

整体式液体冲压发动机

宫本泉 张振家 邱新宇

(航空航天部31所)

摘要: 整体式冲压发动机是将固体助推火箭与巡航用液体燃料冲压发动机组合成为一个整体的新型动力装置,它是超声速、小体积、中远程导弹动力系统的最佳选择。整体式冲压发动机的出现将冲压发动机的应用推向一个新阶段,引起世界各国的广泛重视。近几年我国在整体式冲压发动机很多关键技术的研究上有所突破。液体冲压发动机和助推火箭共用一个燃烧室,使燃烧室中无法安装专门的机械式火焰稳定器和空气冷却衬筒,这为解决燃烧室的点火起动问题、振动问题及热防护问题带来了很大的困难。试验表明:冲压发动机的点火起动问题有多种解决方案,其中火焰稳定性准则的满足是点火起动的重要条件;燃烧室的进口流场,燃油浓度分布等对振动有很大的影响;计算表明,冲压发动机在飞行状态时,流经燃烧室壳体外表面的高速气流的冷却作用可大大降低燃烧室壳体的温度,在相同的冷却效果下,可降低对热防护层的要求。

主题词: 火箭冲压发动机, 点火, 振动, 防热

INTEGRATED LIQUID FUEL RAMJET ENGINE

Gong Benquan Zhang Zhenjia Qiu Xinyu

(The 31st Research Institute)

Abstract: The integrated ramjet which consists of a liquid fuel ramjet and a solid fuel booster is a new type of engine. It is the best choice for the propulsion system of supersonic, small volume, medium-and long-range missile. The integrated ramjet has wide field of application and is drawing attention from the world. In recent years, China has advanced greatly in the key technology of integrated ramjet. Since the liquid fuel ramjet and the booster share the same combustor, neither mechanical flame-holder nor air film cooling structure can be installed in the combustor. This causes some difficulty in design of ignition, combustion oscillation reduction and thermal protection. However test results show, several methods

can be used for solving the problem of ignition, and one of the keys is to meet the flame stability criteria. The flow field of combustor inlet, and the fuel distribution, etc. have a great effect on the combustion oscillation. The computation results also show: during flight, the high velocity airstream outside the wall of combustor can greatly reduce the temperature of the combustor wall, and as a result the challenge for thermal protection structure with the same cooling effect is reduced.

Keywords: Rocket ramjet, Ignition, Vibration, Heat protection

一、引言

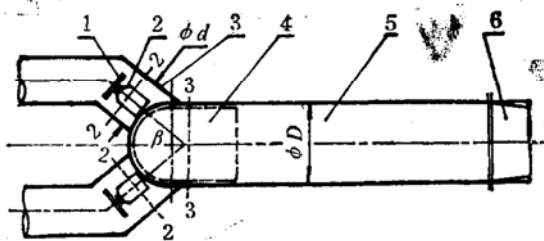
冲压发动机没有压气机及涡轮等转动部件,是一种结构简单,经济性较好的发动机。但必须用助推器将它助推到一定的速度后,冲压发动机才能开始工作。助推器无论是串联还是并联,都将增大导弹的阻力和重量,所以冲压发动机在50~60年代曾一度受到冷落。70年代中,整体式冲压发动机的出现为冲压发动机的发展带来了新的生机。整体式冲压发动机就是将固体助推火箭与巡航用液体燃料冲压发动机组合成一个整体的新型动力装置,助推火箭的药柱烧完后,空出来的空间作为冲压发动机的燃烧室。以整体式冲压发动机为动力的导弹,阻力和重量都大大降低。如在相同弹径的情况下,和采用外挂式发动机的导弹相比,阻力能降低20%以上。这样整体式冲压发动机就成为超声速、小体积、中远程导弹动力装置的最佳选择。

由于液体燃料冲压发动机和固体火箭共用一个燃烧室,而燃烧室的大小主要由固体火箭的装药量决定,我们希望用小的空间尽量多装药,再加上固体火箭工作时,燃烧室中的高温高速燃气,使得燃烧室中无法安装专门的机械式火焰稳定器和冷却空气衬筒。这样研制整体式冲压发动机的关键包括下列几个问题:一是在没有专门的机械式火焰稳定器的燃烧室中点火起动和组织燃烧;二是在没有任务机械式减振装置的帮助下,将燃烧室的振动控制在要求的范围之内;三是在没有气膜冷却的情况下,既达到要求的冷却效果,又尽量降低热防护层的厚度和重量;四是实现固体火箭发动机和液体冲压发动机之间的快速可靠转级。

