

整体式固体火箭冲压发动机飞行试验*

顾炎武

(北京动力机械研究所, 北京 100074)

摘 要: 在地面试验基础上进行了整体式固体火箭冲压发动机飞行试验, 以验证发动机的工作可靠性和飞行性能。飞行试验结果表明: 试飞发动机和试飞器总体设计合理; 发动机性能良好; 主级在余气系数 0.8~2.3 范围内能够稳定工作; 最大比冲为 $6.62 \text{ kN} \cdot \text{s}/\text{kg}$, 达到了试验的目的。

关键词: 整体式火箭冲压发动机; 飞行试验; 发动机试验; 发动机性能参数

中图分类号: V235.21 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2008) 01-0075-04

Flight test investigation for an integrated ducted rocket

GU Yan-wu

(Beijing Power Machinery Research Inst., Beijing 100074 China)

Abstract Flight tests for an integrated ducted rocket were carried out successfully following ground tests in order to investigate the performance of the ducted rocket. The data obtained have shown that the performance of the ducted rocket is satisfactory. The ducted rocket worked well with excess oxidizer coefficient ranging from 0.8 to 2.3. Its maximum specific impulse is $6.62 \text{ kN} \cdot \text{s}/\text{kg}$. It demonstrated that the design for both the engine and vehicle is correct.

Key words Integral rocket ram jet Flight test Engine test Motor performance parameter

1 引 言

整体式固体火箭冲压发动机(以下简称固冲组合发动机)的特点是体积小、阻力小、重量轻、系统简单可靠、使用维护方便,可在大攻角下使用。缺点是增加了从助推级到主级的转级过程。它既采用了机弹一体化设计技术,也采用了助推器和冲压发动机共用一个燃烧室空间的技术。固冲组合发动机分两级:固体火箭助推级和固体火箭冲压组合发动机主级。主要由进气道、燃气发生器、助推补燃室、点火系统和转级控制装置等组成^[1]。

冲压发动机与火箭发动机不同,它的工作稳定性、性能与飞行环境条件和飞行参数有关。尤其是与飞行马赫数和飞行空域关系较大。冲压发动机可以在地面试验台进行大量模拟试验,但不可能完全模拟空中的工况。因此在进行数值模拟和地面热试车后仍须进行飞行试验来验证发动机的工作可靠性,获得其性能数据。

美、法等国进行了多次整体式冲压发动机的飞行试验^[2]。20世纪80年代我国进行了固冲组合发动机飞行试验。其目的是考核助推级工作到主级工作的转级可靠性及其性能;验证固冲组合发动机飞行时的基本性能;考核试飞器、进气道和发动机的匹配性能及发动机各部件工作的协调性;考核发动机有攻角时的飞行性能;积累以固冲组合发动机为动力装置的复杂组合体的气动资料。

2 飞行试验方案和试飞器

2.1 飞行试验方案

根据飞行试验研究目的、研究内容,并考虑到试飞发动机属于加速式发动机,确定研究途径为:在发动机地面试验性能满足试飞要求的基础上进行独立回路控制试飞器的飞行试验。据此确定了试飞器系统的设计原则:(1)突出考核固冲组合发动机的基本性能,尽可能排除飞行试验中的不可靠因素;(2)试飞发动机以地面试验样机为基础,充分利用地面试验

* 收稿日期: 2006-08-31; 修订日期: 2007-08-15。

作者简介: 顾炎武 (1940—), 男, 本科, 研究员, 研究领域为航天动力装置。

成果,以提高可靠性,不追求过高的性能。

2.2 试飞器组成和主要参数

试飞器系统包括试飞器、发射系统、发射控制系统、检测装置和地面设备五大部分。试飞器外形见图1。试飞器共分五个舱段,由被试发动机、试飞器、控制系统、能源和遥测系统等组成。试飞器主要设计参数为:直径 320 mm,总长 5 220 mm,起飞质量 466 kg。试飞器控制程序指令要求是:从发射后 8 s 开始加指令,使试飞器分别产生 3° 、 2° 、 5° 攻角,最后使试飞器翼偏角为 -16° (见图 2)。

