

文章编号: 1000-8055(2004) 05-0713-05

非壅塞固体火箭冲压发动机 二次燃烧试验研究

夏智勋, 胡建新, 王志吉, 郭 健, 张 炜, 姜春林
(国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 通过直连式试验研究非壅塞固体火箭冲压发动机二次燃烧影响因素。试验结果表明, 当空燃比在一定范围内变化时, 若空燃比变大, 则燃烧效率升高, 当空燃比达到一定程度后再增加, 则燃烧效率降低; 对于铝镁贫氧推进剂取较小的后置长度时燃烧效率较高; 与两股燃气射流向外喷射相比, 两股燃气射流向内喷射的燃烧效率明显高; 燃气射流与空气流在进气道出口直接撞击不利于燃烧效率的提高。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 火箭冲压发动机; 整体式固体火箭冲压发动机; 燃烧过程; 燃烧试验; 突扩燃烧室

中图分类号: V 435

文献标识码: A

Experimental Investigation on Secondary Combustion in Unchoked Ducted Rocket

XIA Zhi-xun, HU Jian-xin, WANG Zhi-ji,
GUO Jian, ZHANG Wei, JIANG Chun-lin

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

Abstract: Some experimental investigations have been done on a direct-connect test bed. The experimental investigation is aimed at exploring factors that affect unchoked ducted rocket combustor efficiency. Aluminum/magnesium-loaded fuel-rich HTPB (Hydroxyl Terminated Polybutadiene) propellant was used. The effect of factors, such as air/fuel ratio, dome height, angle of gas injector on performance of the combustor and the engine was examined. In a definite range of air-fuel ratio, with the increase of air-fuel ratio, combustion efficiency increases. After air-fuel ratio reaches some definite point, further increase of air-fuel ratio, a decrease trend of combustion efficiency is observed. Decreasing the dome height increases combustion efficiency. The impinging jet injection device improves combustion efficiency. If the fuel streams impinge with the airstreams directly at the exit of air-inlet, it makes negative effect on combustion efficiency.

Key words: aerospace propulsion system; ducted rocket motor; integral ramjet rocket; combustion process; combustion experiment; side dump combustor

收稿日期: 2003- 12- 05; 修订日期: 2004- 03- 11

作者简介: 夏智勋(1961-), 男, 湖南益阳人, 国防科学技术大学航天与材料工程学院教授, 博士生导师, 主要从事固体火箭冲压发动机技术和导弹总体与发动机一体化设计技术研究。

