# 基于 Driscoll 凹腔稳焰模型的超声速燃烧火焰 稳定尺度效应研究<sup>\*</sup>

马文杰<sup>1,2</sup>,孙明波<sup>2</sup>,邵文清<sup>1</sup>,汪 颖<sup>1</sup>,谢松柏<sup>2</sup>,王梓任<sup>1</sup>

(1. 北京空天技术研究所,北京 100074;2. 国防科技大学 空天科学学院,湖南 长沙 410073)

摘 要:为了研究超声速燃烧室尺度放大后,保持火焰稳定边界相对于基准燃烧室不变,凹腔火焰 稳定器几何参数应遵循何种放大准则的问题,基于已有的Driscoll凹腔稳焰数学模型,采用典型的单凹 腔矩形截面燃烧室作为基准燃烧室,分别计算基准燃烧室在贫燃和富燃状态时的火焰稳定准则数 $Da_{NP}$ , 再按照燃烧室尺度放大定义写出尺度放大燃烧室的稳焰准则数表达式 $Da'_{NP}$ ,将稳焰边界不变作为约束条 件,构建尺度放大准则方程式 $Da_{NP}=Da'_{NP}$ ,求解准则方程式获得凹腔几何参数放大准则表达式,绘制准 则特性曲线,分析归纳近似准则,并通过数值计算方法初步验证准则的有效性。采用Driscoll凹腔稳焰 模型的尺度效应分析结果表明,燃烧室放大一定倍数n后,无法通过调整凹腔长度和深度放大倍数 $k_1$ 和  $k_2$ 使得貧燃熄火边界保持不变;但是,可以通过调整参数 $k_1$ 和 $k_2$ 使得富燃熄火边界保持不变,此时凹腔 几何参数遵循的放大准则近似为 $k_1 \approx k_2 \approx n^{1/4}$ 。

关键词:超声速燃烧;火焰稳定;凹腔稳焰模型;尺度效应;放大准则
中图分类号: V231.2 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 08-1865-11
DOI: 10.13675/j.enki. tjjs. 190822

# Scaling Effect of Supersonic Combustion Flame Stabilization Based on Driscoll Cavity Blowout Limits Model

MA Wen-jie<sup>1,2</sup>, SUN Ming-bo<sup>2</sup>, SHAO Wen-qing<sup>1</sup>, WANG Ying<sup>1</sup>, XIE Song-bai<sup>2</sup>, WANG Zi-ren<sup>1</sup>

(1. Beijing Aerospace Technology Institute, Beijing 100074, China;

2. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to investigate the magnifying rule of cavity flameholder, theoretic and numerical studies were conducted on the scaled supersonic combustor under the condition of the constant flame blowout limits. First, based on the Driscoll cavity blowout limits model including lean and rich blowout limits embranchment model, a typical rectangular section combustor with single-cavity was employed as the benchmark combustor to calculate flame stabilization Damkohler number  $Da_{NP}$ . Secondly, according to the definition of scaling effect of combustor, flame stabilization Damkohler number  $Da'_{NP}$  expression of the scaled combustor was derived. Thirdly, by keeping the flame blowout limits constant, the equation  $Da_{NP}=Da'_{NP}$  was deduced. By solving the above equation, the magnifying rule expression of cavity flameholder was acquired, and the characteristic curves of scaling

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2019-11-29; 修订日期: 2020-06-19。

作者简介:马文杰,博士后,研究领域为航空发动机燃烧。E-mail: wenjie\_ma2@163.com

通讯作者:孙明波,博士,教授,研究领域为航空宇航推进。E-mail: sunmingbo@nudt.edu.cn

引用格式:马文杰,孙明波,邵文清,等.基于Driscoll凹腔稳焰模型的超声速燃烧火焰稳定尺度效应研究[J].推进技术, 2021,42(8):1865-1875. (MA Wen-jie, SUN Ming-bo, SHAO Wen-qing, et al. Scaling Effect of Supersonic Combustion Flame Stabilization Based on Driscoll Cavity Blowout Limits Model[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021,42(8):1865-1875.)

effect were drawn. The approximate magnifying rule was obtained by means of analyzing the curves. Finally, the availability of the rule was demonstrated elementarily by numerical simulation. The research results show that the flame lean blowout limit could not be kept constant through adjusting scaling coefficient  $k_1$  and  $k_2$  of cavity length and cavity depth when a combustor is scaled to be n of the benchmark combustor, however, the flame rich blowout limit could keep constant through adjusting scaling coefficient  $k_1$  and  $k_2$  of cavity depth when a combustor is scaled to be n of the benchmark combustor, however, the flame rich blowout limit could keep constant through adjusting scaling coefficient  $k_1$  and  $k_2$  of cavity length and cavity depth when a combustor is scaled to be n of the benchmark combustor, the approximate magnifying rule is  $k_1 \approx k_2 \approx n^{1/4}$ .

Key words: Supersonic combustion; Flame stabilization; Cavity blowout limits model; Scale effect; Magnifying rule

### 参数符号表

$Da_{\rm NP}$	Critical Damkohler number at flame blowout, for nonpremixed conditions	$T_{\rm AD}/{ m K}$	Adiabatic flame temperature
H/mm	Step height	$T_{0A}/K$	Air stagnation temperature
$U_{\rm A}/({\rm m/s})$	Freestream axial velocity	$f_{\rm s}$	Stoichiometric mixture fraction
$\tau_{\rm NP}/{\rm s}$	Characteristic flame timescale for nonpremixed fuel-air cases	p/atm	Recirculation zone pressure
$\alpha_0/(\mathrm{m^2/s})$	Thermal diffusivity of fuel-air mixture at 300K, 0.1MPa	r <sub>s</sub>	Stoichiometric fuel-air ratio
$S_0/(\mathrm{m/s})$	Stoichiometric laminar burning velocity at 300K, 0.1MPa	W/mm	Spanwise width of step
$L_{\rm RZ}/\rm mm$	Recirculation zone length	$T_{\rm F}/{ m K}$	Fuel-injection temperature

# 1 引 言

凹腔火焰稳定器是在超声速燃烧室中被广泛采 用的火焰稳定装置,具有燃烧稳定性好和总压损失 小的突出优点<sup>[1]</sup>。因此,超声速燃烧室凹腔稳焰机理 一直是研究者们关注的重点<sup>[2-5]</sup>。在研究过程中,由 于所用试验设备能力存在差异,包括空气供给能力、 燃料供给能力、流场测量条件等方面,经常需要根据 试验设备能力对模型燃烧室尺度进行适应性调整, 在对燃烧室进行整体比例放大时,引入了新的问题, 如果要求燃烧室稳焰能力不变,凹腔火焰稳定器的 几何参数是否需要同步等比放大,或者应该按照何 种原则进行放大,进而触及了凹腔火焰稳定器的火 焰稳定尺度效应问题。