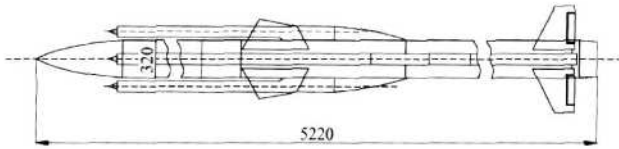


Fig. 1 Configuration for the vehicle

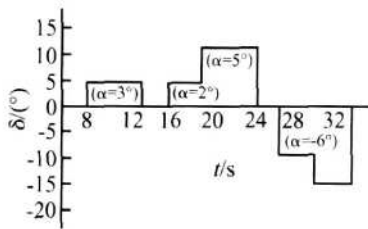


Fig. 2 Controlling instruction for the vehicle

2.3 试飞发动机主要参数

2.3.1 发动机主要设计参数

总体参数包括:发动机直径 320 mm,发动机总长

(不含进气道) 2 622 mm,发动机总质量 362 kg。助推级参数包括:助推药质量 142 ± 2 kg 助推级总冲 (20°C) $\leq 311.5 \text{ kN} \cdot \text{s}$ 助推级工作时间 (20°C) $3.5 \pm 0.2 \text{ s}$ 转级参数包括:转级时间 $\geq 0.3 \text{ s}$ 转级状态 ($Ma = 2.0H = 1 \text{ km}$),进气道超临界裕量 $\leq 3\%$ 。主级参数包括:进气道进口直径 92 mm,主装药质量 62 kg 主级燃料流量(常温)起始 2.8 kg/s 最小 2.2 kg/s 主级工作时两个特征状态的主级性能要求见表 1。

2.3.2 试飞发动机地面试验结果

为了确保飞行试验成功,补充了必要的地面试验。(1)助推器地面试验性能。表 2 是助推器试验结果与设计要求、理论计算值的比较。从表中可见助推级性能达到并超过了设计要求,助推级的高、低温内弹道性能稳定,比冲与常温相差不大。(2)主级地面试验性能。两个状态的地面试验性能与设计要求的比较见表 3。从表中可见,发动机主级地面试验性能达到了飞行试验要求。(3)转级模拟试验。利用试车台模拟助推补燃室和进气道压力来考核转级可靠性,几次试验均取得了成功。(4)进气道模型风洞试验。试飞发动机进气道为超额定工作进气道,试飞

Table 1 Ram jet performance requirement at two characteristic states

Ma	H / km	Fuel flow rate/(kg/s)	Thrust /kN	Thrust coefficient	Specific impulse /($\text{kN} \cdot \text{s}/\text{kg}$)
2.0	1	2.8	16.04	0.77	5.73
2.4	9	2.2	10.34	1.034	4.74

Table 2 Data comparison among ground test results requirements and theoretical results for booster

Performance parameter	Requirements	Theoretical result	Ground test results
Environment temperature/ $^\circ\text{C}$	20	20	20
Thrust total impulse/($\text{kN} \cdot \text{s}$)	≤ 311.5	312.8	330.4
Max pressure/MPa		8.24	8.61
Working time/s	3.5 ± 0.2	3.47	3.45

Table 3 Comparison between ground test performance and requirement

State		Fuel flow rate/(kg/s)	Data source	Thrust/kN	Thrust coefficient	$I_{sp} /(\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg})$
Ma	H / km					
2.0	1	2.8	Test value	17.72	0.851	6.330
			Requirement	16.04	0.77	5.730
2.4	9	2.2	Test value	10.93	1.082	4.970
			Requirement	10.43	1.034	4.740

前进行了进气道的模型风洞吹风试验。在飞行试验前还做了大量其他基础工作,如燃气发生器冲击过载试验、发动机强度和稳定性计算等。

3 飞行试验结果和分析

3.1 飞行试验概况

飞行试验测量包括无线电遥测、光测、雷达无线电测量及高速摄影。此外还进行了试飞器飞行轨迹电影录像和不同高度的大气测量。试飞器的发射条件参数为:发射角 40° ,环境温度 7.2°C 。飞行试验取得成功。从飞行轨迹观察看,试飞器离轨正常、发动机助推级、转级、主级工作正常。在发射后 8 s 开始明显爬升,试飞器落点离发射点 40 km 。遥测数据完整,接收时间 140 s 。光测获得了主动段的飞行轨迹数据。试飞器飞行电影录像获得了试飞器飞行轨迹。转级前后的试飞器飞行轨迹见图 3。

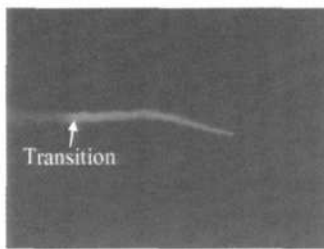


Fig. 3 Missile trajectory before and after power device transition

3.2 试飞器性能

试飞器的飞行 Ma 数与理论轨迹计算结果很接近,最大不超过 $0.05Ma$,试飞器在 $X-Y$ 平面上的飞行轨迹见图 4。飞行速度随时间的变化曲线见图 5。试飞器飞行试验特征点的性能与理论计算结果比较见表 4。试飞器的飞行参数为:转级马赫数 2.0 主动段最大马赫数 2.4 主动段最大攻角 8.4° ,主动段终点高度 14.4 km ,试飞器最大飞行高度 21.46 km 。动力飞行时间 32.4 s 。

