

亚燃模态下释热分布对发动机性能的影响^{*}

肖保国, 田野, 张顺平, 邢建文

(中国空气动力研究与发展中心 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 为揭示释热分布对亚燃模态下超燃发动机性能的影响规律, 对马赫数2.0, 总温1100K, 总压1.0MPa的来流, 完成了燃烧室直连式实验和数值模拟研究。针对上游释热和下游释热条件, 对比了发动机壁面压力分布, 分析了内流道一维质量加权马赫数, 获得了发动机部件和总体性能数据。结果表明, 在总当量比相同情况下, 上游释热能够获得更好的发动机性能, 没有尾喷管时比下游释热获得的推力高出约18%, 但在有尾喷管时只相差2.6%; 对于本文构型, 燃烧室和尾喷管是发动机推力的主要来源, 两种释热分布下, 二者产生的推力超过了发动机总推力的90%; 但对于更高总当量比, 上游释热可能会导致进气道不启动, 需要增加下游释热获得更高的发动机性能。

关键词: 超燃发动机; 释热分布; 亚燃模态; 实验; 数值模拟

中图分类号: V211.73

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2016) 11-2017-06

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2016.11.003

Effects of Heat Release Distribution on Scramjet Performance under Ramjet Mode Conditions

XIAO Bao-guo, TIAN Ye, ZHANG Shun-ping, XING Jian-wen

(Science and Technology on Scramjet Laboratory, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: In order to find the influence law of heat release distribution on scramjet performance under ramjet mode conditions, a direct-connect combustor experiment and numerical simulation were carried out at the inflow Mach number 2.0, stagnation temperature 1100K and stagnation pressure 1.0MPa. Wall-pressure distribution and 1-D mass weighted Mach number were compared and analyzed for upstream heat release and downstream heat release. Performance parameters of scramjet component and overall scramjet were also achieved. Results show that better thrust performance was obtained in upstream heat release mode for the constant total equivalence ratio. Upstream heat release mode show 18% higher in thrust of scramjet without the nozzle than that of downstream heat release mode. However, there was only 2.6% difference of thrust when the scramjet has the nozzle. The combustor and nozzle were the primary component that are used to produce the thrust, which was more than 90% of the total thrust of overall scramjet for the two heat release modes. As the total equivalence ratio increases, the inlet unstart may be occurred under the upstream heat release mode. Therefore, the downstream heat release mode should be adopted to produce better thrust performance of scramjet.

Key words: Scramjet; Heat release distribution; Ramjet mode; Experiment; Numerical simulation

^{*} 收稿日期: 2015-06-02; 修订日期: 2015-07-27。

基金项目: 国家自然科学基金 (51376193; 91441204)。

作者简介: 肖保国, 男, 博士, 副研究员, 研究领域为超声速燃烧。E-mail: xbgxl@163.com

1 引言

对于宽马赫数范围工作的双模态超燃冲压发动机来说,在飞行马赫数3~6范围内,亚燃模式是获得最佳性能的主要工作方式^[1]。当发动机需要以亚燃模式运行时,一般通过调节燃烧释热分布,使燃烧室产生热壅塞形成“热喉道”,同时在隔离段产生预燃激波串而导致压力上升和分离区的出现。但如果隔离段压力升高超过一定的阈值,会导致进气道进入不启动的工作状态。燃烧释热分布的合理调节对于亚燃模式下发动机安全运行,获得较高性能具有重要的工程应用价值。

在地面试验中,由于通过连续改变来流条件来实现燃烧模式转换是非常困难的,燃烧释热分布的合理调节更多的是被用来实现模式转换。Takahashi^[2]和Le^[3]在固定来流条件下,通过改变燃料流量的方式实现了燃烧模式的转换。Fotia和Driscoll^[4~6]研究了隔离段激波串、燃烧室和内部火焰动力学之间的耦合,通过主动供油和被动壁面加热实现了不同燃烧模式。