近年来,学者们针对超声速气流中凹腔稳定燃烧的过程和特性开展了大量细致的研究工作,通过 对凹腔前燃料喷注及凹腔流场结构的实验观察、数 值模拟以及理论分析,研究了超声速气流中的横向 射流混合特性、横向射流与凹腔相互作用、凹腔稳定 燃烧基本特性、凹腔稳定燃烧机制等内容,并基于获 得的规律,探索并构建了凹腔火焰稳定理论模型。 具体综述如下,横向射流混合特性方面:孙明波<sup>[6]</sup>采 用PLIF技术研究了超声速气流中横向射流的流场结 构特征,分析了燃料流动的垂直来流阶段、急剧转向 阶段、与来流同向阶段的流动与混合特性,并观察到 了过程中的湍流大尺度结构;Wang等<sup>[7]</sup>采用数值模 拟方法研究了超声速气流中横向射流的流场结构特 征,高精度计算技术显示了精细的流场结构,包括来 流边界层中的湍流结构、射流边界的湍流大尺度结 构、弓形激波、分离激波等,同时分析了来流与横向 射流的相互作用过程。横向射流与凹腔相互作用方 面:Sun等<sup>[8]</sup>采用NPLS技术研究了超声速气流中凹腔 上游横向射流的流场结构特征,一定程度上揭示了 燃料卷吸进入凹腔剪切层和凹腔内部的过程;Wang 等阿通过凹腔上游横向射流的混合与燃烧数值模拟 结果,揭示了与上述NPLS观测结果基本一致的燃料 卷吸过程。凹腔稳定燃烧基本特性方面:Sun等<sup>[10]</sup>采 用OH-PLIF技术研究了凹腔上游横向喷注氢气的瞬 态燃烧流场结构,获取了较详细的燃烧流动特征; Wang等<sup>[11]</sup>通过实验研究和大涡模拟计算相结合的方 式,重点研究了凹腔上游喷注条件下,凹腔构型和喷 注压力对火焰形态、流场结构、燃烧效率和总压恢复 系数的影响规律。凹腔稳定燃烧机制方面: Micka 等<sup>[12]</sup>的研究结果显示,在凹腔上游喷注燃料的条件 下,可能存在凹腔稳定燃烧与射流尾迹稳定燃烧两 种燃烧模式:Le等<sup>[13]</sup>进一步研究后,又将凹腔稳定燃 烧模式分为剪切层稳定火焰和回流区稳定火焰两 种;Wang等<sup>[14]</sup>通过自发辐射与火焰成像技术观察到 三种稳燃模式,具体包括凹腔辅助的射流尾迹稳定 燃烧、凹腔剪切层稳定燃烧、联合凹腔剪切层/回流区 稳定燃烧。凹腔火焰稳定理论模型方面:比较典型 的有 Driscoll 等<sup>[15]</sup>建立的非预混凹腔火焰稳定模型以

及王振国等<sup>[16]</sup>建立的凹腔上游喷注条件下的火焰稳 定模型;Driscoll稳焰模型是基于凹腔剪切层燃烧模 式假定建立的,而且能够在凹腔前喷注以及凹腔内 不同位置喷注的情况下预估贫燃极限和富燃极限, 由于此模型关联了多位学者的火焰稳定极限实验数 据,因而较好地验证了模型的有效性;凹腔上游喷注 稳焰模型,重点针对凹腔上游喷注燃料的情况,与 Driscoll模型比较,进一步考虑了凹腔稳焰的三维效 应,并结合射流混合模型,对有效当量比、卷吸率等 参数给出了模化方法,同时给出了新的模型常数。

目前在文献中很少见到关于凹腔火焰稳定尺度 效应的研究工作,本文针对超声速燃烧室中凹腔火 焰稳定的尺度效应问题,尝试通过理论分析方法获 得超声速燃烧室整体放大时凹腔火焰稳定器几何参 数的近似放大准则,探讨是否存在凹腔火焰稳定器 的尺度效应规律以及相关规律是否具有明确的数学 表达式等问题。研究中选择典型的单凹腔矩形截面 模型燃烧室作为基准燃烧室,基于 Driscoll 凹腔火焰 稳定数学模型<sup>[15]</sup>,将燃烧室放大前后贫燃边界和富 燃边界保持不变作为约束条件,建立凹腔放大近 似准则,结合二维 CFD 典型算例对近似准则进行初 步验证;通过对凹腔火焰稳定尺度效应准则的探索 研究,为不同尺度超声速燃烧室的火焰稳定器设计 提供有益的参考和借鉴。

# 2 物理模型与分析方法

# 2.1 基准燃烧室

(1)燃烧室几何

构建基准燃烧室的物理模型,为单凹腔矩形截 面燃烧室,如图1所示。



Fig. 1 Schematic of model combustor (mm)

模型燃烧室长度732mm,进口高度为40mm,出口高度为55mm,燃烧室展向宽度为53.57mm,凹腔长度L=110.29mm,凹腔深度H=28.5mm,燃料喷注位置距离凹腔前缘22mm,单排设置3个 $\Phi$ =2mm的喷孔,

燃料为乙烯。

(2)尺度放大定义

在采用凹腔稳焰数学模型进行尺度效应分析 前,须明确燃烧室尺度放大的定义。

本文中矩形截面燃烧室等比放大*n*倍是指进口 流量在来流条件相同的情况下放大*n*倍,燃烧室*x*,*y*, *z*三个几何维度均等比放大 $\sqrt{n}$ 倍;如果凹腔火焰稳 定器也等比放大,则凹腔长度*L*,宽度*W*和深度*H*也 放大 $\sqrt{n}$ 倍。