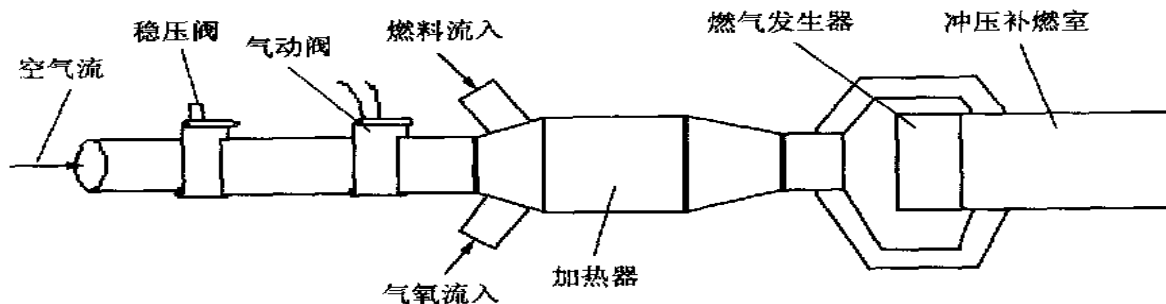


图 1 非壅塞固体火箭冲压发动机直连式试验设备简图

Fig. 1 Schematic of connected-pipe experiment system

在固体火箭冲压发动机突扩型补燃室中,头部流场结构包括空气射流、富燃燃气射流的交互渗透掺混,多个回流区及边界层的相互耦合,起着控制二次燃烧过程的重要作用,其中空燃比、进气道后置长度等对燃烧室中的漩涡结构有重要影响^[1~3]。通过分析补燃室内的气体状态参数分布,研究不同空燃比、进气道后置长度和空气进气角度时补燃室内燃烧的过程和特点,对于组织好补燃室内的二次燃烧,提高燃烧效率具有重要意义。近期, Mayer A E H J^[4]与 Stowe R A^[5]等通过数值模拟、直连试验和水流试验来研究空燃比、空燃动量比、头部高度、燃气喷管和进气道倾角等因素的变化对燃烧效率的影响。国内外关于固体火箭冲压发动机的研究及应用主要集中于壅塞式固体火箭冲压发动机系统,对非壅塞式固体火箭冲压发动机研究较少^[6,7]。文献[6]主要研究了非壅塞固体火箭冲压发动机燃气发生器内贫氧推进剂燃速随补燃室压强变化而进行自适应调节。本文通过直连式试验,研究空燃比和补燃室结构对非壅塞固体火箭冲压发动机二次燃烧的影响。

1 固体火箭冲压发动机二次燃烧试验系统和参数

在非壅塞固体火箭冲压发动机中,燃气发生器所用贫氧推进剂的氧化剂含量仅 25%~40%,进入补燃室的燃气是富燃的,空气通过进气道进入补燃室,从而空气中的氧气与富燃的燃气流发生二次燃烧。图 1 示出了非壅塞固体火箭冲压发动机直连式试验设备简图。空气来自高压储气罐,经稳压阀、气动阀进入加热器,由燃料和气氧加热空气。加热的空气分两路经进气道进入补燃室。空气与燃气发生器喷出的富燃燃气在补燃室中掺混、燃烧,形成高温燃气,并经发动机主喷管排出产生推力。试验中所采用的推进剂为铝镁贫氧推

进剂,燃烧效率定义为特征速度的试验值与理论值之比,即 $\eta^* = C_{exp}^*/C_{th}^*$ 。其中,特征速度的理论值 C_{th}^* 由发动机热力计算得出,而试验值为 $C_{exp}^* = P_{t4} A_t / \dot{m}_t$ 。 P_{t4} 为冲压补燃室尾部总压, A_t 为发动机主喷管喉部面积, $\dot{m}_t$ 为补燃室出口质量流量应为空气流量和燃料流量之和。

2 结果分析与讨论

2.1 空燃比对燃烧效率的影响

由于冲压发动机补燃室压强比较低,当燃气经过冲压喷管膨胀到外界压强时,燃气温度也不会下降太多,从而大热量没有转化为动能,因此可以设置比化学当量比高的空燃比。在 4 种空燃比下进行了试验研究,4 种空燃比分别为 10, 15, 29, 35, 空气进气角度均为 60°;采用单燃气喷管,沿轴向喷射。图 2 是空燃比是 10(a 图)和 15(b 图)时,燃气发生器压强和补燃室压强随时间的变化。由于燃气发生器采用非壅塞喷管,燃气发生器和补燃室压强变化同步且值大致相同。因此对于飞行高度、速度及攻角变化所引起的补燃室压强变化,燃气发生器内贫氧固体推进剂的燃速和燃气流量可以自动调节,使发动机在设计状态附近工作,具有良好的自适应调节能力。

表 1 是空燃比对燃烧效率影响的试验结果。在试验过程中,用调节空气流量来改变空燃比,为了不使补燃室压强很高,采用了 2 种尺寸的冲压喷管。前 2 种空燃比采用的小尺寸冲压喷管,因此压强比较高。后 2 种空燃比采用的大尺寸冲压喷管,因此压强比较低。在相同的条件下,当补燃室压强比较高时,燃烧效率也较高^[3]。后 2 种空燃比试验中补燃室压强比前两种试验压强低很多,但燃烧效率却高不少,说明空燃比对燃烧效率的影响更大。从表中数据可以看出,随着空燃比增大,

