

文章编号: 1000-6893(2005)01-0027-05

碳氢燃料超燃冲压发动机进气道与燃烧室匹配性能试验研究

丁 猛, 梁剑寒, 刘卫东, 王振国

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

Experimental Study on the Interaction between Inlet and Combustor of Hydrocarbon Fueled Scramjet

DING Meng, LIANG Jian-han, LIU Wei-dong, WANG Zhen-guo

(College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

摘 要: 在模拟飞行马赫数 $Ma = 6$ 、高度 25km 条件的液体碳氢燃料超燃冲压发动机自由射流试验中, 对比研究了 4 种不同进气道, 不同燃烧室入口条件下模型发动机的点火与燃烧性能。试验结果表明几何内收缩比 3 的侧压式进气道的出口压强低而无法实现模型发动机的点火; 进气道增加部分前体压缩, 模型发动机则能够维持稳定燃烧, 得到正推力; 采用较高收缩比 5.35 的三维进气道的出口流场畸变程度较高, 降低了隔离段抗反压的能力, 会对燃烧性能产生很大影响, 燃烧效率、发动机推力显著下降, 甚至可能导致发动机熄火。不同长度的隔离段对比研究表明隔离段加长能够提高抗反压能力, 有助于实现煤油分级燃烧, 提高燃烧效率。

关键词: 超燃冲压发动机; 超声速燃烧; 碳氢燃料; 进气道; 自由射流

中图分类号: V434⁺.3 **文献标识码:** A

Abstract: Experimental investigations on the combustion process of a liquid hydrocarbon fueled scramjet, ignited by hydrogen pilot flame, and with four different inlets, were conducted in free-jet tests, which simulated the fly conditions of $Ma = 6$ and $H = 25$ km. Ignition failed with inlet of geometry internal contraction ratio $R_C = 3$, which was comprised of two sweep side compression walls with a contraction of 6° and without horizontal compression surface, due to low static pressure at inlet exit. Stable combustion was sustained in scramjet and positive thrust was measured with inlet of $R_C = 3$, comprising an additional part of horizontal external compression surface. Adapting inlet of higher $R_C = 5.35$, comprising a whole horizontal compression surface, would result in severely distorted airflows at inlet exit, which deteriorated the behavior of isolator, decreased combustion performance, at some cases, even leaded to extinction. Two isolators with different length-to-hydraulic diameter ratios (2.5 and 5) were contrasted, and it was shown that longer isolator increase the ability of isolating the interaction between inlet and combustor and part fuels can be injected about downstream of isolator to improve combustion efficiency.

Key words: scramjet; supersonic combustion; hydrocarbon fuel; inlet; free-jet

为了满足未来航天发展对运载技术的需求, 以及未来军事斗争中争夺制天权和发展远程快速打击力量的军事需求, 世界各国都在致力于高超声速飞行器的研制。其中以超声速燃烧为基础的冲压发动机推进系统是其核心技术, 它又包括优化设计方法、材料、进气道、燃料特性、非定常过程、燃烧过程和动能恢复等关键技术^[1]。美、俄、法、德、日等国家长期以来投入大量的财力与人力进行超燃冲压发动机技术研究^[2], 其中美、俄无论在基础研究还是在发动机地面与飞行试验方面都领先于其它国家: 1998 年俄罗斯 CIAM 设计的轴对称、氢燃料、双模态超燃冲压发动机成功实现了飞行试验, 并验证了双模态的可行性; 2002 年美国 JHU/APL 首次进行了常规液体碳氢燃料、

全尺寸、完全一体化的高超声速巡航导弹发动机地面试验; 2003 年美国空军/普惠公司的全尺寸液体碳氢燃料双模态超燃冲压发动机成功完成了第一阶段地面自由射流试验; 2004 年 3 月, 美国 NASA 的 X-43A 成功地进行了 $Ma = 7$ 的飞行试验, 首次实现了超燃冲压发动机推动下的高超声速飞行器自由飞行。纵观各国研究现状, 超燃冲压发动机技术正经历着从实验室研究走向工程研制的阶段。另一方面, 40 年对超燃冲压发动机技术的不懈探索并未让人类完全领悟到超声速燃烧的机理^[1], 在很长一段时期内, 基础技术研发将仍然是各国研究的重点之一。上世纪 80 年代末至今, 我国在超声速燃烧方面开展了大量工作, 取得了超燃现象与机理的初步认识^[3~6]。但受地面实验技术制约, 试验研究多集中于直连式燃烧室试验, 超燃冲压发动机自由射流试验研究才刚刚起步。