# 2.2 Driscoll凹腔稳焰模型

Driscoll凹腔火焰稳定模型<sup>[15]</sup>是基于凹腔剪切层 稳燃模式假定建立的,如图2所示,此模型认为在贫 燃极限和富燃极限情况下,凹腔均处于剪切层稳燃 模式,并且以此为基础推导并建立了以下的贫燃和 富燃极限表达式,式中的主要变量含义详见参数符 号表。

$$Da_{NP}^{-1} = \left(\frac{H/U_{A}}{\tau_{NP}}\right)^{-1} = \phi_{0} \quad (\phi_{0} < 1) \quad (\text{Lean limit})(1)$$
$$\vec{\mathbb{X}} \oplus , \tau_{NP} = \frac{\alpha_{0}}{S_{0}^{2}} \left[ A \frac{\left(T_{AD} - T_{0A}\right)}{300} \cdot \frac{f_{s}}{2} + \frac{T_{0A}}{300} \right]^{-2} \cdot \left(\frac{p}{1}\right)^{-0.6} \times r_{s}^{-1} \left(\frac{H}{W}\right) \beta_{4}^{-1}$$
$$Da_{NP} = \left(\frac{H/U_{A}}{\tau_{NP}}\right) = \phi_{0} \quad (\phi_{0} > 1) \quad (\text{Rich limit}) \quad (2)$$
$$\vec{\mathbb{X}} \oplus , \tau_{NP} = \frac{\alpha_{0}}{S_{0}^{2}} \left[ \left( B \frac{T_{AD} - T_{F}}{300} + \frac{T_{F} - T_{0A}}{300} \right) C + \frac{T_{0A}}{300} \right]^{-2} \cdot \left(\frac{p}{1}\right)^{-0.6} \times D^{-1}$$

列出上述表达式中部分符号的定义式如下:

有效当量比: $\phi_0 = (m_F/m_A)r_s^{-1}$ ,是凹腔剪切层局 部当量比的一种近似,其中 $r_s$ 表示化学恰当燃料/空 气质量比, $m_F$ 为燃料质量流率, $m_A$ 为空气特征质量流 率, $m_A = 0.01\rho_A U_A HW$ ,其正比于凹腔深度H以及凹 腔展向宽度 $W, \rho_A, U_A$ 分别表示来流空气密度及轴向 速度。

$$A = \left[1 + \beta_3 \left(L_{\rm RZ}/H\right) r_{\rm s}^{-1} \phi_0^{-1}\right]^{-1}$$
(3)

$$B = \left[ 1 + \beta_1 \left( H/L_{\rm RZ} \right) r_{\rm s} \phi_0 \right]$$
 (4)

$$C = f_{\rm s} (1 - B)^{-1} \tag{5}$$

$$D = (L_{\rm RZ}/H) (1 - C)^{-1} \phi_0 \beta_2$$
 (6)

*β*<sub>1</sub>,*β*<sub>2</sub>,*β*<sub>3</sub>,*β*<sub>4</sub>四个参数为经验常数,它们的取值与 燃料相对凹腔的喷注位置以及贫燃和富燃状态有 关,具体选取方法参照图3和表1。



Fig. 2 Driscoll cavity blowout limits model based on shear layer flameholding assumptions<sup>[15]</sup>



Fig. 3 Typical fuel injection locations<sup>[15]</sup>

Table1Values chosen for the four empirical constants in<br/>equations (1) and (2)<sup>[15]</sup>

Empirical	Location(a), (c) fuel injection	Location(b), (d) fuel injection Injected into recirculation zone	
constant	Injected into shear–layer		
$oldsymbol{eta}_1$ rich limit	5	4	
${m eta}_2$ rich limit	0.025	0.025	
$oldsymbol{eta}_3$ lean limit	0.002	0.004	
$oldsymbol{eta}_4$ lean limit	1.0	1.0	

该模型关联了较多火焰稳定试验数据,涉及了 不同的稳焰形式,如凹腔、支板、钝体、旋流器等;对 于凹腔喷注涉及了不同的喷注位置、来流条件(如来 流超声速和亚声速);甚至还有不同的燃料,如氢气、 甲烷和乙烯等;可见,该模型具有相对较宽的适用范 围,非常有代表性。其应用范围除了上述提及的情 形外,还有非常重要的一点,即贫燃极限和富燃极限 时,火焰稳定器工作于剪切层稳焰模式。观察模型 数学表达式,其中包含了火焰稳定器长度L,宽度W 和深度H等与凹腔尺度直接相关的参数,体现了凹腔 稳焰器尺度变化对贫燃极限和富燃极限的影响规 律,分析认为,在一定范围内该模型可以用于研究凹 腔稳焰尺度效应问题,因此,本文选择此模型作为凹 腔稳焰尺度效应问题,因此,本文选择此模型作为凹

#### 2.3 尺度效应分析方法

凹腔火焰稳定尺度效应分析按照以下步骤

进行。

步骤1:选定基准燃烧室典型工作状态

燃烧室典型工作状态是凹腔尺度放大准则推导的起始点,包括来流条件(速度、压力、温度等)以及 贫燃和富燃时燃料流量两部分,根据2.2节的凹腔稳 焰模型,选定贫富燃时的燃料喷注流量时,要满足模 型贫燃分支和富燃分支的有效当量比约束,分别使 凹腔剪切层局部处于贫燃和富燃状态,即为 $\phi_0 < 1$ 和 $\phi_0 > 1$ 。

步骤 2:计算基准燃烧室典型工作状态准则数Da<sub>NP</sub>

基于 Driscoll 凹腔稳焰模型的贫燃分支和富燃分 支,分别计算基准燃烧室典型工作状态的火焰稳定 准则数 Da<sub>NP</sub>;其中贫燃分支和富燃分支时的凹腔工作 压力取值需要采用相同状态时的数值模拟计算辅助 获得。

步骤3:写出基准燃烧室放大后的准则数Da'<sub>NP</sub>表达式

根据燃烧室尺度放大定义,设燃烧室放大n倍, 即流量放大n倍,x,y,z三个维度整体均等比放大 $\sqrt{n}$ 倍,凹腔火焰稳定器的长度L,深度H,宽度W分别放 大 $k_1,k_2,k_3$ 倍,考虑实际情况,凹腔宽度W放大倍数 与燃烧室z向放大倍数一致,即 $k_3 = \sqrt{n}$ ,据此,分别 写出基准燃烧室放大n倍后,贫燃分支和富燃分支的 稳焰准则数 $Da'_{NP}$ 表达式;由于放大燃烧室与基准燃 烧室工作状态相同,因此将原有已知量和上述新变 量代人后,获得 $Da'_{NP}$ 表达式 $Da'_{NP} = f(k_1,k_2,\sqrt{n})$ 。