二、突扩燃烧室的点火起动

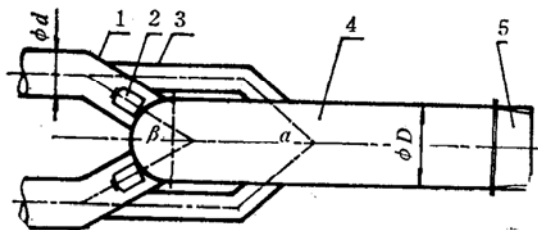
整体式冲压发动机燃烧室点火起动的条件与一般冲压发动机一样,必须具备点火源,火焰传播、火焰稳定三个条件。影响这三个条件的因素除燃油掺混外,还有气流流场和机械结构。其中燃油掺混和气流流场两个因素也是由燃烧室的结构决定的,所以燃烧室的结构设计对燃烧室的点火起动是至关重要的。

为了解决整体式冲压发动机的点火起动问题,我们进行了艰苦的探索试验,最后有二种结构的燃烧室成功地实现了点火起动,这二种方案分别是加粗方案(参见图1)和分流方案(参见图2)。这二种结构的燃烧室相同的结构参数有:燃烧室长径比 $L/D=4$,尾喷管相对面积 $A_{t,n}=0.75$ 。地面试验件的燃烧室均采用双层壁结构,中间通循环水冷却。采用烟火点火器在预燃室点火。不同的结构是:加粗方案为双管头部进气,两进气道出口处的面积突扩比 $A_3/A_2=1.084$,进气道出口轴线与燃烧室轴线的夹角 $\beta=40^\circ$,采用喷嘴环供油,喷嘴



1.喷嘴环 2.预燃室 3.进气道 4.流场
显示板 5.燃烧室 6.尾喷管

图1 加粗方案燃烧室



1.进气道 2.预燃室 3.分流进气道
4.燃烧室 5.尾喷管

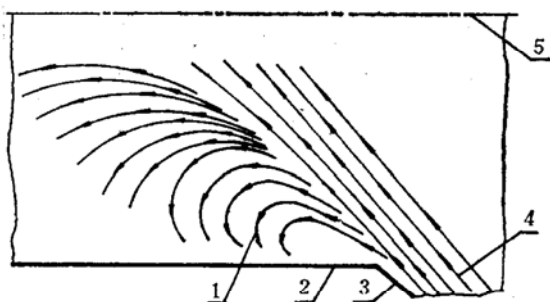
图2 分流方案燃烧室

为顺喷。分流方案的二个主进气道也是双侧头部进气，两主进气道出口处的面积突扩比 $A_3/A_2 = 1.633$ ，主进气道出口轴线与燃烧室轴线夹角 $\beta = 30^\circ$ ，两个分流进气道为方形，面积突扩比为4.1，分流进气道出口轴线与燃烧室轴线夹角 $\alpha = 40^\circ$ ，采用喷油杆在主进气道喷油，喷油孔垂直于气流，分流进气道中不喷油。

1. 这二种方案的燃烧室均在进气道预燃室之前喷油，此时只要喷油系统的布置大致合理（如均匀分布），由于喷油系统离突扩截面的距离较长，燃油掺混较充分，再加上两相气流经突扩截面后强烈紊流的影响，在燃烧室中，特别是回流区中基本上形成为均匀的两相混气，这就使燃油浓度分布对燃烧室的点火起动的的影响不很明显。所以燃油浓度分布作为整体式冲压发动机燃烧室点火起动的的必要条件是很容易满足的。

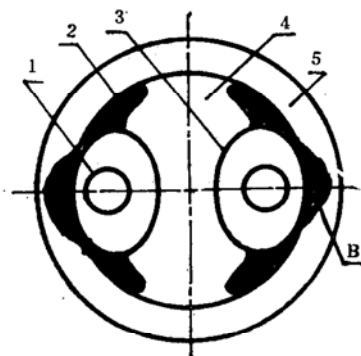
2. 这二种方案的燃烧室中均无专门的机械式稳定装置，而是借助于进气道与燃烧室头部壁面所形成的突扩台阶造成的回流区来稳定火焰。在较小突扩比的条件下，合理地调整进气道轴线与燃烧室轴线的夹角及进气口的位置，同样可以造成较大的突扩台阶尺寸，形成较大的回流区，从而保证火焰的稳定性。

试验过程中，我们曾采用油流显示技术测量了加粗方案燃烧室头部的流场，图3即为图1中虚线所示平面的流谱，从图中可明显看出，进气道出口的下游靠近燃烧室壁面处有明显的回流区。从热态试验后燃烧室头部的挂火情况（参见图4）可以看出，燃烧室头部六处有