收稿日期: 2003-12-29; 修订日期: 2004-06-17
基金项目: 国家 863 高技术重点项目 (2002AA723060) 资助

在超燃冲压发动机中,由于进气道对自由空气来流进行压缩后,其出口流场畸变程度较高,而流场的不均匀、来流边界层厚度对隔离段及燃烧室内的流动与燃烧过程产生很大影响^[2,7]。超燃冲压发动机自由射流试验就是要研究畸变来流条件下的燃烧室点火、火焰稳定和燃烧性能以及进气道、燃烧室和喷管之间的匹配特性。

本文利用已建成的高焓自由射流风洞,对煤油燃料超燃冲压模型发动机燃烧过程进行了试验研究,主要对比研究了不同进气道,不同燃烧室入口条件下模型发动机的点火与燃烧性能。

1 试验设备

本文试验用的高焓自由射流风洞主要由空气加热器、试验舱、引射系统、测量控制系统以及各种管路供应系统组成,风洞主体部分如图1所示。该风洞模拟范围为:飞行高度15~30km,飞行马赫数4~7,模拟来流总温800~2500K,总压1.0~8.0MPa,进入空气流量可随飞行马赫数和飞行高度变化进行相应调整。本文讨论的自由射流试验都是针对飞行高度25km,飞行马赫数6这一典型飞行弹道状态点。

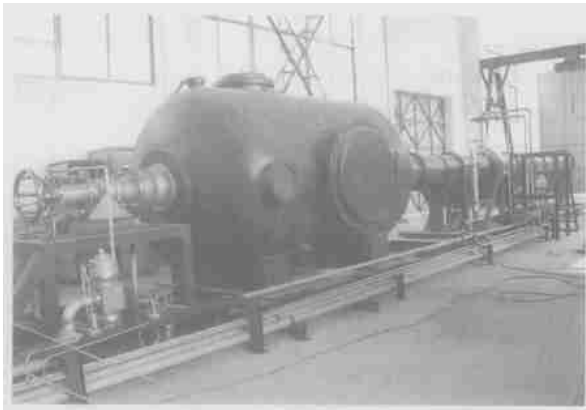


图1 风洞试验系统

Fig. 1 Photo of test facility

在实际的高超声速飞行器总体布局中,飞行器前体尺寸与超燃冲压发动机相比要大得多,要完全模拟前体对流动附面层的影响较困难。因此在大多数自由射流试验中,加热器喷管出口参数选择前体第1道斜激波压缩后的气流参数,而模型发动机只带有部分前体与后体,即所谓“半自由射流”试验。假定前体压缩角为 6° ,并以马赫数 Ma 、静压 T 、静温 P 作为相似参数,则空气加热器喷管出口参数是模拟经过飞行器前体第1道斜激波后的静参数。

空气加热器采用燃烧加热方式,以空气、氧气

和酒精为燃料,燃气中氧气质量组分为23%。在上述模拟参数下,燃气流量为8.0kg/s,喷管出口直径330mm。试验舱呈圆柱形,直径2m,长3.5m,舱内安装有收集器、模型发动机和测力天平。模型发动机安装在推力天平上,位于加热器对称中线。引射系统采用高温燃气引射,高温燃气由燃气发生器产生;并采用多模块设计,可根据模型发动机堵塞度来选择合适的模块数。

