

文章编号:1000-8055(2011)03-0576-06

## 氢燃料双模态燃烧室模态转换

刘 昊, 宋文艳, 王 靛

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

**摘 要:** 为研究双模态燃烧室的模态转换规律,采用计算流体动力学(CFD)方法,对氢燃料模型燃烧室在不同当量油气比、飞行马赫数、燃料喷射方式下的流场进行了数值模拟,并与试验结果进行对比,两者相互吻合。研究表明:当量油气比提高、飞行马赫数降低及双面喷射燃料均使燃烧室更趋于亚燃工作模式。

**关 键 词:** 双模态燃烧室; 模态转换; 氢燃料; 数值模拟; 超燃冲压发动机

**中图分类号:** V231.2

**文献标识码:** A

### Investigation of mode transition in a dual mode supersonic combustor with hydrogen fuel

LIU Hao, SONG Wen-yan, WANG Dian

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** To investigate the mode transition in the dual mode combustor, using the method of computational fluid dynamics (CFD), numerical simulation of hydrogen-fueled combustor flow field was conducted at different equivalence ratios, flying Mach numbers and fuel injection modes. The simulation results are found to agree well with the experimental data. Results show that increase of equivalence ratio and reduction of flying Mach number along with two-sides injection make the combustor tend to work in sub-combustion mode.

**Key words:** dual mode combustor; mode transition; hydrogen fuel; numerical simulation; scramjet

双模态超燃冲压发动机是指在同一发动机内既能实现亚声速燃烧,又能实现超声速燃烧的冲压发动机。它结合了亚燃和超燃冲压发动机在不同飞行马赫数下的性能优势,可以在比较宽广的飞行马赫数范围内工作,具有良好的工作性能和广阔的应用前景。双模态燃烧室是双模态超燃冲压发动机中最主要的部件,而模态转换又是双模态燃烧室的一个关键技术难点,如何在不同来流条件下,通过调整释热规律实现双模态燃烧室模态转换,并且保证燃烧室工作稳定以及性能优越一直是研究者们所追求的目标。

1963 年, Dash 等和 Billig 提出双模态超燃冲

压发动机的概念,他们用理论分析方法,阐明在同一几何形状的发动机内,可以实现超声速燃烧和亚声速燃烧两种模态,并提出了转换条件<sup>[1-2]</sup>。Part 和 Heiser 利用了  $H \sim K$  图( $H$  为热能,  $K$  为动能)对隔离段与燃烧室的相互作用过程进行了分析研究<sup>[3]</sup>,结果表明,为了在无几何喉道的双模态燃烧室中产生亚燃模态,必须在燃烧室内形成热力学喉道,通过面积和放热规律的变化均可实现双模态燃烧室的模态控制。

Vinogradov 等对双模态燃烧室进行了试验研究,着重讨论了燃烧室的几何形状、喷嘴位置、燃料的喷射方式和喷射量、点火及火焰稳定性等

收稿日期:2010-02-26; 修订日期:2010-04-13

作者简介:刘昊(1984—),男,陕西蓝田人,博士生,研究领域为高超声速推进及超声速燃烧技术, E-mail: ganeland@163.com

方面的问题,研究发现对应于不同的飞行马赫数,具有扩张形的双模态燃烧室可通过改变燃料的喷射位置及喷射量来分别实现亚声速燃烧模态或超声速燃烧模态<sup>[4-7]</sup>. Emami 等对双模态发动机的进气道、隔离段和燃烧室的相互影响作用进行了试验研究<sup>[8]</sup>,得出了双模态超燃冲压发动机燃烧室内压力变化与进气道和隔离段的相互关系. Sullins 等基于直连式试验系统,在保持燃烧室进口总压不变的情况下,通过改变加热器总温,成功地模拟了双态燃烧室从亚燃到超燃的转变过程<sup>[9]</sup>.