1.回流区 2.燃烧室壁面 3.进气道出口
4.进气道出口气流 5.燃烧室轴线

图3 燃烧室头部流谱



1.预燃室 2.壁面积碳 3.进气道
出口 4.球状头部 5.燃烧室直段

图4 热态试验后燃烧室头部后视图

明显的火焰稳定区。图3所示的回流区对应于图4中的B挂火区。

3. 试验表明,当进气道出口处速度很高,尤其是局部出现超声流及激波时,一方面使预燃室出口的火焰无法传到回流区中,另一方面压缩了回流区,使回流区中顺流气流的速度太高,回流区无法稳定火焰,这时无论燃油浓度场和油气比怎样变化,也不能使发动机点火起动。

对于分流方案燃烧室,如果分流进气道流量为零,全部空气流量均通过主进气道进入燃烧室,当尾喷管封闭时,进气道出口即出现局部超声流和激波。此时通过改变预燃室在进气道中的安装位置(轴向、径向)、预燃室出口增设传焰槽,并改变传焰槽的结构、位置、数量等,并改变油气比,燃烧室均未能实现点火起动。

三、突扩燃烧室的振动问题

在燃烧室中,引起振动的原因很复杂,可定性地将这些原因分成三个方面:一是来自混气的形成过程,如不均匀供油,空气流量的脉动、雾化质量的周期性变化等都能造成振动燃烧,继而产生压力和速度的脉动;二是来自内流气体的流动过程,如进气道中和燃烧区中的旋涡脱落都能引起振动;三是来自燃烧室的燃烧过程,如火焰传播速度的变化,焰锋的不稳定性,来流总温变化引起燃烧迟滞时间的变化等都能引起振动。

1. 试验证明,燃烧室进口流场条件对振动有很大的影响。例如,在进气道中安装格栅,通过格栅的整流及将激波在冷态时推到扩张段内的双重作用,能大大改善燃烧室的点火起动过程的稳定性,图5为加粗方案燃烧室在进气道中安装格栅后的点火起动过程。图6为加粗方案燃烧室不安装格栅时的起动过程,此时由于进气道中气流转角太大,特别是在冷态时,进气道结尾正激波几乎在转弯段处,两者造成气流严重分离,分离处有周期性的旋涡脱落,使燃烧室的回流区不稳定,加之燃油浓度较贫,燃烧室时着时灭,结尾正激波时前时后,强度也随着时弱时强,使得燃烧室的贫油起动过程连续放炮。

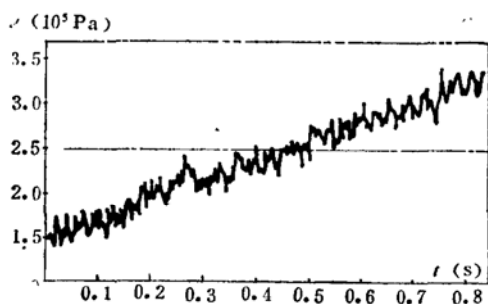


图5 安装格栅后的起动过程

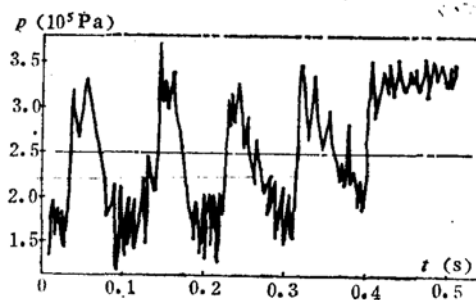


图6 不安装格栅的点火起动过程

2. 试验发现,加粗方案燃烧室在贫油状态下工作较平稳(安装格栅,下同),压力脉动较小,随着油压的升高,燃烧室中的燃油浓度逐渐变富,振动幅度也逐渐增大。图7是两次试验的结果,其中 α 是余气系数, E 为平均压力脉动量与平均压力之比。造成这种现象可能的原因是:燃烧室中的燃油浓度场不均匀,进气道出口段壁面积油较多,这些燃油直接进入

回流区,当燃烧室在富油状态时,促使回流区严重富油,造成燃烧和放热量脉动,引起压力振动。当燃烧室在贫油状态时,这些回流区的燃油浓度相应减小,变得较合理,不稳定燃烧消除,大大减小了振动的幅度。所以燃油浓度场的调整是整体式冲压发动机减振工作的一个重要方面。

3. 试验表明,燃烧室中凡是促使阻尼的增强和共振能量的耗散的结构对减轻振动都有好处。与传统的冲压发动机相比,整体式冲压发动机的燃烧室中没有多孔衬筒和火焰稳定器等能吸收压力波能量的装置,所以加粗方案和分流方案燃烧室在最平稳的工作状态下的振动幅度均比某型号冲压发动机的振动幅度大。

4. 试验表明,燃烧室内的振动频率和燃烧室的声振频率有着密切的关系。计算表明,燃烧室纵向一阶声振频率为80Hz,试验测得的燃烧室在富油状态下振动的基本频率为80~90Hz,二者较为一致。