测量系统包括压强测量、流量测量与六分量盒式天平,压强测量精度0.5%,流量测量精度1.0%,天平测量精度0.20%~0.46%。

2 试验结果与分析

在研究中,设计试验了双边扩张型燃烧室(如图2所示):采用分级燃烧方式,由隔离段、1级燃烧室、2级燃烧室和扩张段四部分组成,相对隔离段入口截面的扩张比为1.87。在燃烧室设计中采用了基于凹腔的燃料喷注/点火/火焰稳定一体化技术^[8]。利用凹腔作为火焰稳定装置,同时在凹腔的上游和底部布置燃料喷嘴和点火器。该燃烧室进行了200余次地面直连式点火与燃烧性能试验,成功地实现了多种方式的可靠点火和稳定燃烧^[9]。本文的试验中通过在1级燃烧室凹腔上游喷嘴喷注氢气来实现煤油的点火。受试验舱的尺寸限制,试验中燃烧室之后没有安装喷管,而喷管是产生推力的主要部件,所以试验得到的推力系数都很小,但这并不影响本文研究内容的开展。



图2 燃烧室构型示意图

Fig. 2 Schematic of supersonic combustor

为了比较进气道-燃烧室匹配性能,设计试验了4种与燃烧室对接的进气道(如图3所示)。进气道几何内收缩比定义为侧壁起点处的入口与进气道出口面积之比: $R_C = (D_i \times H_i) / (D_o \times H_o)$ 。A为侧压式进气道,侧壁收缩角 6° ,后掠 45° ,顶壁无压缩,几何内收缩比 $R_C = 3$;B在A基础上增加了一个 7° 的尖劈模拟部分前体压缩,同时唇口相应前移,几何内收缩比 $R_C = 3$;C在6侧压的基础上增加 7° 顶壁压缩,且压缩面一直延伸到进气道出口,几何内收缩比 $R_C = 5.35$;D在B的基础上将唇口稍微前移,增大进气道捕获流量。

在下列所有试验中,都采用氢气引导火焰辅助点火方式:煤油从第1或/和第2燃烧室喷入,

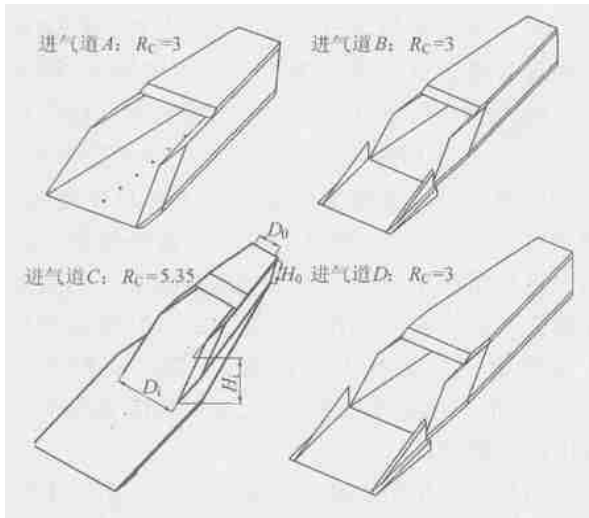


图 3 进气道构型示意图

Fig. 3 Schematic of inlet modules

利用第 1 燃烧室氢气自燃辅助煤油点火,时序为:同时喷注氢气和煤油,0.5s 后氢气关闭,煤油维持稳定燃烧并持续 1.5s。

在进气道 A + 燃烧室组合试验中,发现进气道 A 压缩不足,出口压强低,因此燃烧室入口压强太低,气流速度太快,采用了多种形式的凹腔结构和不同喷注方式,点火均很困难。