Abdel-Salam 等利用 Fluent 软件对不同当量比下的双模态燃烧室内流场进行了二维数值计算,并对不同计算状态下燃烧室的燃烧效率和推力性能进行了对比研究<sup>[10]</sup>. Bezgin 等对氢燃料双模态燃烧室进行了二维数值模拟<sup>[11]</sup>,结果显示在燃烧室前段由于存在正激波链结构系,使气流从超声速转变成亚声速,燃烧室后段(即扩张段)又从亚声速转变成超声速. Jourden 等利用包含化学反应和湍流在内的三维计算软件 MSD 对 ONERA 设计的带支板的双模态燃烧室进行了试验前的数值模拟<sup>[12]</sup>,研究了飞行马赫数 4~7.5 条件下燃烧室各燃烧模态的特性,计算结果表明附面层中的分离流动对双模态燃烧室的设计非常重要,在数值模拟中分离流动对湍流模型和燃烧模型较为敏感. Bhagwandin 等利用 Wind-US 求解器对维吉尼亚大学所进行的氢燃料双模态燃烧室直连式试验进行了计算<sup>[13]</sup>,结果显示在相同的来流进口条件下,通过调整氢燃料油气比,可以分别得到亚燃模态和超燃模态.

本文对西北工业大学氢燃料双模态燃烧室模型,开展不同工作状态下的燃烧室流场数值模拟,并对不同工作状态下燃烧室工作模态与流场特性之间的相互关系进行了分析研究.

## 1 数值方法与计算模型

程序采用 MacCormack 预估-校正显式时间分裂法求解二维 Navier-Stokes 方程;选取 Baldwin-Lomax 代数湍流模型<sup>[14]</sup>来计算流场的湍流黏性系数;化学反应动力学模型选取文献<sup>[15]</sup>中所给的  $H_2/O_2$  五组分二反应步有限速率模型;计算中考虑工质变比热容的影响.

计算选取西北工业大学氢燃料双模态燃烧室模型(见图 1),在双模态燃烧室内上下壁面共设有 4 处喷嘴,图 1 标出了各喷嘴的位置和编号,所

有喷嘴均采用垂直壁面喷射.

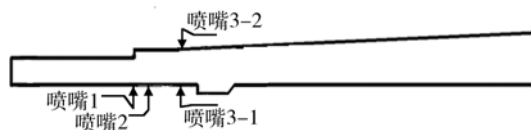


图 1 双模态燃烧室示意图

Fig. 1 Schematic of the dual mode combustor

图 2 给出了双模态燃烧室的计算网格,网格用商用软件 GRIDGEN 绘制,采用代数法产生,并在燃烧室进出口、壁面、突扩台阶、凹槽、以及喷嘴处进行了加密,网格节点数约 8 万.

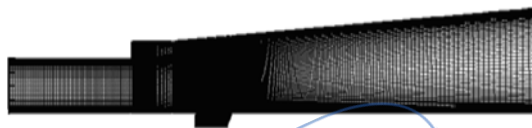


图 2 双模态燃烧室网格

Fig. 2 Computational grids of the dual mode combustor

## 2 数值方法验证

选取西北工业大学氢燃料双模态燃烧室一个试验状态开展燃烧室流场数值模拟,并将计算结果与试验数据相对比,以验证计算方法的适用性. 计算中,边界条件取法如下:进口边界,给定来流总温、总压、静压;出口边界,核心区为超声速流动,对原始变量采用一阶精度外推,在近壁面的亚声速区域给定反压,其他参数仍采用一阶精度外推;壁面边界,采用无滑移、绝热、完全非催化及零压力梯度壁面条件;氢喷嘴出口边界,给定喷射总温、总压以及马赫数. 试验中燃烧室入口气流参数如下:总温  $T^* = 950\text{ K}$ 、总压  $p^* = 780\text{ kPa}$ ,  $Ma = 1.97$ , 油气比 0.68. 试验与计算中燃料均从图 1 中喷嘴 2 处喷射.

图 3 给出了数值模拟与试验得到的双模态燃烧室上、下壁面相对压力的分布对比,从图上可看出试验和计算得到的结果吻合较好,这说明了本文所使用的计算程序对模拟氢燃料双模态燃烧室流场是适用的.

