

文章编号: 1000-8055(2009)08-1837-06

亚/超燃混合发动机模块间界面参数设计及数值仿真

李 璞, 郭荣伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 对轴对称双燃烧室冲压发动机亚/超燃模块间界面进行了初步设计研究. 模拟了两股平行气流掺混的冷态流场, 重点研究了台阶高度、台阶几何形状、亚燃模块流量比例等设计参数对掺混性能的影响规律, 并提出了参数选择建议. 在此基础上, 给出了一个性能较优的设计方案, 性能如下: 马赫数为 4 时掺混段出口马赫数为 1.48, 总压恢复系数为 0.765, 增压比为 17.71, 温升比为 4.05; 马赫数为 6 时掺混段出口马赫数为 2.08, 总压恢复系数为 0.502, 增压比为 28.03, 温升比为 4.67.

关 键 词: 高超声速流; 双燃烧室冲压发动机; 界面; 数值分析; 掺混性能

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Design of the interface between ramjet and scramjet modules of dual combustor ramjet and flow field simulation

LI Pu, GUO Rong-wei

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A preliminary study was carried out on the interface between ramjet and scramjet modules of dual combustor ramjet. Efforts were focused on the influence of the design parameters on the mixing performance using numerical method. The design parameters included the height of the step, the step geometry and the proportion of the mass flow of ramjet modules. An interface with better mixing performance was presented in the paper. Results indicate: the Mach number at the duct exit is 1.48, the total pressure recovery is 0.765, pressure ratio is 17.71 and temperature ratio is 4.05 for the free stream of the Mach number is 4. For the Mach number is 6 condition the Mach number at the duct exit, the total pressure recovery, pressure ratio and temperature ratio are 2.08, 0.502, 28.03 and 4.67 respectively.

Key words: hypersonic flow; dual combustor ramjet; interface; numerical analysis; mixing performance

亚、超燃双燃烧室冲压发动机利用亚燃室形成稳定的“值班火焰”, 并在此注入整个发动机所需要的大部分甚至全部燃料, 形成的高温富油燃气经亚燃室喷管注入超燃室, 与超燃模块进气道捕获的气流进行掺混、补燃, 能有效地提高碳氢燃

料超声速燃烧的稳定性^[1]和效率。双燃烧室冲压发动机示意图如图 1 所示。

由于两股平行气流速度很高, 气流间的掺混相当困难, 这将给燃烧效率带来不利影响; 而掺混程度的提高则往往意味着总压恢复系数的下降。

收稿日期: 2008-08-14; 修订日期: 2008-12-15

作者简介: 李璞(1982-), 男, 河南周口人, 博士生, 主要从事内流空气动力学的计算及实验研究。

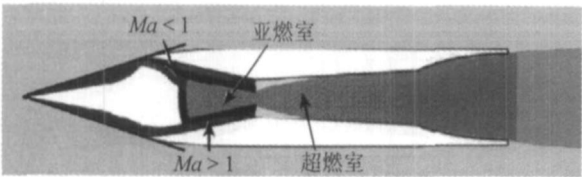


图 1 双燃烧室冲压发动机示意图
Fig. 1 Schematic view of dual combustor ramjet

因此,提高气流掺混程度的同时又保持较高的总压恢复系数就显得十分重要.由于气流掺混和总压损失与超燃室内的压缩、膨胀波系密切相关,而两股气流的参数及亚/超燃模块间界面的几何参数又是影响上述波系的主要因素.文献[2]采用实验手段详细研究了系列气流及几何参数对环形管道中激波/边界层干扰的影响,但对超燃室的掺混性能却没有涉及;文献[3]利用数值方法系统研究了气流的温度、压力、压力匹配关系等因素对超声速燃烧的影响,但相关几何参数的影响则未考虑.而对于有诸多限制的工程模型,两股气流的参数可调余地不大,所以界面的几何参数就成为主要影响因素.

因此,本文在前期工作基础^[4]上,对两股平行气流掺混的冷态流场进行了数值仿真,重点研究了亚/超燃模块间界面的几何设计参数对掺混性能的影响规律,提出了参数选择建议,为该类界面的设计提供了技术参考.

1 物理模型

模拟了超燃模块进气道的全流道及亚燃室喷管出口条件,模型示意图如图 2 所示.超燃模块进气道的详细几何参数参见表 1,其中 H 为喉道高度.此外,锥尖倒圆半径为 7.5 mm,唇罩前缘倒圆半径为 0.5 mm,进口捕获圆半径为 250 mm.