在进气道 B + 燃烧室组合试验中,由于进气道 B 增加了模拟前体压缩,基本解决了进气道 A 压缩比太小的不足,通过总静压靶与可变喉道两种方法测得进气道 B 的捕获流量为 1.5kg/s。煤油喷注位置位为第 2 燃烧室。图 4 给出了氢气当量比 $\phi_K = 0.41$,煤油当量比 $\phi_H = 0.69$ 时的模型发动机壁面压力分布,由图可见:点火时,1 级燃烧室喷注的氢气实现自燃,相应 1 级燃烧室压强上升,一方面造成隔离段承受逆压梯度,形成预燃激波串,从隔离段内壁面压强分布可知预燃激波串并未被推出隔离段,进气道出口压强始终保持不变,未受燃烧室反压影响;另一方面,氢气燃烧后的高温燃气为 2 级燃烧室的煤油点火提供了良好的条件,而且由于当地煤油当量比较高,燃烧造成的压强上升幅度大于 1 级燃烧室。关闭氢气后,1 级燃烧室内无燃料注入和燃烧区,从某种程度上看它相当于一个小扩张角的隔离段,2 级燃烧室内煤油维持稳定燃烧,燃烧区高压导致在 1 级燃烧室内形成预燃激波串,在图中表现为 1 级燃烧室压强逐渐上升。而且此时 2 级燃烧室内压强分布普遍略高于氢气点火时的压强值。分析认为原因为:氢气关闭后,上游氢气燃烧本身消耗的氧气被“释放”出来,改善了下游煤油/空气的混

合,使得更多的煤油能够在较短的距离内燃烧释放热量。

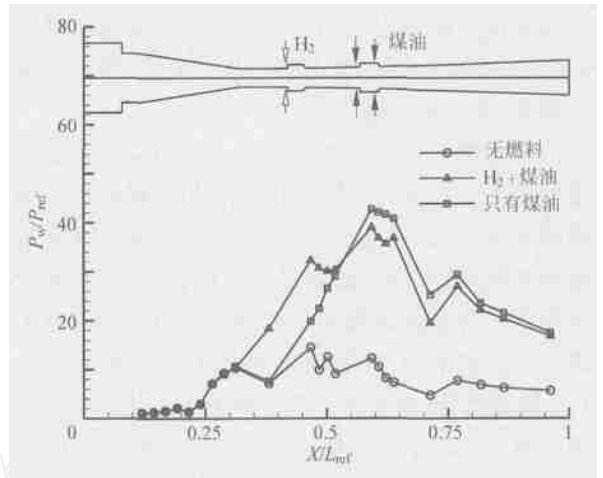


图 4 进气道 B + 燃烧室壁面压强分布

Fig. 4 Wall pressure distribution of combustor coupled with inlet B ($\phi_K = 0.69$)

保持上述煤油喷注方式与点火方式不变,比较了不同煤油当量比时的燃烧性能(如图 5 所示)。当加热器工作 1s 后,模型发动机阻力达到稳定值。由于模型发动机没有进行外部整流,导致阻力太大,图中当量比 $\phi_K = 1.21$ 时的工况就是通过包覆蒙皮,进行了外部整形,同时对发动机支架也进行了减阻处理,使得模型发动机外部阻力减小了很多。随后发动机开始喷氢气和煤油,产生推力增益,比较氢气点火(氢气与煤油同时燃烧)与纯煤油燃烧时的推力,发现低当量比情况下推力略有下降,分析认为是没有氢气助燃,燃烧区缩短,而且煤油喷注压降小,穿透与混合能力低下,燃烧效率较低的原因;随着煤油的喷注压降与当量比增加,燃烧效率与剧烈程度提高,造成 2 级燃烧室与下游压强相应提高,同时,如前所述,当

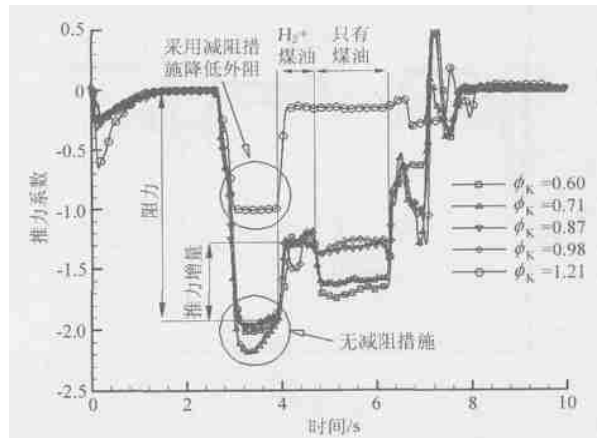


图 5 进口 B + 燃烧室不同当量比时的推力对比

Fig. 5 Comparisons of thrusts with different fuel equivalence ratios

地反压的提高会导致1级燃烧室内预燃激波串位置前移,1级燃烧室压强分布也会相应提高,两方面因素造成模型发动机推力提高;当煤油足够多时,推力停留在同一个水平。总体来讲,煤油当量比越大,推力增益越大。

