

单轴小涡喷发动机高空模拟起动试验研究

航空航天部 31 所 朱 青**

【摘要】 本文重点介绍该型发动机高空模拟点火起动试验技术,并着重对试验结果进行分析,为该型发动机成功地模拟空中起动试验提供试验依据和保证。

关键词: 小型航空喷气发动机 单轴 高空模拟 起动试验

1 试验设备、测量系统和试验技术

1.1 试验设备

发动机安装在高空舱内的测力台架上。发动机进口与试车台采用S型进气道直接联接^[1]。试验是在两种单轴小涡喷发动机(简称A、B发动机)上进行的。A、B发动机主要差别在于起动点火系统(补氧—起动喷嘴和点火器)的原理、结构上的不同,以分别考察其点火起动性能。

1.2 测量系统

在S进气道与设备联接的中间部位(测量段)及发动机进口前设有测量发动机进口参数的米字靶,以测量高空模拟试验时发动机进口参数。起动过程中实时测取发动机转速 n ($n=1.372n_{\text{表}}$)、涡轮后平均燃气温度 t_4^* 、燃油流量 q_{mf} 、油门开度补油时间 t 、喷口燃气平均总压 p_5^* 、起动火炬着火讯号、主燃油着火讯号及叶尖火焰讯号等参数随时间的变化。A发动机试验使用MC 641型多笔记录仪记录;B发动机试验采用DDK-1自动装置及紫外线示波器记录^[1]。

1.3 进气模拟装置改进

某型小涡喷发动机风车点火状态的空气流量仅为 2kg/s 左右。针对该小涡喷风车点火起动试验,专门设计了小管道($\Phi 100\text{mm}$)的小流量进气调压系统。

1.4 风车状态模拟

由文献[2]可知,在某一个飞行高度、飞行速度下,转子会稳定在某一个转速上。因此,任意一组 p_1^* 、 T_1^* 、 p_5 必对应一个风车状态,可写成如下函数表达式^[2]: 风车状态 $=f(p_1^*$ 、 T_1^* 、 $p_5)$ 。由上式可知,模拟风车状态只要模拟发动机进、出口状态的参数不变。在高空台做高空风车状态点火试验时,需开启两级引射器,抽高空舱的真空气,模拟发动机出口排气条件(环境压力 p_5 不变),以便模拟飞行高度;还需改变主气路调压阀的开度来控制 and 改变发动机进口总压 p_1^* ,以便模拟发动机进气条件(模拟飞行 M_a)。待风车转速稳定后,录取发动机进、出口有关参数,以获得模拟风车状态下的空气流量 $q_{m\infty}$ 、飞行高度 h 和飞行马赫数 M_a 。

1.5 采取高空补氧措施

小涡喷发动机高空点火起动既困难, 又危险, 需要采用高能点火器, 选择合适的供油规律, 并采用高空局部 (往燃烧室) 补氧措施。

1.6 起始油门选择

高空点火起动试验时, 当风车状态模拟完毕, 就预开起始油门。该型小涡喷发动机空中起动起始油门确定原则是: $t_h = (t_o - 1.5) \times (3/5)$ 。式中 t_h 和 t_o 为空中地面起动起始油门时间 ($t_o = 10s$)。因为由燃油供油高度特性得知, 随着高度增加, 供油量 q_{mf} 减小。故随着模拟高度增加, 起始油门略有增大的趋势, 但依据 t_4^* 冲击温度不超过 $800^\circ C$ 为限。

1.7 点火补氧起动过程中, 不宜过早关点火系统 (补氧—起动喷嘴和点火器)

空中点火起动时, 在低转速下, 从油门出来经起动喷嘴和甩油盘喷出的燃油, 汇集到主燃烧室内的总燃油量仅 $20 \sim 40 ml/s$ 左右。在更高高空其总燃油量还要低。但该型发动机补氧用的起动喷嘴的燃油量比较大, 约 $10 ml/s$ 左右, 占总燃油量四分之一左右。在高空状态这个比值还要大。主燃烧室的火焰是靠点火火炬来维持的。发动机以较低的转速下加速时, 空气流量在增加, 在这个过程中, 突然关点火系统, 使主燃烧室供油量突然大幅度减少, 超出起动加速时的贫油极限, 使发动机燃烧室熄火。只有当发动机加速到较高转速时, 如越过临界转速在高转速下总供油量比较大, 其起动喷嘴供油量所占的比例下降, 通常在 $n_{表} = 13000 r/min$ (即 80% 油门) 转速状态再关点火系统, 主燃烧室就不会熄火。