## 3 双模态燃烧室模态转换数值模拟结果与分析

开展了三组相同燃烧室进口条件以及相同燃料喷射位置,不同当量油气比的对比计算. 表 1 给出各计算状态燃烧室的计算条件. 其中计算状态 C0-1 为飞行马赫数  $Ma_{in} = 4$  (燃烧室进口总温为

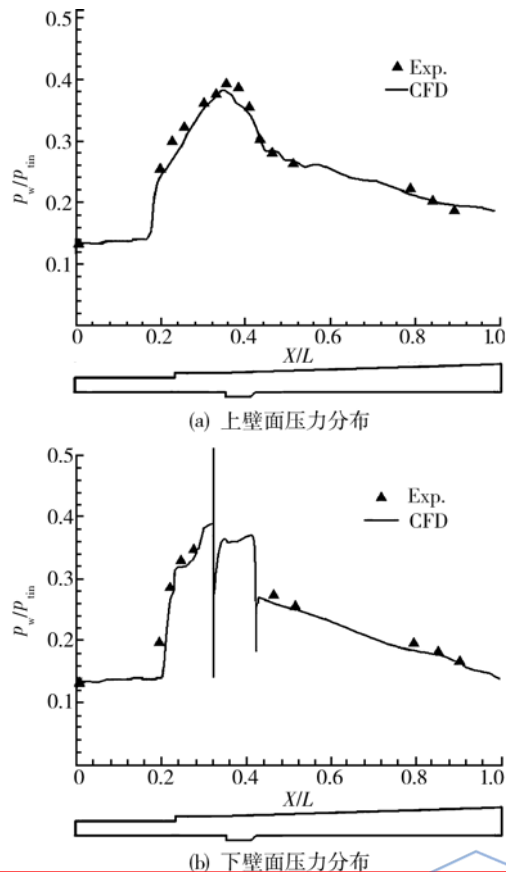


图3 燃烧室壁面压力分布对比  
Fig.3 Combustor wall pressure distribution comparison

900 K、总压为 700 kPa、马赫数为 1.8) 时冷流状态; 计算状态 C1-1~C1-3 对应飞行马赫数为 4 时燃烧室进口状态, 在喷嘴 1 处垂直壁面喷射燃料, 对应的氢燃料当量油气比分别为 0.2, 0.4, 0.6. 计算状态 C2-1~C2-4 对应飞行马赫数为 4 时燃烧室进口状态, 在喷嘴 3-1 和 3-2 处等量垂直喷射燃料, 对应氢燃料总当量油气比分别为 0.2, 0.3, 0.4, 0.5. 计算状态 C3-1~C3-4 对应飞行马赫数为 6 (燃烧室进口总温为 1 650 K、总压为 2 600 kPa、马赫数为 2.5) 时燃烧室进口状态, 在喷嘴 3-1 和 3-2 处等量垂直喷射燃料, 对应氢燃料总当量油气比分别为 0.4, 0.6, 0.8, 1.0. 计算中, 边界条件取法与数值方法验证一节相同.

### 3.1 计算状态 C1-1~C1-3 结果与分析

图 4 给出了计算状态 C0-1 与 C1-1~C1-3 得到的密度等值线. 当量油气比为 0.2 和 0.4 时, 由于隔离段出口的突扩台阶以及燃烧引起的反压影响, 在隔离段出口处形成了比较复杂的波系结构, 油气比越高波系越强烈; 当量油气比提高到 0.6 时, 随着放热量的提高, 燃烧产生的扰动进一步增强, 此时在隔离段的前部已形成正激波链结构. 这说明在相同的来流条件和燃料喷射位置时, 随着当量油气比的提高, 燃烧引起的扰动激波链结构更强烈, 并且激波链结构更靠近燃烧室的上游.

