU Q, HE F, SHEN M Y. Direct numerical simulation of a spatially developing compressible plane mixing layer: Flow structures and mean flow properties [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2012, 711: 437-468.
- [23] BAI Y P, HONG Y B, ZHAO Q B, et al. Supersonic shear layer characteristics of two fluids with a splitter plate[J]. International Journal of Advanced Nuclear Reactor Design and Technology, 2021, 3: 1-10.
- [24]魏杰立.非等温超/亚声速混合层流动与燃烧特征
 [D].南京:南京航空航天大学,2019.
 WEI Jieli. Flow and combustion characteristics of nonisothermal supersonic/subsonic mixed layer[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019.
- [25] CLEMENS N T, MUNGAL M G. Two- and threedimensional effects in the supersonic mixing layer[J]. AIAA Journal, 1992, 30(4): 973-981.
- [26] 易仕和,赵玉新,何霖,等.超声速与高超声速喷管 设计[M].北京:国防工业出版社,2013.
 YI Shihe, ZHAO Yuxin, HE Lin, et al. Supersonic and hypersonic nozzle design[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013.
- [27] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [28] YAN D K, HE G Q, QIN F, et al. Effect of the heat release on the component coordination in the rocketbased combined cycle engine[J]. Acta Astronautica, 2018, 151: 942-952.
- [29] GEORGIADIS N J, YODER D A, VYAS M A, et al. Status of turbulence modeling for hypersonic propulsion flowpaths[J]. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 2014, 28(3): 295-318.
- [30] HALL J L. An experimental investigation of structure, mixing and combustion in compressible turbulent shear layers[D]. Pasadena: California Institute of Technology, 1991.
- [31] TOWNSEND B A A. The structure of turbulent shear flow[M]. 2nd ed. Cambridge, New York: Cambridge University Press, 1976.

- [32] CHINZEI N, MASUA G, KOMURO T, et al. Spreading of two-stream supersonic turbulent mixing layers[J]. Physics Fluids, 1986, 29: 1345-1347.
- [33] ELLIOT G S, SAMIMY M. Compressibility effects in free shear layers[J]. Physics Fluids, 1990, A2: 1231-1240.
- [34] HALL J L, DIMOTAKIS P E, ROSEMANN H.Experiments in non-reacting compressible shear layers[J]. AIAA Journal, 1991, 31: 2247-2254.
- [35] GOEBEL S G, DUTTON J C. Experimental study of compressible turbulent mixing layers[J]. AIAA Journal, 1991, 29: 538-546.
- [36] DEBISSCHOP J R, CHAMBRES O, BONNET J P. Velocity-field characteristics in supersonic mixing layers[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 1994, 9: 147-155.
- [37] CLEMENS N T, MUNGAL M G. Large-scale structure and entrainment in the supersonic mixing layer[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1995, 284: 171-216.
- [38] NAUGHTON J M, CATTAFESTA L N, SET-TLES G S. An experimental study of compressible turbulent mixing ehancement in swirling jets[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1997, 330: 271-305.
- [39] SLESSOR M D, ZHUANG M, DIMOTAKIS P E. Turbulent shear-layer mixing: growth-rate compressibility scaling[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2000, 414: 35-45.
- [40] ROSSMANN T, MUNGAL M, HANSON R. Acetone PLIF and schlieren imaging of high compressibility mixing layers[C]//Proceedings of the 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV, USA: AIAA, 2001.
- [41] BIRCH S F, EGGERS J M. A critical review of the experimental data for developed free turbulent shear layers[J]. Free Turbulent Shear Flows, 1973, 1: 11-40.
- [42] DAY M J, REYNOLDS W C, MANSOUR N N. The structure of the compressible reacting mixing layer: Insights from linear stability analysis[J]. Physics Fluids, 1998, 10: 993-1007.
- [43] DIMOTAKIS P E. On the convection velocity of turbulent structures in supersonic shear layers: AIAA Paper, 91-1724[R]. [S.I.]: AIAA, 1991.

(编辑:胥橙庭)