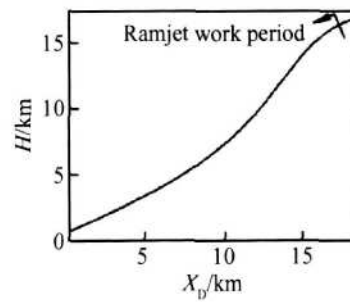


Fig. 4 Vehicle trajectory curve in the $x-y$ plane

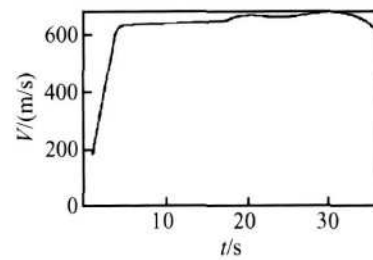


Fig. 5 Variations of flight velocity with time

3.3 试飞发动机性能

飞行试验表明飞行器试验发动机设计合理,部件的匹配和协调工作性能良好。(1)助推级性能。助推级有足够的推力总冲使试飞器达到要求的接力马赫数。助推级飞行试验与理论计算的比较见表 5。(2)转级性能。转级马赫数 2.0 转级时进气道超临界裕量 12% 。(3)主级性能。发动机主级工作 28.8 s 燃气发生器流量规律满足设计要求,最大燃料流量 2.87 kg/s 平均燃料流量 2.65 kg/s 。主级推力、比冲随时间的变化曲线见图 6。

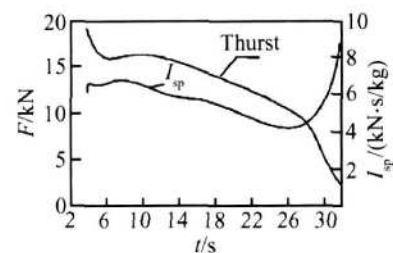


Fig. 6 Variations of thrust and I_{sp} with time on the ram jet stage

Table 4 Comparison between flight test data and theoretical results

Characteristic state	Transition		End point of ram jet work			Vertex of trajectory			
	Parameter	Ma	H/km	Ma	H/km	R_D/km	Aviation time/s	Ma	H/km
Flight test results		2.00	1.85	2.27	14.4	20.06	60	1.30	21.46
Trajectory calculated results		2.03	1.83	2.15	15.51	20.42	61	1.30	20.62

Table 5 Comparison between flight test data and theoretical results at the booting stage

Performance	Flight test result	Theoretical results
Work time/s	3.68	3.47
Max pressure/MPa	7.35	8.24
Thrust total impulse/(kN·s)	318.79	311.55

Table 6 Performance comparison between the flight test and ground test

Parameters	Ma	H/km	Fuel flow rate $q_r/(kg/s)$	Thrust F/kN	I_{sp} $I/(kN \cdot s/kg)$	$\Delta F/F$	$\Delta I/I$	
1	Flight test	2.00	1.94	3.07	18.98	6.18	4.97%	4.97%
	Ground test	2.00	2.0	3.07	18.03	5.87		
2	Flight test	2.33	9.68	2.75	10.73	3.91	3.59%	3.59%
	Ground test	2.33	9.7	2.75	11.13	4.06		

3.4 飞行试验数据分析

分析以上飞行试验数据可以看出:飞行试验表明固冲组合发动机是一种适用空域大、可靠性很高的发动机,能在很宽的余气系数范围内工作;助推级飞行试验性能满足设计要求,与地面试验、理论计算结果吻合;有足够的推力总冲使试飞器达到接力马赫数;主级在余气系数 0.8~2.3 范围内能稳定工作,燃烧段最大比冲为 6.62 kN·s/kg;主级在 8.4°攻角范围内能够稳定工作,且与 0 攻角性能相比变化不大;固冲组合发动机主级推力系数比液体冲压发动机大,有足够的推力使试飞器加速。最大轴向过载达到 4.4g,固冲组合发动机主级地面试验与飞行试验结果很接近,相差在 5% 左右。

3.5 存在的问题

在理论计算时,所取升力系数偏大,实际飞行时,试飞器升力不够,以至攻角没达到设计要求,没有考核到更大攻角下的发动机性能。

从图 6 可见,主发动机推力变化范围为 2.74~17.84 kN,比冲变化范围为 3.43~6.62 kN·s/kg,最大推力出现在接力点附近,最大比冲出现在主级工作尾段(余气系数较大)。在常温下发动机主级飞行试验与地面试验结果比较见表 6。

4 结 论

为验证整体式固冲组合发动机工作可靠性和飞行性能进行的飞行试验结果表明:飞行试验方案正确,被试发动机性能良好;转级可靠;主级能在余气系数 0.8~2.3 稳定工作;最大比冲达到 6.62 kN·s/kg,达到了飞行试验目的。

参考文献:

- [1] 吕文树,周中灵,丁振宗,等. 飞航导弹动力装置(下)[M]. 北京:宇航出版社,1992
- [2] Brian W anstall Integral rocket ram jets for long legs at supersonic speeds[J]. *Interavia*, 1984, 39(12): 1331~1334

(编辑:郭振伶)