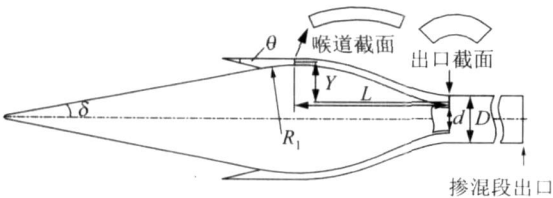


图 2 模型示意图
Fig. 2 Schematic view of the model

亚燃室喷管出口马赫数取为 1,模拟亚燃室总温,其数值由文献[5]中的实验结果计算而得.亚燃室喷管流量为两个亚燃模块进气道流量与全部燃油流量之和,亚燃室当量比取为 2.由于喷管

出口面积由低马赫数时决定,因此给出马赫数为 4 时亚燃流路各部件总压恢复系数的合理数值,具体如下:亚燃模块进气道为 0.42^[6],掺混段及亚燃室为 0.9^[7],亚燃室到喷管出口为 0.967^[5],由此得到喷管出口总压,进而由流量公式计算出喷管出口面积.亚燃室喷管出口与超燃模块进气道出口之间为一定厚度的台阶,其后是长径比为 5 的等直管道以模拟气流的掺混.

表 1 超燃模块进气道的几何参数
Table 1 Geometry parameters of inlets for scramjet modules

$\delta / (^\circ)$	R_1 / mm	$\theta / (^\circ)$	L	Y
11	500	14.8	$23 H$	$5.73 H$

2 数值方法

2.1 计算说明

采用有限体积法求解雷诺平均后的三维 Navier-Stokes (N-S) 方程,采用 Jones 和 Launder 提出的标准 $k-\epsilon$ 湍流模型,二阶迎风格式离散,壁面附近采用标准壁面函数进行修正.

计算的收敛准则为:连续方程、动量方程、能量方程的残差下降 3 个数量级,且掺混段出口流量稳定.计算中采用了变比热容法,比热容通过温度的 7 次函数计算.分子黏性采用 Sutherland 公式计算.掺混段出口性能参数以流量平均的方式得到,其中总压恢复系数均指掺混段内的.出于计算量的考虑,本文仅对马赫数为 4 时、马赫数为 6 时两状态进行了数值仿真,且都是零攻角零侧滑角姿态.此外,未考虑亚燃室燃气成分的影响,全部按空气处理.表 2、表 3 分别给出了计算中自由来流及亚燃室喷管出口的参数.

表 2 自由来流的参数
Table 2 Parameters of free flow

来流马赫数	高度 / km	静压 / Pa	静温 / K
4	16	10353	216.65
6	24	2971.7	220.56

表 3 亚燃室喷管出口的参数
Table 3 Parameters at the exit of the nozzle for the subsonic combustor

来流马赫数	出口马赫数	出口静压 / Pa	出口总温 / K
4	1	323853	2170
6	1	172165	1960

2.2 计算网格及边界条件

选取超燃模块进气道对称面与相邻分流隔道对称面之间所形成的扇形区域作为计算域(图 3). 网格单元的分布根据黏性计算以及激波捕捉的需要进行了必要的加密,整个计算域网格单元总数约 60 万,均为结构化网格. 图 4 给出了界面附近网格的示意图.