表 1 空燃比对燃烧效率的影响试验结果

Table1 Experimental case for the effect of Air/fuel ratio

	№1	№2	№3	№4
药柱平均燃速/(mm/s)	3.819 8	4.068 5	1.598 5	0.928 7
平均燃料质量流量/(kg/s)	0.025 1	0.022 1	0.005 5	0.005 4
平均空气质量流量/(kg/s)	0.254 4	0.330 1	0.161 6	0.190 5
平均空燃比	10	15	29	35
燃气发生器压强/MPa	0.712 6	0.862 1	0.263 1	0.278 5
冲压补燃室压强/MPa	0.704 3	0.824 0	0.264 7	0.281 1
直连试验特征速度/(m/s)	872.769 8	810.219 1	746.755 7	676.243 5
理论计算特征速度/(m/s)	1 111.400	998.402 0	838.081 7	804.616 0
特征速度燃烧效率/%	78.53	81.15	89.10	84.04

燃烧效率也升高。当空燃比达到一定程度后再增

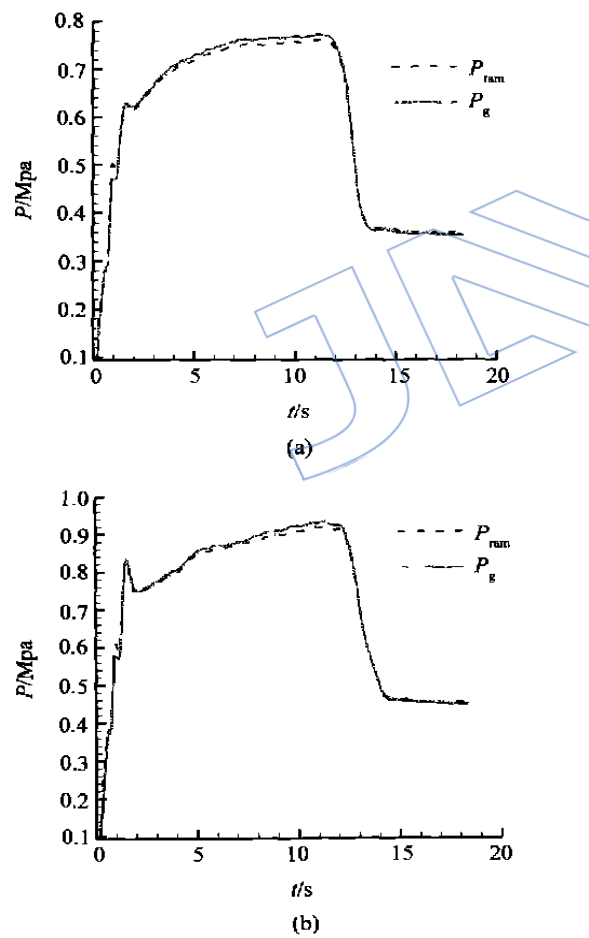


图 2 空燃比为 10(a 图)和 15(b 图),燃气发生器压强(P_g)和补燃室压强(P_{ram})变化

Fig.2 Pressure characteristics in secondary combustion chamber (P_{ram}) and gas generator (P_g)

加,则空气流量过太,增大了气流沿轴向的速度,并且降低了补燃室内温度,从而很多富燃燃气来不及反应就经发动机主喷管排出,燃烧效率降低。因此,在一定范围内增加空燃比,可使补燃室头部温度升高,为燃烧的进行尤其是颗粒的燃烧创造了较好的条件,大大提高了补燃室的燃烧效率。

