

涡轮喷气发动机在高空台上的 排气反压模拟试验技术*

朱 青

(航天工业总公司31所, 北京, 100074)

摘 要: 介绍涡轮喷气发动机在高空模拟试车台上的排气反压模拟试验技术, 并详述了提高涡喷发动机高空模拟高度的若干措施。利用这些试验技术, 已成功地进行了数百次涡喷发动机高空模拟试验。

主题词: 涡轮喷气发动机, 高空模拟试车台, 高空模拟试验

分类号: V235.11

A TEST TECHNOLOGY SIMULATION EXHAUSTION AMBIENT PRESSURE OF THE TURBOJET IN THE ALTITUDE-SIMULATING CHAMBER

Zhu Qing

(The 31st Research Inst., Beijing, 100074)

Abstract: The simulating test technology of the exhaustion ambient pressure of the turbojet in some altitude simulating chamber is emphatically described, and the measures to increase simulated altitudes such as appropriately using tail cabin, exhaust diffuser and ejector; choosing the quantity of water jected and cooling air; applying choking technique and improving the air-tightness in the cabin are also discussed in details.

The simulating test technology of exhaustion ambient pressure has been applied to 600 tests for a turbojet of aircraft at high altitude conditions in some altitude simulating cabin, it is satisfied with requirements for tests of turbojet.

Subject terms: Turbojet engine, Altitude simulated test cell, Altitude simulation test

* 本文修改稿1994年5月6日收到

1 前 言

涡喷发动机排气环境的模拟只与飞行高度的静压 p_H ($p_H=0.00249\sim 0.1013\text{MPa}$) 有关, 即在飞行包线内, 有相当大的区域排气环境参数与地面条件有很大的差别。发动机高空试车台是在地面模拟空中飞行条件的试验设备; 发动机尾喷口周围的模拟高空压力, 采用高空舱、引射器等设备实现; 高空排气反压模拟则常采用堵塞技术, 以减小引射器的负荷或在给定引射器能力下, 扩大发动机的试验范围。

2 排气反压模拟参数及模拟要求

某型涡喷发动机的排气参数见表1。

Table 1 Exhaust parameters of operation states of model test points for a turbojet engine¹⁾

Test point	h (km)	Ma	Operation states	Actual altitude pressure p_H (MPa)	Exhaust total pressure p_{t5} (MPa)	Exhaust total temperature $T_{t5}\text{K}$	Exhaust flow rate $q_{m_{a5}}$ (kg/s)
0	0	0	Full power	0.10132	0.2022	1850	66.75
B	25	1.5	Full power	0.00248	0.01697	1890	5.538
			Non-full power		0.015	813	4.514
C	25	2.3	Full power	0.00248	0.03648	1940	11.756
			Non-full power		0.02805	828	8.401
D	13	2.3	Full power	0.0165	0.2412	1940	77.74
			Non-full power		0.2063	828	61.803
E	0	1.1	Full power	0.10132	0.3491	1923	113

1) Nozzle exit diameter: full power $D_5=675\text{mm}$, non-full power $D_5=526\text{mm}$

在地面模拟高空飞行试验时对反压的模拟要求为:

(1) 喷管流态为亚声流时, 反压必须模拟飞行状态的环境压力;

(2) 喷管流态为声速或具有超声流压力比时, 发动机装有收敛喷管或超声喷管, 地面模拟反压可等于或小于飞行状态的环境压力, 亦可略高于发动机出口截面的飞行状态静压。但不能高于使附面层产生分离的激波压力。如模拟发动机主燃烧室、加力燃烧室或燃烧室以前的工作状态, 则反压可比飞行状态的环境压力高出较多, 只要能维持喷管喉道为声速即可。

3 试验设备及试验技术

3.1 试验设备

涡喷发动机在某暂冲式气源高空模拟试车台的试验设备见文献〔1〕。

发动机前方有测量段,通过进气测量段插入与高空舱前端连接的进气模拟设备出口迷宫装置,获得进气参数。发动机排气直接排至高空舱后端的尾室,然后通过排气系统排至大气。

3.2 试验技术

3.2.1 尾室的功用

尾室^{〔2〕}作为气流汇合器,要求有足够的通道面积,保证高空舱内全部气流的流动损失较小。但在发动机排气反压模拟中,必须对尾室的形状、尺寸和气动性能作严格的设计计算,以满足各种发动机在不同状态的反压模拟要求。尾室必须与所试发动机的尺寸及状态参数相匹配,才能得到较好的反压模拟性能和较小的能量损失。

根据排气抽气设备的要求,尾室的圆筒形末端可以紧接锥形扩压器,以降低混合气速度,提高混合气的势能。由于发动机排气温度很高,尾室需要冷却。冷却的方法:一是在尾室的入口处直接对气流喷水降温;二是采用耐高温材料,或采用夹层水套结构强制冷却。

从反压模拟角度看,地面模拟反压 p_c 只要求等于或略低于喷管出口截面静压,而不必模拟飞行状态下的环境静压。发动机试验舱中的压力受排气射流边界流线中的压力控制。在没有粘性影响时,射流外部边界区域内的气流可以在一个很大的范围内膨胀到任意适宜的压力。但真实流体壁面附面层粘性的影响控制着排气射流膨胀到和试验舱抽真空的压力^{〔3〕}。从发动机尾喷管流出燃气的射流边界碰到尾室进口截面后,将尾室与高空舱压力隔开,故尾室内压力变化不影响高空舱压力 p_c ,而 p_c 只取决于射流边界处混合层压力。不同室压下射流边界曲线见图1。