表 1 双模态燃烧室计算条件

Table 1 Computational conditions of dual mode combustor

| $T^* = 900 \text{ K}$ , 总压 $p^* = 700 \text{ kPa}$ , $Ma = 1.8$ |        |                  |        | $T^* = 1650 \text{ K}$ , 总压 $p^* = 2600 \text{ kPa}$ , $Ma = 2.5$ |        |
|-----------------------------------------------------------------|--------|------------------|--------|-------------------------------------------------------------------|--------|
| 喷嘴 1 供油                                                         |        | 喷嘴 3-1, 3-2 等量供油 |        | 喷嘴 3-1, 3-2 等量供油                                                  |        |
| 编号                                                              | 总当量油气比 | 编号               | 总当量油气比 | 编号                                                                | 总当量油气比 |
| C0-1                                                            | 0      | C2-1             | 0.2    | C3-1                                                              | 0.4    |
| C1-1                                                            | 0.2    | C2-2             | 0.3    | C3-2                                                              | 0.6    |
| C1-2                                                            | 0.4    | C2-3             | 0.4    | C3-3                                                              | 0.8    |
| C1-3                                                            | 0.6    | C2-4             | 0.5    | C3-4                                                              | 1.0    |

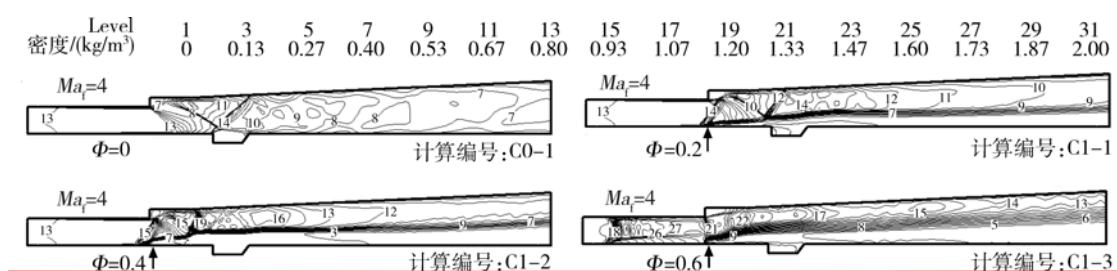


图 4 双模态燃烧室密度等值线图(C0-1, C1-1~C1-3)

Fig.4 Density contours of dual mode combustor (C0-1, C1-1~C1-3)

图5给出了计算状态C0-1, C1-1~C1-3超声速区域马赫数等值线图。可看出,随着当量油气比的提高,流场内马赫数分布呈下降趋势。当量油气比为0.2和0.4时,在等直段燃烧室以后,靠近下壁面的某些燃烧区域,气流已变为亚声速,并且当量油气比为0.4时,亚声速区域要明显大于0.2的计算状态,但是在这两个状态下燃烧室主流均为超声速,燃烧室内无热力学喉道形成,可认为双模态燃烧室工作在超燃模态;当量油气比提高到0.6时,在隔离段前部出现了明显的正激波链结构,超声速气流经过正激波链后变为亚声速,并在流经等直段燃烧室由面积和放热综合作用所形成的热力学喉道后重新变为超声速。

### 3.2 计算状态C2-1~C2-4结果与分析

图6给出了计算状态C2-1~C2-4得到的密度等值线。该计算状态采用双面喷射,相对于单面

喷射提高了燃烧效率和放热量,与上节的计算比较可以看出,在相同的总当量油气比情况下,燃烧更剧烈,并且扰动激波链更靠近燃烧室的上游。当量油气比为0.2时,扰动激波链位于等直段燃烧室;当量油气比为0.3时,扰动激波链位于隔离段出口处;当量油气比为0.4时,扰动激波链位于隔离段的中后部;当量油气比提高到0.5时,扰动激波链已位于隔离段的前部。

图7给出了计算状态C2-1~C2-4得到的超声速区域马赫数等值线图。由图可看出,当量油气比为0.2和0.3时,燃烧室内主流仍保持为超声速,但在当量油气比为0.3时,在等直段燃烧室的中部截面上主流马赫数已非常接近声速;当量油气比为0.4时,在等直段燃烧室已出现了亚声速截面,并在凹槽后部形成热力学喉道,气流通过热力学喉道重新变为超声速,可认为此时燃烧室已