步骤4:构建尺度放大准则方程式Da'<sub>NP</sub> = Da<sub>NP</sub>

为了使燃烧室整体放大后凹腔稳焰能力保持不 变,在贫燃分支或富燃分支,需要保持放大前后的稳 焰准则数恒定,即 $Da'_{NP} = f(k_1, k_2, \sqrt{n}) = Da_{NP}$ ,整理 后,可获得燃烧室放大倍数n与凹腔特征尺寸放大倍 数 $k_1, k_2$ 的关系,进一步求解并分析后,即可获得凹腔 火焰稳定器分别在贫燃分支和富燃分支时的具体放 大准则。

# 3 凹腔放大准则推导与验证

# 3.1 准则推导

3.1.1 贫燃分支推导

按照尺度效应分析方法给出的步骤进行贫燃分 支推导。

步骤1:选定基准燃烧室典型工作状态 表2,表3和表4分别列出了凹腔稳定器几何参

τ

数、乙烯空气混合物特性参数以及燃烧室典型工作状态参数。

Table 2	Geometric	parameters	of cavity	flameholder
I HOIC #	Geometric	parameters	or currey	mannenoraer

Parameter	Value
Length of cavity, $L/mm (L \approx L_{RZ})$	110.29
Height of cavity, <i>H</i> /mm	28.5
Spanwise width of cavity, W/mm	53.57

Table 3	Mixture	nronerties	of	ethy	lene-air
I abic o	TTIAture	properties.	•••	cuny	iunu am

Parameter	Value
Thermal diffusivity at 300K, $0.1$ MPa, $\alpha_0/(m^2/s)$	$1.843 \times 10^{-5[17]}$
Stoichiometric laminar burning velocity at 300K, $0.1 \rm{MPa}, S_0/(\rm{m/s})$	0.73 <sup>[15]</sup>
Adiabatic flame temperature , $T_{\rm AD}/{ m K}$	2369[17]
Stoichiometric fuel–air ratio , $r_{\rm s}$	0.068
Stoichiometric mixture fraction , f $_{\rm s}$	0.066

#### Table 4 Inflow parameters of combustor

Parameter	Value
Freestream axial velocity, $U_{\rm A}/({\rm m/s})$	1547.3
Freestream static pressure , $p_{\rm s}/{\rm Pa}$	42854
Freestream stagnation temperature , $T_{\rm 0A}/{\rm K}$	1662.6
Freestream density , $\rho_A/(kg/m^3)$	0.234

根据 Driscoll 稳焰模型贫燃分支约束,选择有效 当量比 $\phi_0 = 0.9 < 1$ 作为贫燃供油状态点,结合有效 当量比定义,计算凹腔剪切层局部供油量 $m_F$ 如下

$$\begin{split} m_{\rm A} &= 0.01 \cdot \rho_{\rm A} \cdot U_{\rm A} \cdot H \cdot W = 0.01 \times 0.234 \times 1547.3 \times \\ &28.5 \times 53.57 \times 10^{-6} = 5.528 \times 10^{-3} \rm{kg/s} \end{split}$$

$$m_{\rm F} = \phi_0 \cdot r_s \cdot m_{\rm A} = 0.9 \times 0.068 \times 5.528 \times 10^{-3} =$$
  
0.3383 × 10<sup>-3</sup> kg/s (8)

(7)

此外,Driscoll模型中计算稳焰准则数时,还需要回流区工作压力,本文采用二维数值模拟方法计算模型燃烧室同样工作条件下的燃烧流场,燃料喷注 温度为 $T_{\rm F}$  = 300K,获得回流区工作压力为35kPa,计 算方法在后文中一并介绍,在此不展开叙述。

步骤 2:计算基准燃烧室典型工作状态准则数 Da<sub>NP</sub>

将表1,表2,表3和表4中的参数、有效当量比φ<sub>0</sub> 以及计算的回流区工作压力代人 Driscoll模型表达式 (1)和(3),得到  $A = \left[1 + 0.002 \times (110.29/28.5) \times 0.068^{-1} \times 0.9^{-1}\right]^{-1} = 0.888$ (9)

计算获得基准燃烧室典型状态下的火焰稳定准则数 Da<sub>NP</sub> = 1.142。

步骤3:写出基准燃烧室放大后的准则数Da'<sub>NP</sub>表达式

基准燃烧室尺度放大n倍,凹腔长度 $L' = L'_{RZ} = k_1 L$ ,凹腔深度 $H' = k_2 H$ ,凹腔宽度 $W' = \sqrt{n} W$ ,放大后燃烧室的工作参数仍保持不变。

将表1,表2,表3和表4中的参数和构建的新变 量代人Driscoll模型表达式(1),(3),得到

$$m'_{\rm A} = 0.01 \cdot \rho_{\rm A} \cdot U_{\rm A} \cdot H' \cdot W' = 0.01 \times 0.234 \times 1547.3 \times (k_2 \cdot 28.5) \times (\sqrt{n} \cdot 53.57) \times 10^{-6} = 5.528 \times 10^{-3} k_2 \sqrt{n}$$
(12)

$$m'_{\rm F} = n \cdot m_{\rm F} = 0.3383 \times 10^{-3} \cdot n$$
 (13)

$$\phi_0' = \frac{m_F'}{m_A'} \cdot \frac{1}{r_s} = \frac{0.3383 \times 10^{-3} \cdot n}{5.528 \times 10^{-3} k_2 \sqrt{n}} \cdot \frac{1}{0.068} = \frac{0.9\sqrt{n}}{k_2}$$
(14)

$$A' = \left[1 + 0.002 \times \left(\frac{110.29 \cdot k_1}{28.5 \cdot k_2} \cdot \frac{1}{0.068} \cdot \frac{k_2}{0.9\sqrt{n}}\right)\right]^{-1} = \left(1 + \frac{0.12646 \cdot k_1}{\sqrt{n}}\right)^{-1}$$
(15)

$$\tau'_{\rm NP} = \frac{1.843 \times 10^{-5}}{0.73^2} \Biggl[ \Biggl( 1 + \frac{0.12646 \cdot k_1}{\sqrt{n}} \Biggr)^{-1} \times \frac{(2369 - 1662.6)}{300} \times \frac{0.066}{2} + \frac{1662.6}{300} \Biggr]^{-2} \times \Biggl( \frac{0.35}{1} \Biggr)^{-0.6} \times 0.068^{-1} \times \Biggl( \frac{28.5k_2}{53.57\sqrt{n}} \Biggr) \times 1.0^{-1}$$
(16)  
 $\underline{\&} \, \Xi \, \underline{\chi}(16) \, , \overline{\textcircled{H}}$ 