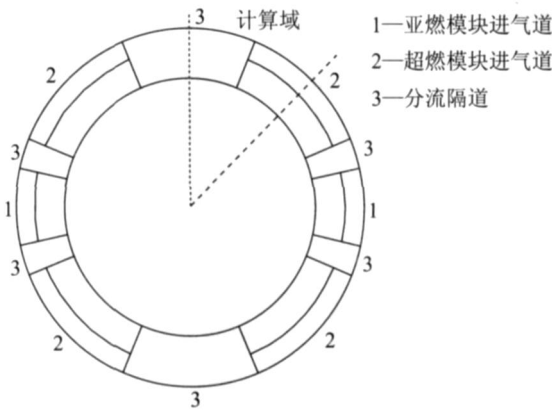


图 3 计算域的选取
Fig. 3 Computation area

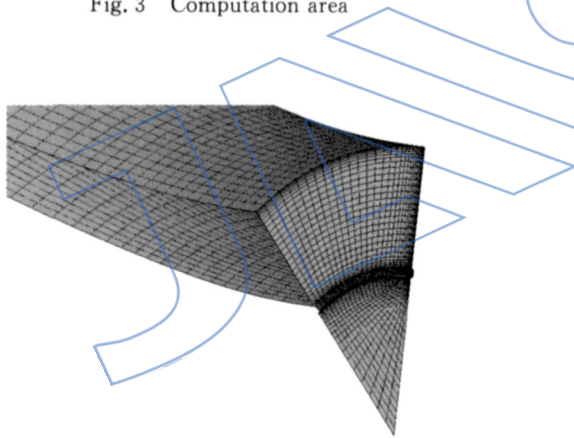


图 4 网格示意图
Fig. 4 Schematic view of grids

计算中用到了压力远场边界、对称边界、压力入口边界、压力出口边界以及无滑移绝热固壁边界.

3 结果与分析

3.1 台阶高度

文献[3,5,8]中的台阶高度均为 6 mm,结合文献[4]的结果,将台阶高度范围扩大至 0~12.6 mm进行了研究,相应的超燃模块进气道偏距有所调整. 图 5、图 6 给出了掺混段出口性能参数随台阶高度 H_s 的变化曲线,其中横坐标以亚燃室喷管出口直径 d 做无量纲化处理.

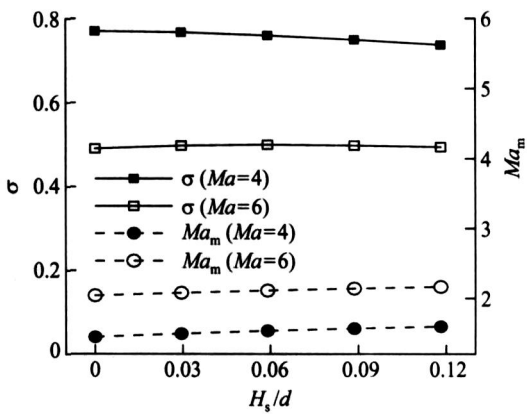


图 5 总压恢复系数及出口马赫数随台阶高度的变化曲线

Fig. 5 Total pressure recovery and the Mach number at the exit versus height of the step

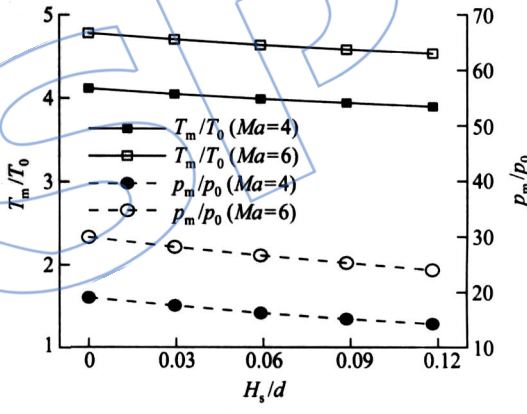


图 6 温升比及增压比随台阶高度的变化曲线

Fig. 6 Temperature ratio and pressure ratio versus height of the step

首先结合图 7 对两股气流的掺混进行分析,为叙述方便,将亚燃室喷管出口气流称为内部气流,超燃模块进气道出口气流称为外部气流. 在正常工作情况下,由于台阶的存在,内外两股气流均发生有限膨胀并相向偏转,在回流区的末端撞击并相互压缩,形成的膨胀、压缩波沿程不断反射、相交,产生明显的压力波动,这有利于两股气流的掺混,使其静压、静温等参数趋于一致.

从图 5、图 6 可以看出,随着台阶高度的增加,马赫数为 4 时的总压恢复系数减小(绝对值变化 3 个百分点),马赫数为 6 时的总压恢复系数变化不大;掺混段出口马赫数增大;温升比、增压比均减小. 这是因为,台阶高度较大时,两股气流的偏转角较大,膨胀后的静压较低,撞击形成的压缩波较弱,沿程压缩不足,因此掺混段出口静压较小. 同时,较高的台阶形成的回流区较大,这是造

成总压损失的原因之一. 因此, 建议选取较小的台阶高度, 即 3.2 mm ($H_s/d = 0.029$) 附近, 以利于超燃室的稳定工作和保持较高的总压恢复系数, 同时这也有利于温度较低的外部气流对亚燃室喷管进行冷却.