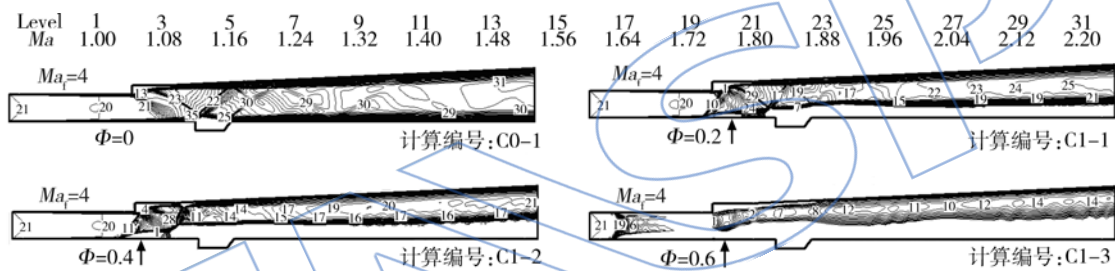


图5 双模态燃烧室超声速区域马赫数等值线图(C0-1, C1-1~C1-3)

Fig. 5 Mach number contours of dual mode combustor where flow is supersonic (C0-1, C1-1~C1-3)

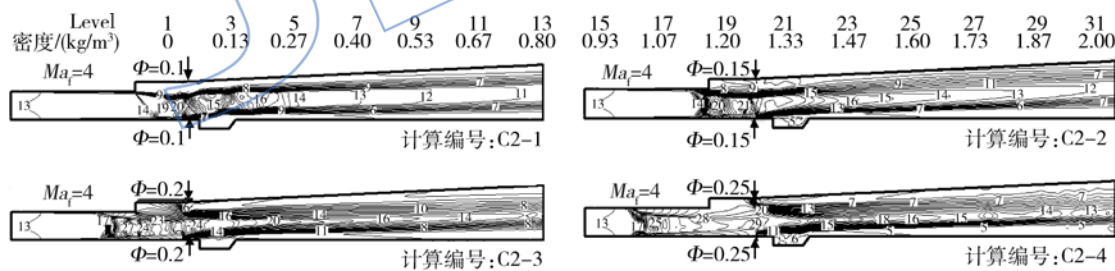


图6 双模态燃烧室密度等值线(C2-1~C2-4)

Fig. 6 Density contours of dual mode combustor (C2-1~C2-4)

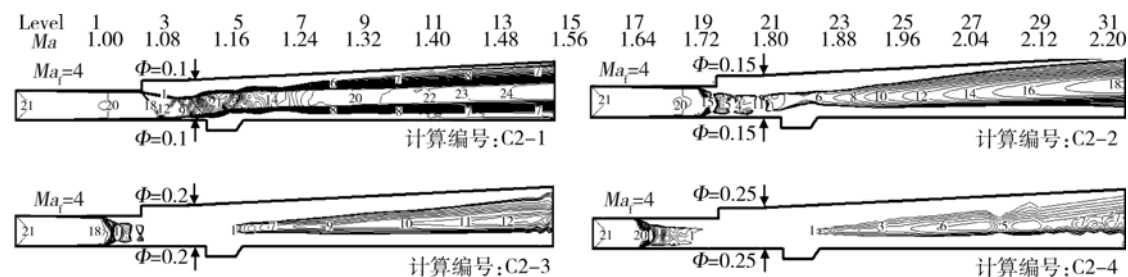


图7 双模态燃烧室超声速区域马赫数等值线(C2-1~C2-4)

Fig. 7 Mach number contours of dual mode combustor where flow is supersonic (C2-1~C2-4)

工作在亚燃模态;当量油气比提高到0.5时,燃烧室内亚声速区域扩大,马赫数进一步降低,在隔离段出口截面主流已变为亚声速.从上面的计算结果可以看出,在相同的燃烧室进口条件和燃料喷射方式时,通过提高当量油气比可以使燃烧室的工作模态从超燃模态向亚燃模态转变,当量油气比越高,燃烧室工作在亚燃模态的趋势越明显.