 $-2^{-2}$ 

× 2

$$\tau'_{\rm NP} = 5.097 \times 10^{-4} \times \frac{k_2}{\sqrt{n}} \times \left[ \frac{0.077704}{1 + \frac{0.12646k_1}{\sqrt{n}}} + 5.542 \right]$$
(17)

$$Da'_{\rm NP} = \left(\frac{28.5 \times 10^{-3}k_2}{1547.3}\right) \times \frac{1}{\tau'_{\rm NP}} = \left(\frac{28.5 \times 10^{-3}k_2}{1547.3}\right) \times \left[\frac{0.077704}{1 + \frac{0.12646k_1}{\sqrt{n}}} + 5.542\right]^2$$
(18)

$$5.097 \times 10^{-4} \times \frac{k_2}{\sqrt{n}}$$

整理式(18),得

$$Da'_{\rm NP} = 0.03626\sqrt{n} \cdot \left(\frac{0.077704}{1 + \frac{0.12646k_1}{\sqrt{n}}} + 5.542\right) (19)$$

步骤4:构建尺度放大准则方程式

保持燃烧室放大后贫燃稳焰能力不变,令式 (19)中的稳焰准则数与典型状态贫燃稳焰准则数相 等,即 $Da'_{NP} = Da_{NP} = 1.142,构建方程式如下$ 

$$Da'_{\rm NP} = 0.03626\sqrt{n} \cdot \left(\frac{0.077704}{1 + \frac{0.12646k_1}{\sqrt{n}}} + 5.542\right)^2 = 1.142$$
(20)

$$k_{1} = \left(\frac{0.077704}{\left(\frac{31.495}{\sqrt{n}}\right)^{0.5} - 5.542} - 1\right)^{2} \cdot \sqrt{n} \cdot \frac{1}{0.12646}$$
(21)

设燃烧室放大倍数分别为n = 2, n = 3, n = 4, $n = 5 倍, 解得凹腔长度L的放大倍数分别为<math>k_1 = -12.239, k_1 = -14.529, k_1 = -16.596, k_1 = -18.45, 均$ 为负值,无有效解,即燃烧室整体放大一定倍数<math>n 后,无法通过调整凹腔长度和深度放大倍数 $k_1 和 k_2$ 使得 贫燃熄火边界保持不变。

3.1.2 富燃分支推导

按照尺度效应分析方法给出的步骤进行富燃分 支推导。 步骤1:选定基准燃烧室典型工作状态

仍然采用表2,表3和表4列出的凹腔稳定器几 何参数、乙烯空气混合物特性参数以及燃烧室典型 工作状态参数。

根据 Driscoll 稳焰模型富燃分支约束,选择有效当量比 $\phi_0 = 9.0 > 1$ 作为富燃供油状态点,结合有效当量比定义,计算凹腔剪切层局部供油量 $m_F$ 如下

$$m_{\Lambda} = 0.01 \cdot \rho_{\Lambda} \cdot U_{\Lambda} \cdot H \cdot W =$$

$$0.01 \times 0.234 \times 1547.3 \times 28.5 \times 53.57 \times 10^{-6} =$$

$$5.528 \times 10^{-3} \text{ kg/s} \qquad (22)$$

$$m_{\text{F}} = \phi_{0} \cdot r_{\text{s}} \cdot m_{\Lambda} = 9.0 \times 0.068 \times 5.528 \times 10^{-3} =$$

$$3.383 \times 10^{-3} \text{ kg/s} \qquad (23)$$

此外, Driscoll 模型中计算稳焰准则数时,还需要回流区工作压力,本文采用二维数值模拟方法计算模型燃烧室同样工作条件下的燃烧流场,燃料喷注 温度为  $T_{\rm F}$  = 300 K,获得回流区工作压力为45kPa,计算方法在后文中一并介绍,在此不展开叙述。

步骤 2:计算基准燃烧室典型工作状态准则数 Da<sub>NP</sub>

将表1,表2,表3和表4中的参数、有效当量比φ<sub>0</sub> 以及计算的回流区工作压力代人 Driscoll模型表达式 (2),(4),(5),(6),得到

$$B = [1 + 5 \times (28.5/110.29) \times 0.068 \times 9.0]^{-1} = 0.558$$
(24)

$$C = 0.066 \times (1 - 0.558)^{-1} = 0.149$$
 (25)

 $D = (110.29/28.5) \times (1 - 0.149)^{-1} \times 9.0 \times 0.025 = 1.024$ (26)

$$\tau_{\rm NP} = \frac{1.843 \times 10^{-5}}{0.73^2} \left[ \left( 0.558 \times \frac{2369 - 300}{300} + \frac{300 - 1662.6}{300} \right) \times 0.149 + \frac{1662.6}{300} \right]^{-2} \cdot \left( \frac{0.45}{1} \right)^{-0.6} \times 1.024^{-1} = 1.844 \times 10^{-6} \, {\rm s}$$
(27)

$$Da_{\rm NP} = \left(\frac{28.5 \times 10^{-3}/1547.3}{1.844 \times 10^{-6}}\right) = 9.988 \quad \left(\phi_0 > 1\right)$$
(28)

计算获得该基准状态下的火焰稳定准则数 Da<sub>NP</sub> = 9.988。

步骤 3:写出基准燃烧室放大后的准则数 Da'<sub>NP</sub>表达式

基准燃烧室尺度放大n倍,凹腔长度
$$L' = L'_{RZ} =$$

(31)

 $k_1 L_{RZ} = k_1 L$ ,凹腔深度 $H' = k_2 H$ ,凹腔宽度 $W' = \sqrt{n} W$ , 放大后燃烧室的工作参数仍保持不变。