为实现双模态超燃冲压发动机在每个飞行状态均具有较好性能,一种被证明可行的技术途径是在发动机燃烧室内布置足够多的燃料注入位置,通过精细调节燃料的注入、混合和燃烧释热分布来匹配发动机的性能需求^[7]。因此,释热分布不仅影响发动机的燃烧模式,更多的是对发动机性能有较大影响。

Mitani^[8]在试验中通过增加燃料流量,使得双模态冲压发动机从低推力、弱火焰的弱燃烧模式进入高推力、明亮火焰的强燃烧模式。Tomioka等^[9]针对来流马赫数2.5的直连式实验研究表明,在带支板的燃烧室中,相对上游支板单点喷注,分级喷注能够加入更多燃料且不会导致设备喷管内流动分离,同时燃烧室推力增益提高了一倍。Kobayashi等^[10]的实验研究同样表明两级喷注相对单级喷注带来的推力增益可以提高37%。Kanda等^[11]通过调节喷注方案,研究了亚燃模式不同释热方式下发动机的推力性能,结果表明下游亚燃模式下发动机的推力和燃烧室峰值压力更小。Kanenori Kato^[12]利用不同释热分布研究了双模态发动机内上游和下游亚燃模式对发动机性能的影响,结果表明上游亚燃模式比下游亚燃模式获得的推力性能更好,但对于下游亚燃模式可以加入更多的燃料,有可能获得更大的推力性能。

国防科学技术大学^[13]研究了在模拟飞行高度为

25km,来流马赫数6的情况下燃油喷射位置和燃油分配对发动机性能的影响。试验结果表明,采用分布喷油方案可以降低燃烧室局部热流强度,合理设定燃料当量比及燃油喷注位置可获得更好的性能。中国科学院力学研究所研究了释热分布对超燃冲压发动机性能的影响^[14],研究结果表明燃烧室内压力的提高有利于改善发动机的推力性能,但是采用过于集中的释热方案不利于提高最大释热率,抑制了发动机潜在推力性能的提高。而在燃烧室内分阶段释热不仅能够降低发动机发生热壅塞的机会,同时还可以提高发动机潜在的推力性能。西安航天动力研究所研究了燃油分配对超燃冲压发动机性能的影响^[15],通过分析表明:超燃冲压发动机的两级燃油分配比例直接影响发动机内流道内的流动参数分布、燃烧模式及发动机比冲等性能参数。

在前期获得的燃烧模式判别准则^[16]和释热分布对燃烧模式影响机理^[17]的基础上,本文采用直连式实验获得了亚燃模式下不同释热分布时燃烧室壁面压力分布,然后通过三维大规模并行计算获得了燃烧流场参数和燃烧室性能,最后数值模拟分析了扩张段后有尾喷管时不同释热分布对亚燃模式下发动机性能的综合影响。

2 实验和数值研究方法

2.1 实验模型和实验条件

本文将对如图1所示直连式超燃冲压发动机燃烧室模型进行研究。模型总长约1200mm,隔离段高度为30mm,长度 L 约为350mm。燃烧室带有两个稳焰凹槽,第一凹槽内装有点火器,长深比约5.0;第二凹槽长深比约13.0,第二凹槽后上下壁面各有一个2°的扩张角。液态煤油燃料共有3个喷注位置,分别为图1中的K1、K2和K3。煤油喷注位置K1上游留有先锋氢气喷注孔,燃烧室点火成功后关闭先锋氢气。

实验在直连式燃烧加热设备进行,实验过程中没有安装尾喷管。地面实验模拟了飞行马赫数4.5条件下的隔离段入口参数,来流气体为氢气和空气加热的高焓气体,确保氧气体积比例为21%。模型入口来流马赫数2.0,总温1100K,总压1.0MPa。实验中总燃油当量比为0.6,有两种喷注方案。第一种方案所有燃料只在K1位置喷入,本文记为“600”,称为上游释热方案;第二种方案是燃料只在K2和K3位置喷入,每个位置的当量比为0.3,本文记为“033”,称为下游释热方案。实验测量了发动机上壁面中心线上的压强分布。