在上述进气道B+燃烧室组合中,隔离段长度约为2.5倍水力直径。试验表明当煤油从一级燃烧室喷入时,过高的燃烧室反压会导致预燃激波串被推出隔离段,影响进气道流动,燃烧性能大大下降。为此将隔离段的长度加长了一倍;为了进一步提高推力,还在尾部增加了一段膨胀比为1.7的短喷管(仅在该工况下存在)。为了提高燃烧效率,在保持总当量比 $\phi_K = 1.21$ 不变的情况下,部分煤油由1级燃烧室喷入,实现分级燃烧。

图6对比了相同当量比,不同隔离段长度与喷注位置时的壁面压强分布和推力曲线,从压强分布可看出:纯煤油燃烧时,虽然压强峰值仍然位于2级燃烧室凹腔火焰稳定器后缘,但由于1级燃烧室内喷注燃料,整个燃烧区前伸,压强分布整

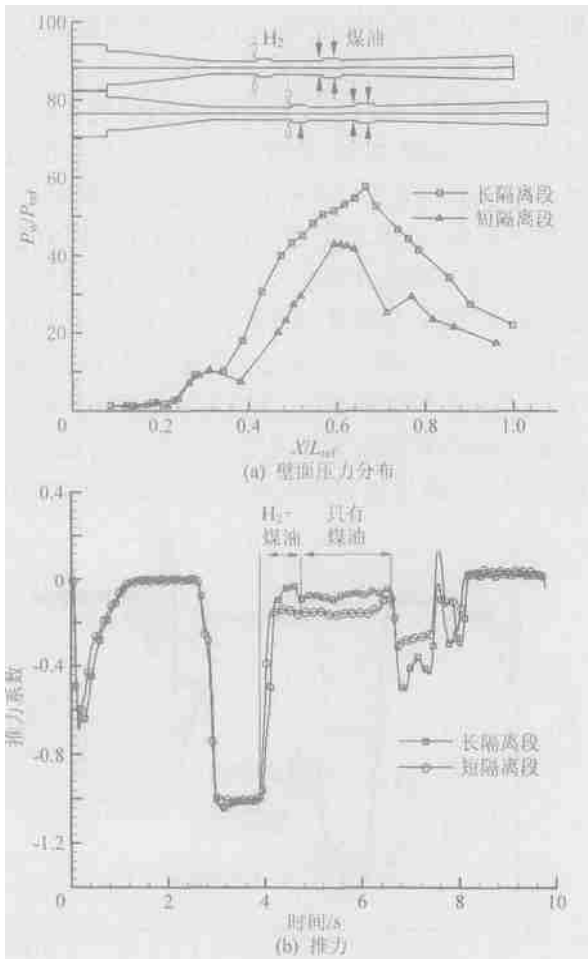


图6 不同隔离段长度时的壁面压力分布与推力比较

Fig. 6 Comparisons of scramjets with different isolator lengths ($\phi_K = 1.21$)

体有较大幅度提高,平均达到40%左右。燃烧室压强提高势必造成预燃激波串向上游移动,但此时由隔离段内压强分布可知预燃激波串起始位置停留在隔离段前段,进气道出口流动未受影响。这表明隔离段长度增加明显提高了抗反压能力,煤油实现分级燃烧,获得了较高的燃烧效率且在高当量比情况下进气道流动仍未受影响。燃烧效率的提高必然会导致推力增益提高,但同时增加了短喷管也会提高发动机推力,所以在整个约9.5%的推力增益增加量中,无法得到隔离段加长做出的贡献量。