### 3.3 计算状态 C3-1~C3-4 结果与分析

图8给出了计算状态 C3-1~C3-4 得到的密度等值线.由图可看出,当量油气比为0.4和0.6时,在等直段燃烧室由于燃烧波、膨胀波和压缩波的交互作用形成了比较复杂的波系结构.当量油气比为0.8和1.0时,在隔离段内形成了激波链结构;当量油气比为0.8时,激波链结构位于隔离段的中部;当量油气比为1.0时,激波链结构已位

于隔离段的前部.对比飞行马赫数为4的计算结果可看出,在飞行马赫数为4时,在隔离段内形成的激波链结构相对要短,强度要高,而在飞行马赫数为6时,可以明显地看到隔离段内的链式结构.

图9给出了计算状态 C3-1~C3-4 得到的超声速区域马赫数等值线图.由图可看出,随着当量油气比的提高,双模态燃烧室内马赫数分布呈下降趋势,亚声速区域也逐渐扩大,但即使在当量油气比为1.0的计算状态时,燃烧室内主流均保持为超声速,可认为在各计算状态下双模态燃烧室均工作在超燃模态.对比飞行马赫数为4的计算状态计算结果,说明在相同供油规律下,随着飞行马赫数的增加,燃烧室工作在超燃模态的趋势越明显.

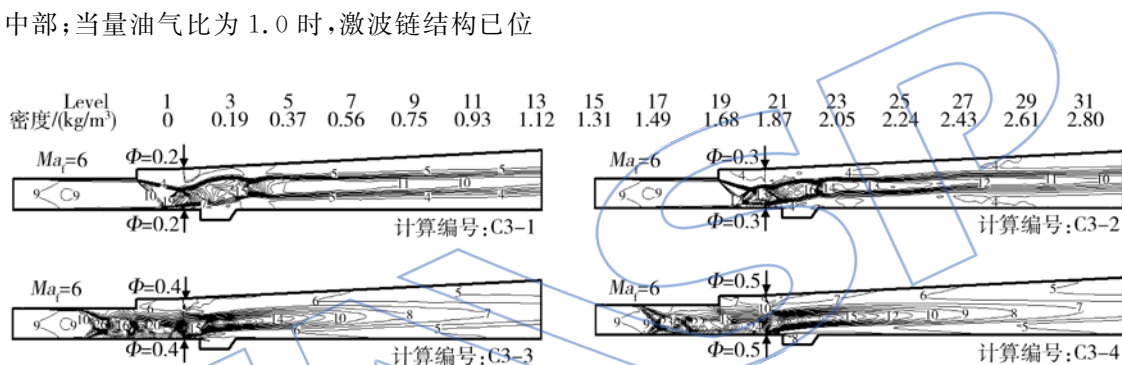


图8 双模态燃烧室密度等值线(C3-1~C3-4)

Fig. 8 Density contours of dual mode combustor (C3-1~C3-4)

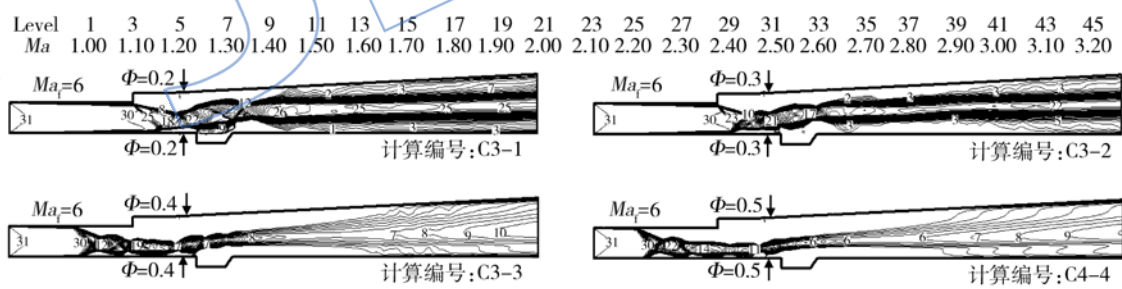


图9 双模态燃烧室超声速区域马赫数等值线(C3-1~C3-4)