将表1,表2,表3和表4中的参数和构建的新变 量代人Driscoll模型表达式(2),(4),(5),(6),得到

$$m'_{\rm A} = 0.01 \cdot \rho_{\rm A} \cdot U_{\rm A} \cdot H' \cdot W' = 0.01 \times 0.234 \times 1547.3 \times (k_2 \cdot 28.5) \times (\sqrt{n} \cdot 53.57) \times 10^{-6} = 5.528 \times 10^{-3} k_2 \sqrt{n}$$
(29)

$$m'_{\rm F} = n \cdot m_{\rm F} = 3.383 \times 10^{-3} \cdot n$$
 (30)

$$\phi'_{0} = \frac{m'_{\rm F}}{m'_{\rm A}} \cdot \frac{1}{r_{\rm s}} = \frac{3.383 \times 10^{-3} \cdot n}{5.528 \times 10^{-3} k_{2} \sqrt{n}} \cdot \frac{1}{0.068} = 9.0 \frac{\sqrt{n}}{k_{2}}$$

$$B' = \left[1 + 5 \times \left(\frac{28.5 \cdot k_2}{110.29 \cdot k_1}\right) \times 0.068 \times 9.0 \cdot \frac{\sqrt{n}}{k_2}\right]^{-1} = \left(1 + 0.791 \cdot \frac{\sqrt{n}}{k_1}\right)^{-1}$$
(32)

$$C' = 0.066 \times \left[ 1 - \left( 1 + 0.791 \cdot \frac{\sqrt{n}}{k_1} \right)^{-1} \right]^{-1} = 0.066 + 0.0834 \cdot \frac{k_1}{\sqrt{n}}$$
(33)

$$D' = \frac{110.29k_1}{28.5k_2} \times \left[ 1 - \left( 0.066 + 0.0834 \cdot \frac{k_1}{\sqrt{n}} \right) \right]^{-1} \times 9.0 \frac{\sqrt{n}}{k_2} \times 0.025$$
(34)

整理式(34),得

$$\frac{1}{D'} = \left(\frac{1.072}{k_1 \cdot \sqrt{n}} - \frac{0.0958}{n}\right) \cdot k_2^2 \tag{35}$$

$$\tau'_{\rm NP} = \frac{1.843 \times 10^{-5}}{0.73^2} \cdot \left\{ \left[ \left( 1 + 0.791 \cdot \frac{\sqrt{n}}{k_1} \right)^{-1} \cdot \frac{2369 - 300}{300} + \frac{300 - 1662.6}{300} \right] \cdot \left( 0.066 + 0.0834 \cdot \frac{k_1}{\sqrt{n}} \right) + \frac{1662.6}{300} \right\}^{-2}.$$

$$\frac{300}{\left(\frac{0.45}{1}\right)^{-0.6}} \cdot \left(\frac{1.072}{k_1 \cdot \sqrt{n}} - \frac{0.0958}{n}\right) \cdot k_2^2$$
(36)

整理式(36),得  

$$\tau'_{NP} = 5.585 \times 10^{-5} \times \left[ \frac{0.196 \times (k_1/\sqrt{n})^2 + 5.397 \cdot (k_1/\sqrt{n}) + 4.146}{(k_1/\sqrt{n}) + 0.791} \right]^{-2} \cdot \left( \frac{1.072}{(k_1/\sqrt{n})} - 0.0958 \right) \cdot \frac{k_2^2}{n}$$
(37)  
最后,获得

$$Da'_{\rm NP} = \left(\frac{H'/U_{\rm A}}{\tau'_{\rm NP}}\right) = \frac{\left(\frac{28.5 \times 10^{-3}k_2}{1547.3}\right)}{5.585 \times 10^{-5} \times \left[\frac{0.196 \times \left(k_1/\sqrt{n}\right)^2 + 5.397\left(k_1/\sqrt{n}\right) + 4.146}{\left(k_1/\sqrt{n}\right) + 0.791}\right]^{-2} \cdot \left(\frac{1.072}{\left(k_1/\sqrt{n}\right)} - 0.0958\right) \cdot \frac{k_2^2}{n}}{(38)}$$

整理式(38),得

$$Da'_{\rm NP} = \frac{0.3298 \cdot k_2^3}{n} \cdot \left( \frac{0.196 \times \left(k_1 / \sqrt{n}\right)^2 + 5.397 \left(k_1 / \sqrt{n}\right) + 4.146}{\left(k_1 / \sqrt{n}\right) + 0.791} \right)^2 \cdot \left( \frac{1.072}{\left(k_1 / \sqrt{n}\right)} - 0.0958 \right)$$
(39)

步骤4:构建尺度放大准则方程式

保持燃烧室放大后富燃稳焰能力不变,令式

(39)中稳焰准则数与典型状态富燃稳焰准则数相等,即 $Da'_{NP} = Da_{NP} = 9.988,构建方程式如下$ 

$$Da'_{\rm NP} = \frac{0.3298 \cdot k_2^3}{n} \cdot \left( \frac{0.196 \times \left(k_1 / \sqrt{n}\right)^2 + 5.397 \left(k_1 / \sqrt{n}\right) + 4.146}{\left(k_1 / \sqrt{n}\right) + 0.791} \right)^2 \cdot \left( \frac{1.072}{\left(k_1 / \sqrt{n}\right)} - 0.0958 \right) = 9.988$$

$$(40)$$

解方程(40),得

$$k_{2} = \left[ \frac{30.285n}{\left(\frac{0.196 \times \left(k_{1}/\sqrt{n}\right)^{2} + 5.397\left(k_{1}/\sqrt{n}\right) + 4.146}{\left(k_{1}/\sqrt{n}\right) + 0.791}\right)^{2} \cdot \left(\frac{1.072}{\left(k_{1}/\sqrt{n}\right)} - 0.0958\right)} \right]^{1/3}$$
(41)

依据式(41)可以直接获得燃烧室不同放大倍数 n时,在保持富燃稳焰能力不变的前提下,凹腔长度L 和凹腔深度H的放大规则,具体计算结果见图4;图4 显示了燃烧室放大 $n = 2 \cong n = 5$ 倍,且保持富燃稳焰 能力不变时,凹腔长度L放大倍数 $k_1$ 与凹腔深度H放 大倍数 $k_2$ 的对应关系;仔细观察图4中的各条曲线, 均存在 $k_1 \approx k_2$ 的点,将这些点对应的数值及相应的 燃烧室放大倍数列出,形成典型的一组放大规则如 表5所示,综合考虑 $k_1, k_2$ 和n的关系,可归纳获得凹 腔近似放大准则 $k_1 \approx k_2 \approx n^{1/4}$ ,同时,在图4中将符合 此准则的点用红色箭头线连接,作为凹腔放大的典 型准则线。