2 试验结果分析

通过 A、B 小涡喷发动机高空模拟起动试验, 可得到母机投放空域内该发动机典型状态高空模拟起动的风车特性转速变化规律、供油规律及 t_4^* 变化规律。以表 1 的典型试验结果可见, A、B 小涡喷发动机高空模拟起动与地面台架起动试验有明显的不同之处。起始油门增大 (增大约 $2s$ 左右, 并随高度增加略有增大), 点火起动风车转速提高, 并且随着高空模拟起动试验转速的上升, 要不断地补油, 才能使点火起动成功。

高空补氧点火不仅能提高高空点火性能, 而且能提高发动机起动加速性能。因为加大流量的起动喷嘴在补氧的情况下容易点着火, 生成比较强的火炬, 穿过火焰筒前进气锥, 大大提高了火焰筒头部的温度, 使发动机低转速下甩油盘甩出的大颗粒燃油迅速雾化, 这不仅改善了主燃烧室点火性能, 而且使火焰前移, 提高了燃烧室的燃烧效率, 使压气机出口压力 p_2 增大, 增加涡轮做功能力, 大大改善了发动机加速性, 且因此降低 t_4^* , 不易出现 t_4^* 超温。

由表 1 可知, A、B 发动机着火时间较长, 从点火起动加速到 80% 油门状态所需时间约

$50s$, 点火起动时间偏长。A 发动机在某高空台采用等直管道联管, 并采用相同型号、不同个数点火器做 $h = 9km$ 、 $M_a = 0.8$ 高空模拟点火起动试验的结果表明, 采用 4 个点火器比用 2 个

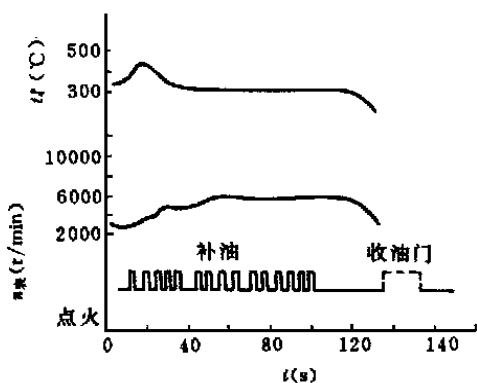


图 1 起动过程参数 (出现热悬挂) 随时间变化

点火器的起动性能好, 补油次数由 16 次减成 8 次, 着火时间由 48s 降到 18s, 补氧时间也由 78s 降到 41.5s。由此可见, 采用高能量的点火系统, 将会改善点火起动性能, 有利于缩短起动加速时间。由表 1 和图 1 可知, B 发动机在做 $h = 9\text{km}$ 、 $M a = 0.8$ 点火起动试验时, 在 $n_{\text{表}} = 5000 \sim 6000 \text{r/min}$ (瞬时 $\dot{t}_{4\text{max}}$ 达 548) 出现“热悬挂”起始油门 5.9s, 断续补油 25 次 (累加补油门总时间 17.55s), 但转速不上升。原因在于: 在高空情况下, 点火器在富油条件下工作, 空气与油雾不能很好地掺混, 大部分燃油未燃烧, 而形成油流; 另一方面, 高空模拟起动试验, 由于要模拟规定状态的风车转速, 主气路调压阀开度较小, 一旦发动机点着后, 出现供油过快, 供气过慢, 造成瞬时油多气少, 从而导致发动机以小幅度振荡而达不到最大转速, 出现起动过程“转速热悬挂”现象。

表 1 发动机在某高空台模拟空中点火起动试验结果 (进气常温、点火器数目 2)