Fig. 9 Mach number contours of dual mode combustor where flow is supersonic (C3-1~C3-4)

## 4 结论

对西北工业大学氢燃料双模态燃烧室模型,开展不同当量油气比、飞行马赫数、燃料喷射方式下的流场的数值模拟研究,并与试验结果进行对比,研究发现:

1) 在相同的燃烧室进口条件和燃料喷射方式条件下,通过提高当量油气比可以使燃烧室的工作模态从超燃模态向亚燃模态转变,当量油气

比越高,燃烧室工作在亚燃模态的趋势越明显.

2) 在相同供油规律下,随着飞行马赫数的增加,燃烧室工作在超燃模态趋势越明显.

3) 在相同的总当量油气比下,双面喷射相对于单面喷射来说,燃烧更剧烈,扰动激波链更靠近燃烧室的上游,燃烧室工作在亚燃模态趋势更明显.

4) 隔离段在一定程度上可以防止燃烧室内燃烧引起的压力升高对进气道的扰动,并有助于

模态转换。

## 参考文献:

- [1] Dash S, Guidice P D. Analysis of supersonic combustion flow fields with embedded subsonic regions[R]. NASA CR2 112223, 1972.
- [2] Billig F S. Design of supersonic combustors based on pressure-area fields[R]. Symposium (International) on Combustion, 1967, 11(1): 755-769.
- [3] Part D T, Heiser W H. Isolator-combustor interaction in a dual mode scramjet engine [R]. AIAA 93-0358, 1993.
- [4] Vinogradov V, Grachev V, Petrov M. Experimental investigation of 2D dual mode scramjet with hydrogen fuel at Mach 4-6 [R]. AIAA 90-5269, 1990.
- [5] Vinogradov V A, Kobigsky S A, Petrov M D. Experimental investigation of kerosene fuel combustion in supersonic flow [J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(1): 130-134.
- [6] Atul B M, Vinogradov V A, Goldfeld M A. Experimental and numerical investigation of hydrogen and ethylene combustion in a Mach 3-5 channel with a single injector [R]. AIAA 96-3245, 1996.
- [7] Vinogradov V, Kobigsky S, Petrov M. Experimental investigation of liquid hydrocarbon fuel combustion in channel at supersonic velocities [R]. AIAA 92-3429, 1992.
- [8] Emami S, Trexler C A, Auslender A H, et al. Experimental investigation of inlet-combustor isolator for dual-mode scramjet at a Mach number of 4 [R]. NASA Technical Paper 3502, 1995.
- [9] Sullins G A, Garpenter D A, Thomson M W. A demonstration of mode transition in a scramjet combustor [R]. AIAA 91-2395, 1991.
- [10] Abdel-Salam T M, Tiwari S N, Mohieldin T O. Numerical study of a dual-mode combustor flowfield [R]. AIAA 2002-2889, 2002.
- [11] Bezgin L V, Ganzhelo N, Gouskov O V, et al. Numerical simulation of vision non-equilibrium flows in scramjet elements [R]. ISABE 97-7131, 1997.
- [12] Jourden C, Dessornes O. One strut scramjet chamber studies in the frame of the PREPHA program [R]. AIAA 98-1560, 1998.
- [13] Bhagwandin V A, Engblom W A, Georgiadis N J. Numerical simulation of a hydrogen-fueled dual-mode scramjet engine using Wind-US [R]. AIAA 2009-5382, 2009.
- [14] Baldwin B S, Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows [R]. AIAA 78-257, 1978.
- [15] Rogers R C, Chinitz W. Using a global hydrogen-air combustion model in turbulent reacting flow calculations [J]. AIAA Journal, 1983, 21(4): 586-592.