Fig. 4 Magnifying rules for cavity of combustor

Table 5 Typical magnifying rules for cavity of combustorunder the condition of  $k_1 \approx k_2$ 

n	2	3	4	5
$k_1$	1.2	1.3	1.4	1.5
$k_2$	1.211	1.329	1.429	1.517

3.1.3 准则综合分析

(1) 准则整体有效性

上述推导过程中提到的贫燃与富燃是针对凹腔 剪切层局部当量比定义的,并不是指燃烧室的总当 量比,考虑实际燃烧室的工作条件,尤其是凹腔前喷 注燃料时,凹腔剪切层局部富油的状态恰好占大多数,因此,虽然贫燃分支和富燃分支的理论推导结果无"对称性",但基于Driscoll模型富燃分支推导获得的放大准则,与贫燃分支相比较,更具有实际意义,一定程度上是整体有效的。

(2) 准则的适用范围

基于目前认识,本文凹腔放大准则的适用范围, 包含以下要点:一是由于推导的基础是 Driscoll 凹腔 稳焰模型,因此,准则至少要在前文所述的该模型适 用范围内应用;二是,凹腔必须工作于剪切层稳焰模 式;三是,归纳准则表达式的数据范围是燃烧室放大 倍数5倍以内,因此,准则暂在燃烧室放大倍数小于5 倍时应用。

### 3.2 准则验证

选择实际中常用的燃烧室整体放大两倍的情况,对凹腔放大准则进行初步验证,构建一组燃烧室 几何模型,包括基准燃烧室、凹腔准则放大燃烧室以 及等比放大燃烧室,在典型状态下进行燃烧流场计 算,提取压力、温度、马赫数特征参数进行对比;如果 流场参数具有以下特点,即燃烧室凹腔按准则放大 后,与基准燃烧室相比,该参数保持了较好的相似 性,按等比放大后该参数有较大变化,则理论分析获 取的准则至少在一定范围内有效。

# 3.2.1 计算方法校核

选择课题组"并联凹腔双边扩张对称型燃烧室" 的典型燃烧试验作为校核基准,燃烧室基本构型如 图 5 所示,其中,凹腔长度 L=125mm,凹腔深度 H= 25mm,后缘倾角θ=40°;燃烧室试验时入口马赫数 Ma=3.0,入口静压p<sub>s</sub>=42854Pa,总温T<sub>i</sub>=1663K;燃料采 用乙烯燃料,喷注截面为f<sub>i</sub>,距离凹腔前缘85mm,喷 注压力p<sub>i</sub>=4.3MPa,总当量比φ=0.8;试验采用压力传 感器和高速摄影机分别测量了燃烧室壁面沿程压力



Fig. 5 Schematic diagram of the combustor with parallel cavity

分布以及时间平均火焰图像,用于与数值计算结果 进行对比。

由于二维数值计算将离散的喷注孔简化为等面 积的长缝,计算的燃烧室凹腔前压力分布与试验必 然存在一定的差异,再考虑到凹腔稳焰尺度效应验 证重点关注凹腔局部的燃烧流场特征,因此,数值计 算仅与凹腔局部压力分布进行对比,凹腔局部压力 测点为*P*<sub>1</sub>,*P*<sub>2</sub>和*P*<sub>3</sub>,距离燃烧室进口距离分别为 1000mm,1030mm,1070mm。

针对上述燃烧室建立二维数值计算模型,采用 FLUENT 商用软件进行求解,选择  $k-\omega$  SST 湍流模型、 层流有限速率燃烧模型,具体求解条件设置为密度 基定常计算、隐式差分格式,空间离散化采用Green-Gauss Cell Based 方法。图 6显示了凹腔无量纲压力 分布对比,图7显示了凹腔附近区域温度和火焰形态 对比。第一,释热与流道匹配后的凹腔局部压力是 数值模拟有效性的重要判断准则,结果表明,凹腔平 均压力计算值与试验值相差约8.0%,说明局部压力 模拟正确;第二,高速摄影火焰图像与计算的温度分 布体现了相似性,燃料射流尾迹和凹腔为高温区域, 而且射流尾迹温度高于凹腔温度,火焰形态模拟正 确;此外,图7(b)中的温度分布呈现出非对称的特 征,是由于燃料喷注射流后的分离区具有非对称发 展的特性,相应的引起了射流穿透深度的非对称性, 穿透深度大的一侧燃烧强度高,使另一侧受到抑制。 综合上述分析,采用的二维数值计算方法可以用于 凹腔稳焰尺度效应的初步验证。

3.2.2 准则计算验证

(1)几何模型

图 8 所示为用于验证凹腔放大准则的燃烧室计 算模型。基准燃烧室(Combustor A),作为燃烧室尺 度放大的参考基准;凹腔准则放大燃烧室(Combustor B),在基准燃烧室基础上,流量放大n = 2倍,燃烧室 长度、高度整体放大 $\sqrt{n} = \sqrt{2} \approx 1.4$ 倍,凹腔长度和



Fig. 6 Pressure distribution on the combustor cavity

深度按照获得的放大准则 $k_1 \approx k_2 \approx n^{1/4} \approx 2^{1/4} \approx 1.2$ 进行放大,即各放大1.2倍;等比放大燃烧室(Combustor C)在基准燃烧室基础上,流量放大n = 2倍,燃 烧室长度、高度整体放大 $\sqrt{n} = \sqrt{2} \approx 1.4$ 倍,同时,凹 腔长度和深度也放大 $\sqrt{n} = \sqrt{2} \approx 1.4$ 倍。

(2)计算状态

来流状态:马赫数 Ma=3.08,来流静压  $p_s=$ 42854Pa,总温  $T_i=1662$ K;喷注参数:喷注总压  $p_i=$ 1.0MPa,喷注静压  $p_s=0.5$ MPa,喷注静温  $T_s=300$ K;喷注的组分参数:乙烯质量分数 0.15,氧气质量分数 0.1981,氮气质量分数 0.6519;燃烧室总当量比为  $\Phi=$ 0.068(对应 Driscoll模型,有效当量比 $\phi_0 = 9.0$ ,为凹腔剪切层局部富油状态),此时,虽然整体上燃烧室处于贫油状态,但凹腔剪切层处于局部富油状态,因此,可以在此状态下验证基于 Driscoll模型富燃分支推导的凹腔放大准则。

(3)计算结果

对上述燃烧室的燃烧流场计算结果进行综合对 比分析,具体参见图 9~图 11,图 9的横坐标 X/L 为沿 凹腔封口线的无量纲位置坐标。结果表明,基准燃 烧室、凹腔准则放大燃烧室和等比放大燃烧室的整 体温度分布、整体马赫数分布均保持了很好的相似 性,未体现出明显的尺度效应;但是,凹腔区域的压 力分布显示了较明显的尺度效应特征,对于凹腔准