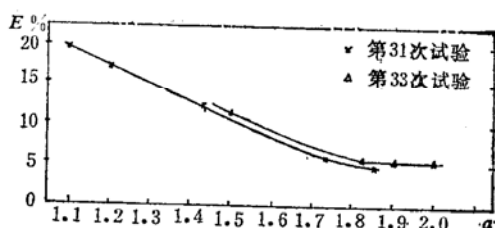


图7 振动与燃油浓度的关系

四、燃烧室的热防护问题

目前,国内外研究较多的是采用消融性衬里来减低结构温度。对这些热防护材料的要求是耐腐蚀、耐氧化、耐冲刷、隔热性好。就目前的研究水平,对短程导弹,由于工作时间短,结构简单,采用热防护层隔热是合适的。由于整体式冲压发动机工作时间较长(200~360s),要经历助推火箭和液体冲压发动机两级工作的考验,这时继续采用热防护层隔热,将使燃烧室的热防护层过厚。以目前的技术水平,热防护材料的线性烧蚀率达到0.05mm/s是不容易的,如发动机工作300s,热防护层的厚度至少需要15mm,这对追求小型化的发动机来讲是一个沉重的负担。

由于冲压发动机实际的工作条件是处于超音速飞行状态(一般 $M > 1.5$),流经燃烧室壳体外表面的高速气流对燃烧室壳体有很强的冷却作用,它能大大降低燃烧室壳体的温度。传统的冲压发动机多采用在燃烧室中加多孔衬筒,在衬筒与燃烧室壳体之间通冷却空气达到冷却燃烧室壳体的目的,这种方案也较容易实现。而整体式冲压发动机燃烧室内热防护层减薄或完全不用,对减轻发动机的重量和减小弹体阻力有很大的作用,这也是我们提出应重视对这一新的冷却途径进行研究的原因。

计算表明,燃烧室壳体热负荷最大处,只利用飞行时大气的冷却作用,内壁无任何热防护材料,在 $M = 2.0$, $t_H = 40^\circ\text{C}$ 时,燃烧室壳体的平衡温度为931℃。如果燃烧室壳体内壁面喷一层1mm厚的高温无机涂层,涂层的导热系数 $\lambda = 1\text{W/m}\cdot\text{K}$ 则燃烧室壳体温度将降至831℃,而高温合金GH49的使用温度为1000℃,此时的强度 $\sigma_b = 274\text{N/mm}^2$,液冲发动机燃烧室壳体的工作应力 $\sigma = 53.8\text{N/mm}^2$ 。

显然,采用这样的冷却方案,可以大大降低燃烧室壳体的厚度。在燃烧室内径相同的情况下,可减小发动机及导弹的外径,减小迎风面积,降低阻力系数;在燃烧室外径相同的情况下,可加大燃烧室内径,增加发动机的推力。

(下转第54页)

3. 交联度是影响复合固体推进剂力学性能的重要变量,而交联官能度又是交联度的参量,因而推进剂药柱力学性能是交联官能度的函数,所以交联官能度作为粘合剂质量控制参数更为合理。

参 考 文 献

- (1) Stockmayer W H. J. Polymer Sci. 9,69,(1952)
- (2) Strecker R A H, French D M. J. Appl. Polymer Sci. 12,1697(1968)
- (3) Fogil A W. Macromolecules. 2,6,581(1969)
- (4) Oberth A E. AIAA 78—122(1978)
- (5) French D M, Strecker R A H, Tompa A S. J. Appl. Polymer Sci. 14,599(1970)
- (6) French D M. J. Macromol Sci.—Chem. A₅(6)1123(1971)
- (7) Kiroku Yamazaki, Harusuke Tokui. Bulletin Chemical Soci. Japan 38,12,2174(1965)
- (8) Cluff E F. J. Polymer Sci. 45. 343(1960)
- (9) Manser R L. I.E.C. 48,1202(1956)
- (10) 罗魁德. 宇航学报, 1985(4), p25~29
- (10) 杨可喜. 推进技术, 1990(3), p49~54

(上接第9页)

采用这种冷却方案的困难是如何进行地面试验验证,无论是利用风洞试验还是利用飞机超音速飞行时在大气中做试验,都需要大量的试验经费。但从长远的观点看,该技术的发展势在必行。

参 考 文 献

- (1) 宫本泉,张振家.整体式冲压发动机突扩燃烧室点火起动研究.弹用吸气式发动机及电推进技术,航空航天部科学技术司,1991,4
- (2) 宫本泉,张振家.整体式冲压发动机突扩燃烧室振动研究.弹用吸气式发动机及电推进技术,航空航天部科学技术司,1991,4
- (3) Marquet R. Ramjet Research and Applications in France. ISABE 89-7005
- (4) 航空三院校.传热学.国防工业出版社,1982