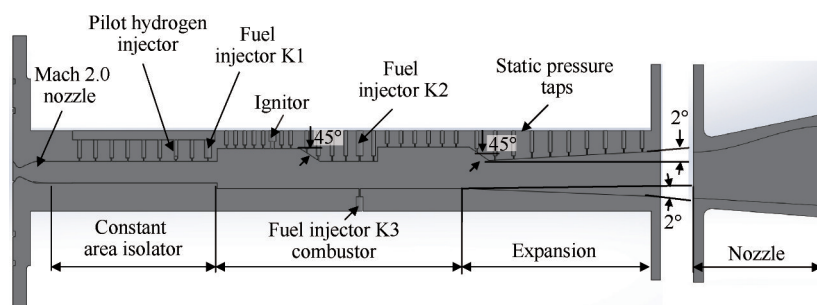


Fig. 1 Configuration sketch of the combustion wind tunnel and combustor model

2.2 数值计算方法

在研究中,本文采用三维大规模并行数值计算软件对实验状态进行了模拟,给出了燃烧室中心线上壁面压力分布和燃烧马赫数分布等,并与实验结果进行了对比。另外,为了充分比较不同释热分布对发动机性能的综合影响,也对扩张段后带有尾喷管的状况进行了数值模拟。

计算采用具有自主知识产权的AHL3D大规模并行软件,可以模拟二维或三维、定常或非定常、完全气体或化学非平衡流动,具有多种湍流模型,该软件针对超燃冲压发动机开展了非常广泛的研究,其可靠性得到了普遍认证^[18~20]。本文采用三维化学反应控制方程,为了能够准确模拟边界层流动,壁面法向第一层网格的高度为 $1.0\mu\text{m}$,以确保 $y^+ \leq 1$ 。计算中对煤油做气态假设,喷孔处煤油的速度为声速。湍流模型采用 $k-\omega$ TNT双方程模型,无粘通量采用Steger-Warming分裂格式,出口为超声速出流,采用外推。

3 结果及分析

利用来流压力 p_∞ 对燃烧室壁面压力 p 进行无量纲化后,图2给出了不同释热分布下计算和实验测量结果的对比。在隔离段,两种释热分布下的实验壁面压力几乎一致,表明风洞实验来流条件重复性较好,不同实验车次来流差异对发动机性能的影响可以忽略。两种释热分布下燃烧室压力峰值差别不大,在扩张段出口压力趋于一致。两个状态的壁面压力计算值与实验测量值吻合较好,计算结果能够准确反映燃烧流场的特性。

图3给出了计算得到的整个内流道一维质量加权的马赫数分布。从计算结果来看,两种释热分布下燃烧室内一维马赫数均出现小于1的区域,因此从马赫数分布角度^[21]可以认为在这两种喷油方案下发动机均处于亚燃模态,上游释热时可以定义为上游