1717 2773

1.10 1.15 1.20 1.25



(b) Temperature distribution on the combustor cavity by calculations

Fig. 7 Comparison of between experimental and CFD results

则放大燃烧室(Combustor B),凹腔封口线a-b压力分 布与基准燃烧室(Combustor A)非常接近,凹腔中部



(Combustor scaled to be 1.4 of benchmark combustor and cavity scaled to be 1.4 of benchmark cavity, n=2,  $k_1=1.4$ ,  $k_2=1.4$ )





Fig. 9 Pressure distribution on the combustor cavity a-b line



压力仅相差0.9%;对于等比放大燃烧室(Combustor C), 凹腔封口线 a-b 压力与基准燃烧室(Combustor A)差异较大,凹腔中部压力相差约3.6%;因此,在凹 腔燃烧压力方面,较明显的体现了尺度效应,在一定 程度上验证了理论分析获得的凹腔放大准则  $k_1 \approx k_2 \approx n^{1/4}$ 是有效的。



Fig. 11 Contours of temperature on the combustor

#### 论 4 结

基于 Driscoll 凹腔稳焰模型,针对凹腔前喷注的 单凹腔矩形截面燃烧室,对超声速燃烧火焰稳定尺 度效应进行了研究,得到以下结论:

(1)燃烧室放大一定倍数n后,无法通过调整凹 腔长度和深度放大倍数 k1 和 k2 使得贫燃熄火边界保 持不变;根据贫燃分支条件下的准则方程式,求解获 得的结果均为负值,无有效解,因此,不存在相应的 凹腔放大准则。

(2)燃烧室放大一定倍数n后,可以通过调整凹 腔长度和深度放大倍数k1和k2使得富燃熄火边界保 持不变;根据富燃分支条件下的准则方程式,求解获 得了凹腔放大准则图谱,并分析归纳了凹腔放大近 似准则 $k_1 \approx k_2 \approx n^{1/4}$ 。考虑实际燃烧室的工作条件, 尤其是凹腔前喷注燃料时,凹腔剪切层局部富油的 状态恰好占大多数,因此,基于富燃分支获得的准则 与贫燃分支相比较,更具有实际意义,一定程度上是 整体有效的。

(3)选择实际中常用的燃烧室整体放大两倍的 情况,采用二维数值计算方法对获得的凹腔放大近 似准则进行了验证,针对基准燃烧室、凹腔准则放大 燃烧室、等比放大燃烧室的燃烧流场计算结果表明, 凹腔准则放大燃烧室的凹腔压力分布与基准燃烧室 非常接近,凹腔中部压力仅相差0.9%,等比放大燃烧 室的凹腔压力分布与基准燃烧室差异较大,凹腔中 部压力相差约3.6%,凹腔区域压力分布显示了较明 显的尺度效应特征,在一定程度上验证了凹腔放大 准则的有效性。

本文基于已有稳焰模型对凹腔稳焰尺度效应进 行了理论分析,探索了研究火焰稳定尺度效应问题 的一条可能的技术途径;关于尺度效应准则,在二维 CFD计算初步验证的基础上,后续需要采用三维CFD 计算并结合实验方法,对准则及其适用范围做更进 一步的验证,分析尺度效应规律在三维流动条件下 的具体表现形式。

# 参考文献

- [1] 王振国.超声速气流中的火焰稳定与传播[M].北 京:科学出版社,2015.
- Gruber M R, Baurle R A, Mathur T, et al. Fundamental Studies of Cavity-Based Flameholder Concepts for Supersonic Combustors [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(1): 146-153.
- [3] Ben Yakar A, Hanson R K. Cavity Flame-Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjets: An Overview
   [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(4): 869-877.
- Gruber M R, Donbar J M, Carter C D, et al. Mixing and Combustion Studies Using Cavity-Based Flameholders in a Supersonic Flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(5): 769-778.
- [5] Rasmussen C C, Driscoll J F, Carter C D, et al. Characteristics of Cavity-Stabilized Flames in a Supersonic Flow
   [J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21(4): 765-768.
- [6] 孙明波.超声速来流稳焰凹腔的流动及火焰稳定机制研究[D].长沙:国防科学技术大学,2008.
- [7] Wang H B, Wang Z G, Sun M B, et al. Combustion Characteristics in a Supersonic Combustor with Hydrogen Injection Upstream of Cavity Flameholder [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(2): 2073-

2082.

- [8] Sun M B, Zhang S P, Han X, et al. Parametric Experimental and Numerical Study on Mixing Characteristics in a Supersonic Combustor with Gaseous Fuel Injection Upstream of Cavity Flamehoders [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2010, 224(5): 527-540.
- [9] Wang H B, Wang Z G, Sun M B, et al. Numerical Study on Supersonic Mixing and Combustion with Hydrogen Injection Upstream of a Cavity Flameholder [J]. Heat and Mass Transfer, 2014, 50(2): 211-223.
- [10] Sun M B, Wu H Y, Fan Z Q, et al. Flame Stabilization in a Supersonic Combustor with Hydrogen Injection Upstream of Cavity Flame Holder: Experiments and Simulations[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2011, 225(12): 1351-1365.
- Wang H B, Wang Z G, Sun M B, et al. Experimental and Numerical Investigation of Cavity-Based Supersonic Flow and Combustion [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2014, 228(5): 781-798.
- [12] Micka D J, Driscoll J F. Combustion Characteristics of a Dual-Mode Scramjet Combustor with Cavity Flameholder
   [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32 (2): 2397-2404.
- [13] Le J L, Yang S, Wang X, et al. Analysis and Correlation of Flame Stability Limits in Supersonic Flow with Cavity Flameholder[R]. AIAA 2012-5948.
- [14] Wang H B, Wang Z G, Sun M B, et al. Combustion Modes of Hydrogen Jet Combustion in a Cavity-Based Supersonic Combustor [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2013, 38(27): 12078-12089.
- [15] James F Driscoll, Chadwick C Rasmussen. Correlation and Analysis of Blowout Limits of Flames in High-Speed Airflows[J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21 (6): 1035-1044.
- [16] 王振国,杨揖心,梁剑寒,等.超声速气流中稳焰凹 腔吹熄极限分析与建模[J].中国科学:技术科学, 2014,44(9):961-972.
- [17] Stephen R Turns. 燃烧学导论:概念与应用(第3版)
   [M].姚强,李水清,王 宇,译.北京:清华大学 出版社,2015.

(编辑:梅 瑛)