2.2 进气道后置长度对燃烧效率的影响

进气道后置长度定义为旁侧进气口中心至补燃室前端点的轴向距离。对两种进气道后置长度进行了试验研究,分别为 53 mm, 94 mm, 空气进气角度均为 60°,采用单燃气喷管,沿轴向喷射。取试验发动机燃烧室半径进行无量纲化,得到无量纲长度分别为 1 和 1.8。表 2 是进气道后置长

表 2 进气道后置长度对燃烧效率影响的试验结果

Table 2 Experimental case for the effect of dome height

	№1	№2
药柱平均燃速/(mm/s)	3.456 5	3.702 0
平均燃料质量流量/(kg/s)	0.017 7	0.017 8
平均空气质量流量/(kg/s)	0.255 5	0.262 8
平均空燃比	14.445 8	14.746 1
燃气发生器压强/MPa	0.682 2	0.672 8
冲压补燃室压强/MPa	0.677 3	0.666 8
直连试验特征速度/(m/s)	858.711 7	822.833 9
理论计算特征速度/(m/s)	1 007.300	1 001.647 0
特征速度燃烧效率/%	85.25	82.15
试验条件(头部高度)/mm	53	94

表 3 燃气喷射方式对燃烧效率影响的试验结果
Table 3 Experimental case for the effect of fuel injector

	№1	№2	№3	№4	№5
药柱平均燃速/(mm/s)	4.068 5	3.819 8	3.634 4	3.420 7	4.449 1
平均燃料质量流量/(kg/s)	0.022 1	0.025 1	0.017 3	0.015 9	0.024 0
平均空气质量流量/(kg/s)	0.330 1	0.254 4	0.252 8	0.261 4	0.349 4
平均空燃比	14.909 0	10.146 0	14.608 3	16.390 0	14.552 6
燃气发生器压强/MPa	0.832 1	0.712 6	0.697 3	0.679 6	0.961 0
冲压补燃室压强/MPa	0.824 0	0.704 3	0.690 5	0.674 0	0.955 1
直连试验特征速度/(m/s)	810.219 1	872.769 8	885.278 1	841.830 9	885.995 0
理论计算特征速度/(m/s)	998.402 0	1 111.400 0	1 004.098	972.881 9	1005.190
特征速度燃烧效率/%	81.15	78.53	88.17	86.53	88.14
试验条件	两股燃气射流向外喷射 燃气与空气直接撞击		两股燃气射流向内喷射 燃气与空气直接撞击		向外喷射 非直接撞击

度对燃烧效率影响的试验结果。从表中数据可以看出,随着进气道后置长度增大,燃烧效率降低。

因此,适当减小进气道后置长度加强了头部回流旋涡的强度,增加了燃气同空气的燃烧空间,对提高燃烧效率有利。这与 Vanka^[1]得出的结论相同,但他进一步指出进气道后置长度不能过小,当 $L^*=0$ 时头部回流区尺寸很小,燃烧效率明显降低,从而,进气道后置长度有个最佳值。

2.3 燃气喷射方式对燃烧效率的影响

合理设置燃气发生器喷管的位置、数量、喷射速度和喷射角度,控制回流区的大小和强度,是改善二次燃烧性能的重要方面^[8]。本文对燃气喷射方式的影响进行了试验研究。所采用的燃气喷管数量为 2 个,对称布置,其中空气进气角度均为 60°。试验的一种情况为两股燃气向补燃室壁喷射,燃气与发动机轴向之间角度为 15°;另一种情况为两股燃气向轴线喷射,也既两股燃气射流相互撞击,燃气与发动机轴向之间角度为 175°。

燃气喷管与进气道的 2 种相对位置如图 3 所示。一种情况为 2 个喷管与进气道处于同一平面,使燃气在进气道出口处与空气射流相互撞击;另一种情况为 2 个喷管与进气道平面垂直,燃气射流与空气射流非直接撞击。

表 3 燃气喷射方式对燃烧效率影响的试验结果。由表中结果可以看出,燃气向内喷射既燃气相互自击,有利于燃烧效率的提高,这与文献[8]所作数值模拟结果相同。为了提高热值,固体火箭冲