亚燃模态,下游释热时为下游亚燃模态^[12]。

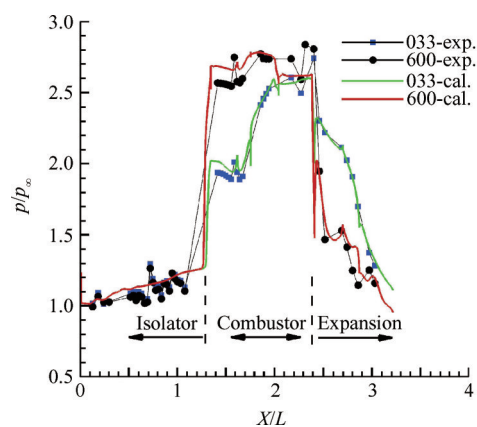


Fig. 2 Pressure comparison between calculation and experiment on the upper wall

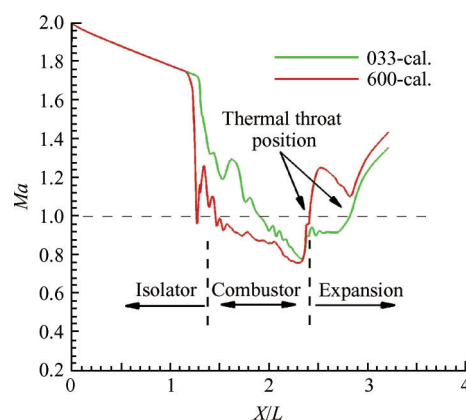


Fig. 3 Mass weighted Mach number distribution

对于上游释热,燃料从K1喷入后在凹槽区域迅速燃烧,释热主要在燃烧室上游完成,导致燃烧室压力升高,超声速来流被减速,亚声速区域开始出现。燃烧释热和流道几何构型相互作用下出现热壅塞,产生热力喉道,同时流道面积扩张,亚声速气流再次被加速到超声速。下游释热时,燃料更多的在第二凹槽以后区域燃烧,释热主要在燃烧室下游完成,因

此燃烧室压力要明显低于上游释热时压力,但扩张段的压力高于上游释热时的结果。由于释热区域的差异,上游释热时气流开始减速和热力喉道出现的位置都明显提前于下游释热时的结果。

释热分布不仅影响发动机的燃烧模态,更多的是对发动机性能有较大影响。表1给出了两种释热分布下发动机各部件和整个内流道的推力性能,其中推力采用内流道壁面受力的积分在轴向投影的分量计算获得,且沿流动方向为推力的负方向。同时利用数值模拟对扩张段后有尾喷管时不同释热分布进行了计算分析,在表1中也给出了其性能参数。由于两种释热分布情况下,燃烧室背压都没有对隔离段产生较大影响,因此隔离段沿流动方向阻力差别不大。在没有尾喷管状况下,上游释热时,燃烧室推力为整个内流道推力的94.5%,下游释热时这个比例为85.4%,在有尾喷管时,这一比例也分别高达54.3%和42.6%,而尾喷管则分别占了42.3%和50.1%,可见燃烧室和尾喷管是本文构型发动机推力的主要来源,二者产生的推力超过了发动机总推力的90%。

上游释热时,能量主要在燃烧室释放,燃烧室压力较高,推力比下游释热时高出了约280N;下游释热时,能量主要在第二凹槽和扩张段释放,扩张段压力明显高于上游释热时的结果,相应的推力也提高了约100N。下游释热时,进入尾喷管的气流压力更高(图4所示),因此比上游释热时尾喷管的推力高出143N,约15.4%。没有尾喷管时,上游释热时发动机总推力比下游释热时高出189N,约18%,增加尾喷管后,这两个数据分别下降到56N和2.6%。

从图5燃烧流场主要组分的质量分数分布来看,在上游释热时,煤油经过燃烧室、扩张段进入尾喷管后基本完全反应掉,下游燃烧时则略有剩余。由于上游释热时,燃料反应的空间区域更广,在发动机内滞留时间更长,因此反应更加充分,燃烧后产生了更多的CO₂;而下游释热时则产生了更多中间产物CO,尾喷管出口CO₂的质量分数比上游释热时低了约

12.5%,发动机推力相应的也要低些。图6清楚给出两种释热情况下半宽发动机扩张段和尾喷管内CO₂分布的差异。从图中结果来看,下游释热时CO₂主要分布在尾喷管的上下壁面附近,中间核心流区域的CO₂浓度较低;上游释热时,由于只在上壁面方向喷油,因此CO₂更多的分布在上壁面区域。