为了进一步增大捕获流量,对进气道B进行了改进,采用了7顶壁压缩直到出口,即进气道C。为了比较,隔离段长度仍为2.5倍水力直径。对进气道C+燃烧室组合,利用氢气点火成功,但关闭氢气后,只有在低当量比时煤油才能维持稳定燃烧,高当量比情况下关闭氢气后燃烧难以维持。图7给出了煤油当量比 $\phi_K = 0.52$ 和 $\phi_K = 0.88$ 时的推力曲线。初步分析认为,进气道C收缩比较高且顶板压缩延伸至出口,进气道出口流场可能很不均匀,隔离段抗反压能力差^[10]。氢气点火时,高当量比 $\phi_K = 0.88$ 工况下,煤油燃烧造成燃烧室压强较高,隔离段内预燃激波串会迅速向上游移动进入进气道,影响进气道工作,壁面压强测量结果证实了这一点: $\phi_K = 0.88$ 时,进气道出口压强 P_w/P_{ref} 由无燃烧时的16.2上升到20.2。关闭氢气后,燃烧室压强会有较大波动,由于反压波动,进气道工作出现流动不稳定现象,进而使燃烧室内的火焰难以稳定,最终导致煤油火焰熄火。可见进气道C出口流场不均匀降低了发动机最大当量比,设计不够理想。需要指出的是较高收缩比的三维进气道造成发动机阻力增

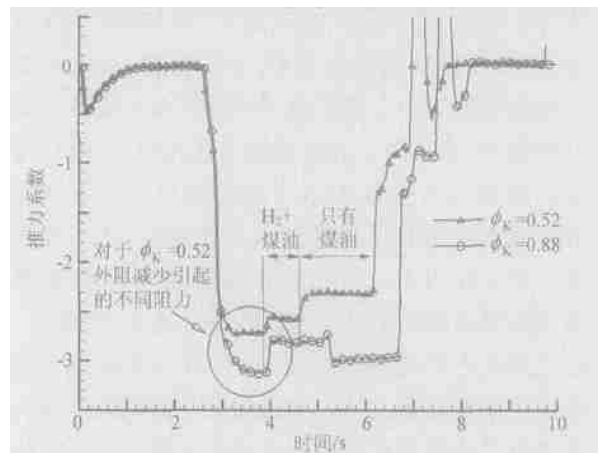


图7 进气道C+燃烧室的推力曲线

Fig. 7 Thrust curves of combustor coupled with inlet C

加了不少,即使通过措施减小外阻($\phi_K = 0.52$),阻力绝对值仍然很大。

为了增大捕获流量,在进气道 B 基础上将进气道唇口向前移动了 40mm,即进气道 D 。燃烧室隔离段长度为 5 倍水力直径,与图 6 中的工况进行比较。在相同煤油当量比 $\phi_K = 1.21$ 下,试验表明空气捕获量增加,更多的煤油能够参与燃烧,燃烧室压强整体又有提高,此时预燃激波串起始位置停留在隔离段入口附近,处于临界状态;推力增益增加了近 30%,而且纯煤油燃烧时,模型发动机的推力已经为正推力。图 8 给出了模型发动机壁面的压强分布与推力曲线。