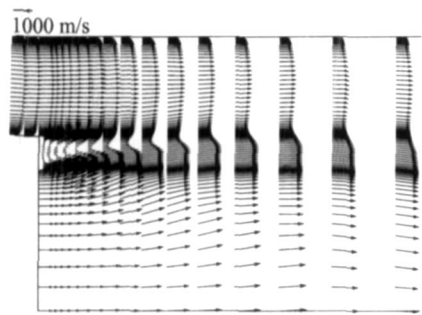


图 7 掺混段对称面速度矢量图谱
($Ma = 4$, $H_s/d = 0.118$)

Fig. 7 Velocity vectors in the symmetry plane of the mixing duct ($Ma = 4$, $H_s/d = 0.118$)

3.2 台阶形状

由于竖直(矩形)台阶容易形成回流区, 且直角顶点处易被高温气流烧蚀, 因此考虑采用不同形状的台阶以减小回流区、防止烧蚀. 图 8 给出了几种台阶的示意图, 分别是矩形、半圆形、长短轴之比为 2 的半椭圆形(椭圆 1)、长短轴之比为 3 的半椭圆形(椭圆 2). 表 4、表 5 给出了不同形状的台阶下掺混段出口性能参数.

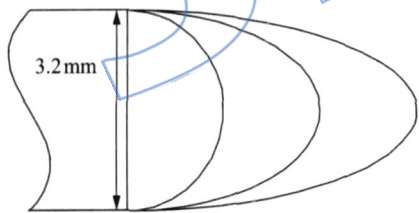


图 8 台阶示意图

Fig. 8 Schematic view of steps

表 4 不同形状的台阶下掺混段出口性能参数($Ma = 4$)
Table 4 Performance at the exit of the mixing duct with different steps ($Ma = 4$)

台阶形状	Ma_m	σ	p_m/p_0	T_m/T_0
矩形	1.49	0.767	17.57	4.04
半圆形	1.48	0.765	17.71	4.05
椭圆 1	1.48	0.765	17.71	4.05
椭圆 2	1.48	0.763	17.68	4.06

表 5 不同形状的台阶下掺混段出口性能参数($Ma = 6$)
Table 5 Performance at the exit of the mixing duct with different steps ($Ma = 6$)

台阶形状	Ma_m	σ	p_m/p_0	T_m/T_0
矩形	2.08	0.498	28.01	4.66
半圆形	2.08	0.502	28.03	4.67
椭圆 1	2.08	0.500	28.06	4.67
椭圆 2	2.08	0.498	28.01	4.66

可以发现, 以上几种形状的台阶下掺混段出口性能参数相当. 分析其原因是, 矩形台阶由于型面突变, 回流区范围较大; 而非矩形台阶的渐变型面会引导内外两股气流逐渐偏转, 因而回流区较小, 但台阶型面却带来了摩擦损失, 利弊相抵, 因此对掺混段出口性能影响不大. 综合考虑, 建议选取抗烧蚀性能较好、结构相对简单的半圆形台阶.

3.3 亚/超燃模块流量分配

双燃烧室冲压发动机的实质是通过牺牲亚燃室的性能来提高超燃室的工作稳定性和效率. 若亚燃模块流量比例大, 其较低的总压恢复系数会影响发动机的推力; 反之, 则不利于超燃室的稳定工作. 因此, 在保持总体捕获流量不变的情况下, 改变亚燃模块流量的比例, 以研究对掺混性能的影响. 图 9、图 10 给出了掺混段出口性能参数随亚燃模块流量比例 w 的变化曲线.

可以看出, 随着亚燃模块流量比例的增加, 总压恢复系数有所下降; 掺混段出口马赫数减小; 温升比、增压比均增大. 此外, 由于亚燃室当量比一

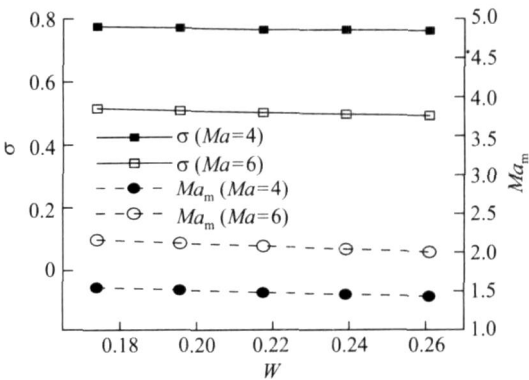


图 9 总压恢复系数及出口马赫数随亚燃模块流量比例的变化曲线
Fig. 9 Total pressure recovery and the Mach number at the exit versus proportion of the mass flow of ramjet modules