项 目		A发 动 机					B发 动 机						
试验状态 h (km) / $M a$		$\frac{0}{0}$	$\frac{1}{0.5}$	$\frac{4}{0.6}$	$\frac{6}{0.68}$	$\frac{9}{0.8}$	$\frac{1}{0.55}$	$\frac{4}{0.65}$	$\frac{5}{0.7}$	$\frac{6}{0.75}$	$\frac{9}{0.8}$	$\frac{9}{0.8}$	$\frac{9}{0.8}$
实际模拟状态 h (km) / $M a$		$\frac{0}{0}$	$\frac{1.2}{0.58}$	$\frac{3.8}{0.58}$	$\frac{6.4}{0.79}$	$\frac{8.4}{0.86}$	$\frac{0.68}{0.54}$	$\frac{0.37}{0.64}$	$\frac{0.47}{0.68}$	$\frac{0.52}{0.70}$	$\frac{0.84}{0.66}$	$\frac{0.80}{0.72}$	$\frac{0.89}{0.82}$
起动程序 (着火前)		(3.5 + 2.5) s 不补氧	4.5s 补氧	(4.5 + 1.5) s 补氧	5.5s 补氧	6s 补氧	4s 补氧	4.5s 不补氧 补氧	4.5s 补氧	5.5s 补氧	(4+ 2) s 补氧	(4+ 2) s 补氧	(4+ 2) s 补氧
风车 状态	n (r/min)		2887	2784	3201	4729	2675.3	2957.6	3268.8	3963.5	3815.3	3981.2	4274.1
	$q_{m a}$ (kg/s)		2.605	1.79	1.925	1.744	2.0	2.7	1.29	1.87	0.91	1.99	2.03
补油次数 (time)			10	6	16	9	7	12	15	12	25	10	10
补油油门 总时间 (s)			18	15.5	15	10	11.05	10.85	8.8	9.65	17.55	10.95	11.9
着火时间 t (s)			23	28	32.9	48	15	19	16	66	13	37	37
着火转速 n (r/min)			2887	4116	3430	10976	5345	5997	5859	9229	2970	6541	14150
补氧量 $q_{m o z}$ (g/s)			0.95	1	1.5	1.3	0.9	1	1	1	1	1.1	1.1
补氧时间 t (s)			100	78	66	47	83	73	71	76	60	39	38
冲击温度 $t_{4\max}^*$ ()		620	630	615	540	390	429	488	585	488	548	400	451
n (r/min)		10701	8232	10976	12348	9604	17778	17857	17100	16885	3973	17225	14150
80% 油 门 状 态	n (r/min)	17908 17873	18052 18049	18145 18127	18074 18071	17552 17869	17767 17777.6	17862.3 17883.5	17855.2 17816.4	17929.3 17918.7		17890.5 17890.5	17841.1 18084.7
	$q_{m a}$ (kg/s)	8.94 8.902	10.811 10.778	8.078 8.079	6.752 6.803	4.551 5.293	11.172 11.44	7.69 7.648	7.105 7.185	7.18 7.11		4.774 4.779	4.898 4.791
	$q_{m f}$ (kg/s)	0.0813 0.0808	0.0717 0.0718	0.0522 0.0523	0.042 0.0423	0.0229 0.028	0.0878 0.0884	0.0641 0.0645	0.0569 0.0569	0.05 0.05		0.0336 0.0347	0.0358 0.0356

参 考 文 献

1 朱青 涡轮喷气发动机空中起动过渡过程模拟试验技术 航空与航天, 1991, (3)

2 陈能坤等 W P-11 发动机在高空模拟试验器上的风车状态实验研究 北航科研报告, BH-B314, 1977 年

in the first stage of a two-stage to-orbit vehicle

EFFECT OF THERMODYNAMIC PARAMETERS ON PERFORMANCE AND COST OF TURBINE ENGINE

Wang Rugen (Air Force College of Engineering)

ABSTRACT A method for estimating life cycle cost of aircraft turbine engine manufactured in China is provided on the basis of a statistic technology and a definition of life cycle cost ratio has been used. Changes in thrust, specific fuel consumption and life cycle cost have been calculated when thermodynamic parameters (π_k^* , T_3^* and T_{af}^*) and mean time between overhauls of the engine increase. It was found that there was a marked growth of the engine thrust when T_3^* increased, but life cycle cost ratio of the engine should, too, quickly grow. In order to make the growth of life cycle cost ratio acceptable for the Air Force, mean time between overhauls and total operation time of the engine must be lengthened. And a overhigh pressure ratio of the compressor often makes the thrust drop down and life cycle cost ratio grow up.

RESEARCH ON AIRCRAFT LIFE CYCLE COST REDUCTION

Wang Rugen (Air Force College of Engineering)

ABSTRACT On the basis of cost data collected from factories and the Air Force, the variation of life cycle cost is analyzed for the fighters in which one of four kinds of engine is installed respectively. It has been found that there should be a marked drop in the aircraft life cycle cost, if the suitable fund is allocated to increasing reliability, decreasing specific fuel consumption and lengthening time between two overhauls of the aircraft engine.

RESEARCH ON ALTITUDE SIMULATION OF STARTING FOR A SINGLE-SPOOL SMALL TURBOJET

Zhu Qing (Aerospace Ministry)

ABSTRACT Altitude simulation ignition tests of a single-spool small turbojet starting were completed at an altitude test rig. Some conclusions from the test data analysis have been drawn. It is very useful to supply secondary oxygen jet for high-altitude ignition and starting. The use of high energy igniter improves ignition and starting performance and reduces starting time. Fuel flow must be matched with air flow during the high-altitude starting. The fuel flow must be controlled by the rotational velocity of the rotor to limit temperature t_4^* and to avoid hang-up during the starting.

A DESIGN OF A ROTATING PROBE FOUR-AXIS TRAVERSE MECHANISM

Zhang Hong, Jiang Haokang, Xiao Ling, Xing Shuchu

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT A mechanism fully controlled by computer and stepping motor can move a probe in four axes (Null, Radial, Tangential and Axial) for completing flow measurement inside the rotor passage of the turbomachine during rotation. The mechanism can also move the probe for flow measurement inside the stator passage as a fixed one. The technical characteristics, principle of operation, construction design and running balance of the mechanism are discussed in detail.