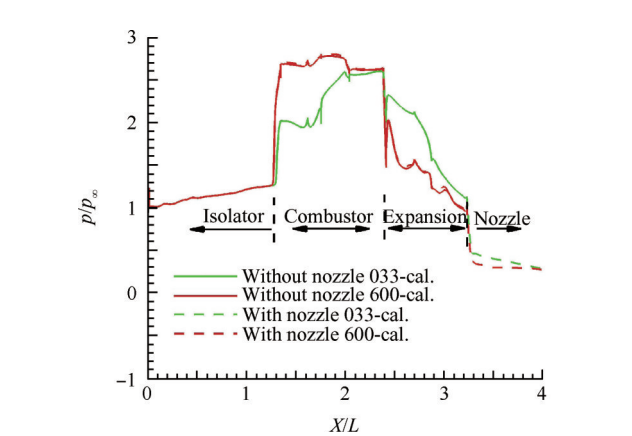


Fig. 4 Distribution of calculational pressure with nozzle

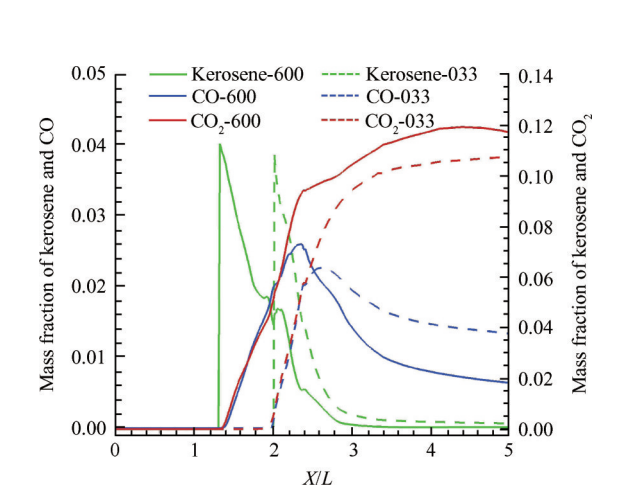


Fig. 5 Mass fraction distribution of reactant and product

总体来看,增加尾喷管后,扩张段流出的高压气体进入尾喷管会对整个发动机推力产生了较大提升,两种释热分布对总推力性能的影响不大,但上游释热时燃烧室背压已经开始影响隔离段出口流场。因此,如果增加总当量比进一步提高发动机性能,保

Table 1 Scramjet thrust performance for various heat release distributions (N)

Case	Isolator	Combustor	Expansion	Nozzle	Total
033	-229	909	385	—	1065
033-nozzle	-229	909	385	1070	2135
600	-210	1185	280	—	1254
600-nozzle	-211	1191	285	927	2191

证进气道安全稳定运行,需要综合考虑两种释热分布的运用。

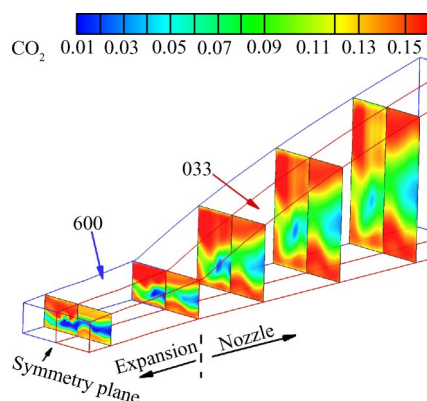


Fig. 6 Comparison of mass fraction distribution between the two heat release modes

4 结 论

通过本文研究,得到如下结论:

(1)在总当量比相同情况下,上游释热能够获得更好的发动机性能,没有尾喷管时比下游释热获得的推力高出约18%,增加尾喷管后只相差2.6%。

(2)对于本文构型,燃烧室是发动机推力的一个主要来源,没有尾喷管时,上游释热时燃烧室推力为发动机总推力的94.5%,下游释热时也高达85.4%;有尾喷管时,这一比例也分别高达54.3%和42.6%,而燃烧室和尾喷管共同产生的推力超过了发动机总推力的90%。

(3)本文研究条件下,两种释热分布下发动机均为亚燃模态,但上游释热时燃烧室背压已经开始影响隔离段出口流场,如果增加总当量比进一步提高发动机性能,保证进气道安全稳定运行,需要综合考虑两种释热分布的运用。

(4)上游释热和下游释热对本文发动机总体性能影响不大,但不同的释热分布为发动机超燃模态和亚燃模态相互转换提供了更多的可实现控制路径。

参考文献:

- [1] Charles R, McClinton. X-43-Scramjet Power Breaks the Hypersonic Barrier Dryden Lectureship in Research for 2006[R]. AIAA 2006-1880.
- [2] Takahashi S, Demise S, Oshita M. Correlation Between Heat Flux Distribution and Combustion Mode in a Scramjet Combustor[R]. AIAA 2001-1191.
- [3] Le D B, Goynes C P, Krauss R H. Experimental Study of a Dual-Mode Scramjet Isolator[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(5): 1050-1057.
- [4] Fotia M L, Driscoll J F. Isolator Combustor Interactions in a Direct-Connect Ramjet-Scramjet Experiment[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 28(1): 83-95.
- [5] Matthew L Fotia, James F Driscoll. Ram-Scram Transition and Flame/Shock-Train Interactions in a Model Scramjet Experiment[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, 29(1): 261-273.
- [6] Matthew L Fotia, James F Driscoll. Experimental Investigation of Ram/Scram-Mode Transition Mechanics [R]. AIAA 2012-5835.
- [7] Edward T C. Scramjet Engines: the First Forty Years [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(6): 1138-1148.
- [8] Mitani T, Chinzei N, Kanda T. Reaction and Mixing-Controlled Combustion in Scramjet Engines[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(2): 308-314.
- [9] Sadatake Tomioka, Atsuo Murakami, Kenji Kudo, et al. Combustion Tests of a Staged Supersonic Combustor with a Strut [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(2): 293-300.
- [10] Kan Kobayashi, Sadatake Tomioka, Kanenori Kato, et al. Performance of a Dual-Mode Combustor with Multi-staged Fuel Injection [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(3): 518-526.
- [11] Takeshi Kanda, Nobuo Chinzei, Kenji Kudo, et al. Dual-Mode Operations in a Scramjet Combustor[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(4): 760-763.
- [12] Kanenori Kato, Takeshi Kanda, Kan Kobayashi, et al. Downstream Ramjet-Mode Combustion in a Dual-Mode Scramjet Engine[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(3): 511-517.
- [13] 李大鹏. 煤油双模态冲压发动机燃烧室工作过程研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2006.
- [14] 陈 强, 陈立红, 顾洪斌, 等. 释热分布对超燃冲压发动机性能的影响及优化[J]. *推进技术*, 2009, 30(2): 135-138. (CHEN Qiang, CHEN LI-hong, GU Hong-bin, et al. Investigation of the Effect and Optimization of Heat Release Distributions in the Combustor on Scramjet Performance [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2009, 30(2): 135-138.)
- [15] 姚照辉, 李光熙, 张蒙正, 等. 燃油分配对超燃冲压

- 发动机的性能影响仿真分析[J]. 火箭推进, 2013, 39(4): 30-35.
- [16] 肖保国, 晏至辉, 田野, 等. 超燃发动机燃烧模态判别准则初步研究[J]. 推进技术, 2015, 36(8): 1121-1126. (XIAO Bao-guo, YAN Zhi-hui, TIAN Ye, et al. Preliminary Study on Distinguish Criterion of Combustion Mode for Scramjet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(8): 1121-1126.)
- [17] 王西耀, 肖保国, 田野, 等. 当量比对燃烧模态的影响机理分析[J]. 推进技术, 2015, 36(4): 488-494. (WANG Xi-yao, XIAO Bao-guo, TIAN Ye, et al. The Analysis of Influence of Fuel-Air Ratio on the Mechanism of Combustion Mode[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(4): 488-494.)
- [18] Shunhua Yang, Jialing Le. Computational Analysis of a Kerosene-Fueled Scramjet [R]. *ISABE-2005-1195*.
- [19] 肖保国, 杨顺华, 邢建文, 等. 并行原位自适应建表方法在超燃计算中的应用[J]. 推进技术, 2010, 31(4): 412-417. (XIAO Bao-guo, YANG Shun-hua, XING Jian-wen, et al. An Application of Parallel in situ Adaptive Tabulation Method in Calculation of Supersonic Combustion[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(4): 412-417.)
- [20] 肖保国. 碳氢燃料简化动力学模型和当地自适应建表方法在超燃并行计算中的应用[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2009.
- [21] Daniel J Micka, Sean M Torrez, James F Driscoll. Heat Release Distribution in a Dual-Mode Scramjet Combustor-Measurements and Modeling[R]. *AIAA 2009-7362*.
- (编辑: 梅 瑛)