压发动机所用贫氧推进剂均含有金属颗粒,在补燃室内的燃烧是两相燃烧过程,金属颗粒的燃烧程度很大程度上决定了燃烧效率的高低。燃气相互自击,有利于金属颗粒间的相互撞击,从而通过摩擦去除金属颗粒表面的氧化物层;有利于使熔融的较大的金属颗粒破碎为较小的颗粒,从而提高了燃烧效率。

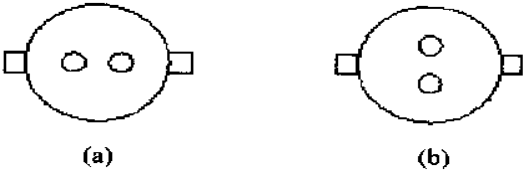


图 3 燃气喷管与进气道相对位置结构简图
Fig.3 Schematic of fuel injector orientation

从表中结果也可以看出,燃气射流与空气射流非直接撞击有利于燃烧效率的提高,这与文献[1]所作数值模拟结果相同。燃气与空气非直接撞击有利于空气通过回流区向补燃室头部扩散,加强了燃气同空气在头部的掺混效果;并有利于燃气同空气一起在进气道下游作旋涡运动,增加了燃气同空气的接触机会,改善了掺混效果,燃烧效率上升。

3 结 论

通过直连式试验研究非壅塞固体火箭冲压发动机二次燃烧影响因素,试验结果表明:

(1) 空燃比是影响固体火箭冲压发动机性能和燃烧效率的重要工作参数。在一定范围内增大空燃比, 燃烧效率升高。但当空燃比达到一定程度后, 继续增加则燃烧效率下降。

(2) 进气道后置长度影响补燃室头部回流区的尺寸和强度, 对于铝镁贫氧推进剂进气道后置长度不宜取得过大, 其后置长度的选取应以能够建立稳定的、强度适中的回流区为标准。

(3) 多股燃气射流相互撞击, 有利于金属颗粒的破碎和去除金属颗粒表面的氧化层, 为金属颗粒的燃烧创造良好的条件, 燃烧效率升高, 而燃气射流与空气流在进气道出口直接撞击不利于燃烧效率的提高。

(4) 对于飞行高度、速度及攻角变化所引起的补燃室压强变化, 非壅塞固体火箭冲压发动机具有良好的自适应调节能力, 使发动机在设计状态附近工作。

参考文献:

[1] Vanka S P, Craig R R, Stull F D. Mixing, Chemical Reaction

and Flow Field Development in Ducted Rockets[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1986, 12(1): 331– 338.

[2] Cherg D L, Yang V, Kuo K K. Numerical Study of Turbulent Reacting Flows in Solid-Propellant Ducted Rocket Combustors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1989, 15(3): 678– 685.

[3] 胡建新, 夏智勋, 王志吉, 等. 非壅塞固体火箭冲压发动机补燃室内流场数值模拟研究[J]. 固体火箭技术, 2002, 25(3): 12– 16.

[4] Mayer A E H J, Stowe R A. Experimental Study Into Mixing in a Solid Fuel Ducted Rocket Combustion Chamber[R]. *AIAA Paper* 2000– 3346.

[5] Stowe R A, Champlain A De, Mayer A E H J. Modeling Combustor Performance of a Ducted Rocket[R]. *AIAA Paper* 2000– 3728.

[6] 张伟, 夏智勋, 姜春林, 等. 新型非壅塞式固体火箭冲压发动机试验研究[J]. 推进技术, 1999, 20(1): 16– 18.

[7] 王志吉. 固体火箭冲压发动机燃烧过程仿真与实验研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2002.

[8] Vigot C, Bardelle L, Nadaud L. Improvement of Boron Combustion in a Solid-Fuel Ram rocket[R]. *AIAA* 86– 1590.