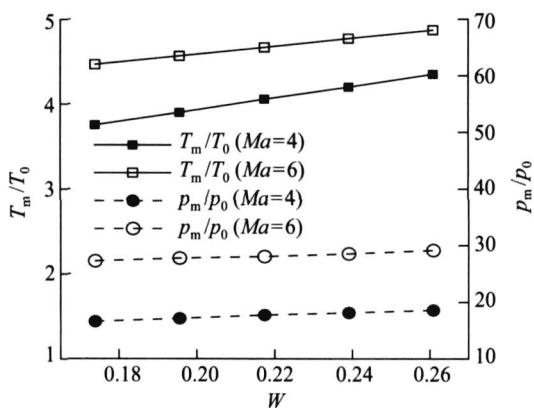


图 10 温升比及增压比随亚燃模块流量比例的变化曲线

Fig. 10 Temperature ratio and pressure ratio versus proportion of the mass flow of ramjet modules

定,发动机总体当量比随亚燃模块流量比例的增加而增大.对于这种双燃烧室冲压发动机而言,其亚、超燃室都必须稳定工作,这显然对总体当量比也是有要求的,因此还需要总体从燃烧的角度对亚/超燃模块流量分配进行考虑.本文建议选取亚燃模块流量比例为 0.217.

3.4 界面设计方案

根据前文结果,给出了一个性能较优的设计方案,其设计参数具体如下:台阶高度 3.2 mm ($H_s/d=0.029$),台阶形状为半圆形,亚燃模块流量比例为 0.217.

表 6 给出了冷流条件下掺混段出口的性能参数.可以看出,马赫数为 6 时掺混段出口马赫数为 2.08,较超燃模块进气道出口马赫数^[4]有较大下降,而静压和静温则提高,这有利于超燃室的稳定工作;同时,总压恢复系数较高,表明该界面方案的综合性能较好.

表 6 掺混段出口性能参数

Table 6 Parameter values at the exit of the mixing duct

Ma	Ma_m	σ	p_m/p_0	T_m/T_0
4	1.48	0.765	17.71	4.05
6	2.08	0.502	28.03	4.67

图 11 给出了马赫数为 4 时和马赫数为 6 时的掺混段对称面静压图谱(压力单位为 Pa).不难发现,通道内的压缩波、膨胀波不断反射、相交,波系较为复杂.在掺混段前部,内外两股气流的压差较大,上述波系较强,这有利于气流掺混;在其后部,两股气流的压力已相差不大,波系较弱.

图 12 给出了掺混段对称面壁面静压分布,其中横坐标以掺混段直径 D 无量纲化.容易看出,在掺混段内的波系作用下,壁面静压沿程波动较大,且随着波系的减弱波幅逐渐减小;同时还可以看出,马赫数为 4 时的波峰、波谷数较多,这是其波系反射次数较多的结果.

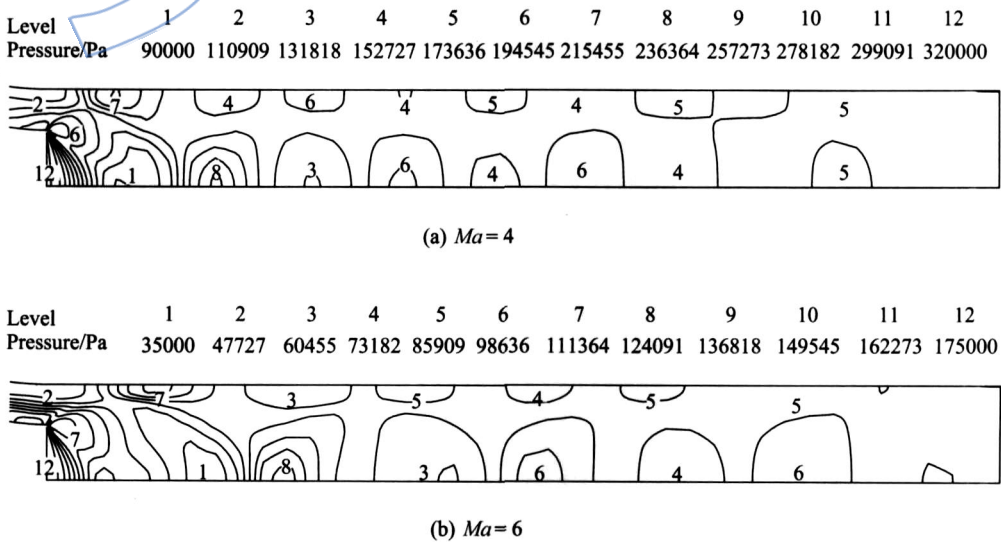


图 11 $Ma=4$ 和 $Ma=6$ 时的掺混段对称面静压图谱

Fig. 11 Static pressure contours in the symmetry plane of the mixing duct at different free stream Mach number