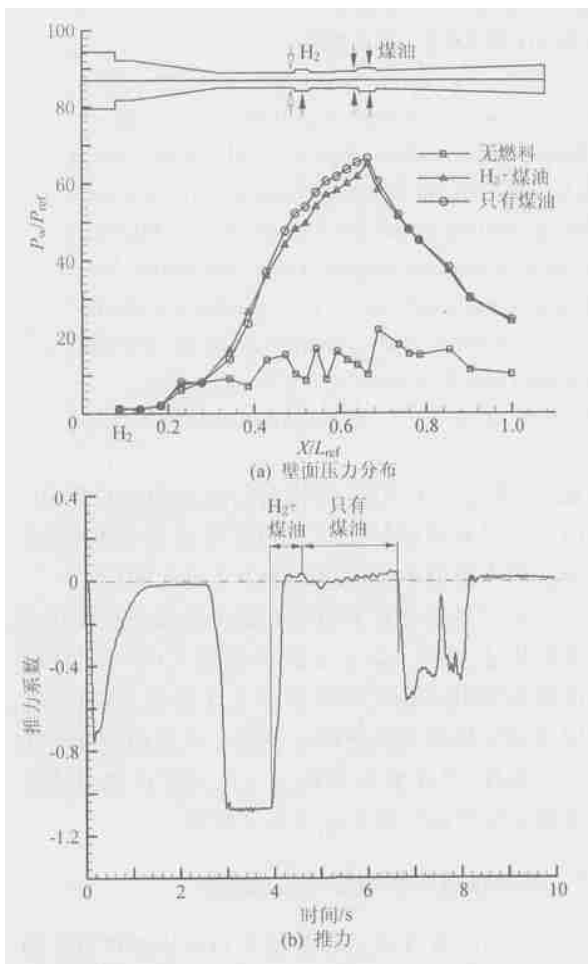


图 8 进气道 D + 燃烧室的壁面压力分布与推力曲线

Fig. 8 Wall pressure distribution and thrust curve of combustor coupled with inlet D ($\phi_K = 1.21$)

3 结 论

(1) 隔离段长度对发动机性能有重大影响,隔离段太短时,进气道流动极易受燃烧室反压影响,甚至使进气道不启动,加长隔离段能提高其

抗反压的能力,从而可以获得更高的燃烧性能。

(2) 较高收缩比三维压缩进气道的流场畸变程度较高,隔离段抗反压能力弱,此时要求隔离段长度更长。

(3) 进气道流动受反压影响时,会对燃烧性能产生很大影响,燃烧效率、发动机推力显著下降,甚至可能导致发动机熄火。

参 考 文 献

- [1] Tishkoff J M, Drummond J P, Edwards T. Future directions of supersonic combustion research [R]. Air Force/NASA Workshop on Supersonic Combustion, AIAA 97-1017, 1997.
- [2] Curran E T. Scramjet propulsion[M]. Progress in Astronautics and Aeronautics. Volume 189, 2000.
- [3] Yu G, Li J G, Yang S R, et al. Investigation of liquid hydrocarbon combustion in supersonic flow using effervescent atomization[R]. AIAA 2002-4279, 2002.
- [4] 刘小勇. 冲压发动机双模态燃烧的理论及试验研究[R]. 中国国防科技报告, 2000.
Liu X Y. Theoretical and experimental research on dual mode combustion of ramjet[R], GF Report, 2000. (in Chinese)
- [5] 孙英英, 韩肇元, 司徒明, 等. 高温富油燃气作引导火焰的煤油超燃研究[J]. 推进技术, 2001, 22(2):
Sun Y Y, Han Z Y, Situ M, et al. Investigation on supersonic combustion of kerosene using fuel-rich hot gas as pilot flame [J]. J of Propulsion Technology, 2001, 22(2): 157 - 161. (in Chinese)
- [6] 徐旭, 蔡国飙. 氢/碳氢燃料超声速燃烧的数值模拟[J]. 推进技术, 2002, 23(5): 398 - 401.
Xu X, Cai GB. Numerical simulation on combustion of hydrogen/hydrocarbon in supersonic airstream [J]. J of Propulsion Technology, 23(5): 398 - 401. (in Chinese)
- [7] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion [M]. AIAA Educational Series, 1994.
- [8] Mathur T, Gruber M, Jackson K, et al. Supersonic combustion experiments with a cavity-based fuel injector [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6):
- [9] 刘卫东, 梁剑寒, 丁猛. 超燃冲压模型发动机试验研究[R]. 中国国防科技报告, 2002.
Liu W D, Liang J H, Ding M. Experimental studies on scramjet model engine [R]. GF Report, 2002. (in Chinese)
- [10] 丁猛. 超声速/高超声速进气道-隔离段流场的数值模拟[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2001.
Ding M. Numerical simulation on supersonic/hypersonic inlet-isolator [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2001. 49 - 52. (in Chinese)

作者简介:



丁 猛 (1974 -) 男, 浙江绍兴人, 国防科技大学航天与材料工程学院博士生, 主要从事高超声速推进技术研究。

(责任编辑: 刘振国)