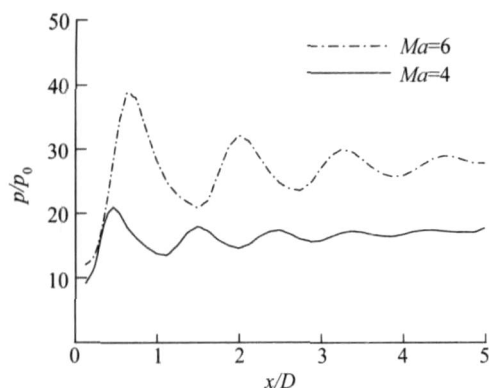


图 12 掺混段对称面壁面静压分布

Fig. 12 Static pressure distribution along the wall in the symmetry plane of the mixing duct

4 结 论

对轴对称双燃烧室冲压发动机亚/超燃模块间界面进行了初步设计研究. 模拟了两股平行气流掺混的冷态流场, 重点研究了界面几何设计参数对掺混性能的影响规律, 结果表明:

1) 掺混段内的压缩、膨胀波系产生了明显的压力波动, 这有利于两股气流的掺混;

2) 随着台阶高度的增加, 马赫数为 4 时的总压恢复系数减小, 马赫数为 6 时的总压恢复系数变化不大, 掺混段出口马赫数增大, 温升比、增压比均减小;

3) 通过对比矩形、半圆形和长短轴比不同的半椭圆形后台阶, 表明半圆形台阶的综合性能较好;

4) 随着亚燃模块流量比例的增加, 总压恢复系数有所下降, 掺混段出口马赫数减小, 温升比、增压比均增大.

参考文献:

[1] Billig F S, Waltrup P J, Stockbridge R D. Integral-rocket dual-combustion ramjets: a new propulsion concept[J]. J. Spacecraft and Rockets, 1980, 17(5): 416-424.

[2] Stockbridge R D. An experimental investigation of shock waves and turbulent boundary layer interactions in a supersonic flowfield through an annular duct[D]. Maryland U. S. A.: University of Maryland College Park, 1986.

[3] 孙英英, 司徒明, 傅维德. 煤油-空气预混气流超声速燃烧数值研究[J]. 推进技术, 2004, 25(2): 101-106.
SUN Yingying, SITU Ming, FU Weibiao. Numerical study on supersonic combustion of kerosene-air premixed flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(2): 101-106. (in Chinese)

[4] 李璞, 郭荣伟. 混合模块发动机超燃模块进气道的数值仿真[J]. 南京航空航天大学学报, 2009, 41(2): 176-180.
LI Pu, GUO Rongwei. Numerical simulation of hypersonic inlets for scramjet modules of dual combustor ramjet[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 41(2): 176-180. (in Chinese)

[5] 孙英英, 司徒明, 王春, 等. 双燃烧室中煤油超燃试验研究[J]. 流体力学实验与测量, 2000, 14(1): 51-56.
SUN Yingying, SITU Ming, WANG Chun, et al. Experimental study of supersonic combustion of kerosene in dual combustor[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2000, 14(1): 51-56. (in Chinese)

[6] 谭慧俊, 郭荣伟, 李光胜. 双燃烧室冲压发动机亚燃模块进气道非设计点工作特性[J]. 航空学报, 2008, 29(1): 20-27.
TAN Huijun, GUO Rongwei, LI Guangsheng. Investigation of ramjet inlet for an axisymmetric dual-combustor ramjet on off-design conditions[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(1): 20-27. (in Chinese)

[7] 谢旅荣, 郭荣伟. 双下侧布局二元超声速进气道掺混气动特性[J]. 航空学报, 2007, 28(6): 1287-1295.
XIE L ōng, GUO Rongwei. Mixing characteristics of air streams in a dump duct with two side 2-D supersonic inlets 90° apart[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(6): 1287-1295. (in Chinese)

[8] 王春, 陆惠萍, 司徒明. 双燃式冲压发动机中超燃燃烧室冷态流场数值模拟[J]. 推进技术, 1999, 20(5): 35-38.
WANG Chun, LU Huiping, SITU Ming. Numerical predictions of cold flow field of supersonic combustor in dual-combustor ramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(5): 35-38. (in Chinese)