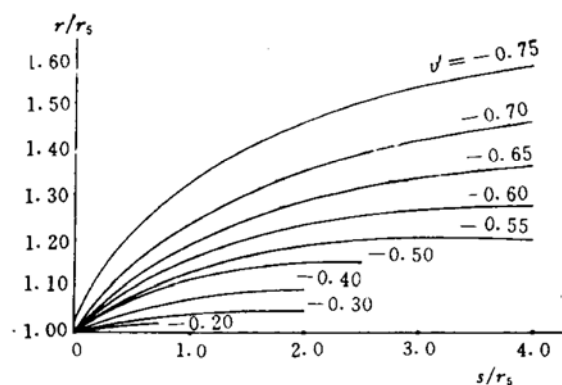


Fig. 1 Jet stream boundary curves at differential chamber pressure

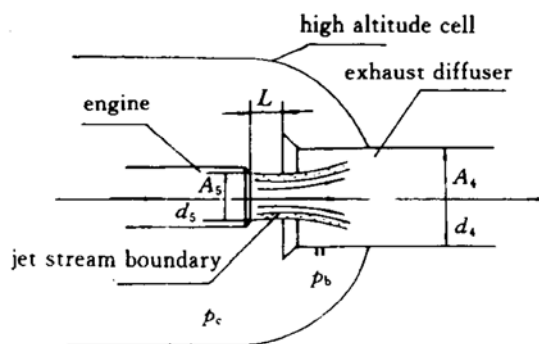


Fig. 2 Jet stream boundary figure at the engine exit in the high altitude cell

3.2.2 排气扩压器的合理配置

为使尾室对不同发动机都具有良好的反压模拟的气动性能,尾室的尺寸和尾室进口至发动机喷管出口之间的相对距离应可调节,但结构过于复杂。为此,通常在发动机尾喷管和尾室之间增设排气扩压器(见图2)。排气扩压器排出的燃气被压缩,使试验舱中较低的高空压力在进入主排气设备前得到显著增加,从而利用发动机本身的排气动能来获得最初的增压比,以

减小进入排气系统燃气的容积流量及要求的总增压比,减小了引射器的负荷,增大了高空试验设备排气反压的模拟能力。

排气扩压器性能对排气抽气设备的配置、减小引射器的负荷及高空模拟试车台的模拟范围有很大影响。排气扩压器进口截面和被试发动机喷管出口截面的面积比必须合理配置,否则将大大降低高空台的模拟高度。面积比 A_4/A_5 太大,喷管压力比 p_{t5}/p_c 就很大,加大了引射器的负载;相反则喷管压力比 p_{t5}/p_c 就太小,由于排气射流边界的影响,往往试验舱内达不到模拟点的压力。只有 A_4/A_5 的比值和距

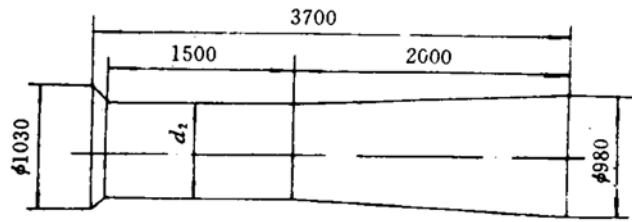


Fig. 3 Structured figure of the exhaust diffuser

离 L (见图3) 恰当时,尾喷管排出之燃气以适当的膨胀度加速流入排气扩压器,从而取得相应的射流边界和相应的 p_c 值,以满足排气反压模拟试验之要求。

某高空台设计的排气扩压器进口截面和被试发动机喷管出口截面之间的距离 $L=200\sim 300\text{mm}$, $A_4/A_5=1.4\sim 1.6$ 。排气扩压器的结构尺寸见图3。其中 d_4 有两个尺寸 ($d_4=780\text{mm}$, $d_4=800\text{mm}$), 扩压器壁为厚4mm的不锈钢板,其试验结果见表2、3。实践表明:排气扩压器引射筒的长度和直径之比,大于或等于4是适宜的⁽⁴⁾。

Table 2 Matched test results of the turbojet engine and exhaust diffuser ($L=200\text{mm}$)

Engine Diffuser	Nozzle exit area of the engine $A_5 = \frac{\pi}{4} (640\text{mm})^2$				Nozzle exit area of the engine $A_5^* = \frac{\pi}{4} (670\text{mm})^2$			
	d_4/d_5	A_4 $= \frac{\pi}{4} (780)^2$	A_4^*/A_5	In middle state ejection can be fulfil simulated condition.	d_4^*/d_5	A_4^*/A_5^*	In middle condition ejection goes on, when $p_b = -79.993 \text{ kPa}$, but $p_c = -58.662 \text{ kPa}$, no longer down, it can't be fulfil simulated condition	
$d_4=780\text{mm}$	$d_4^*/d_5 = 1.22$	$A_4 = \frac{\pi}{4} (780)^2$	$A_4^*/A_5 = 1.49$	In middle state ejection can be fulfil simulated condition.	$d_4^*/d_5 = 1.16$	$A_4^*/A_5^* = 1.43$	In middle condition ejection goes on, when $p_b = -79.993 \text{ kPa}$, p_c can be down gradully, it can be fulfil simulated condition	
$d_4=800\text{mm}$	$d_4^*/d_5 = 1.25$	$A_4^* = \frac{\pi}{4} (800)^2$	$A_4^*/A_5 = 1.56$	In middle state ejection can be fulfil simulated condition.	$d_4^*/d_5 = 1.19$	$A_4^*/A_5^* = 1.43$	In middle condition ejection goes on, when $p_b = -79.993 \text{ kPa}$, p_c can be down gradully, it can be fulfil simulated condition	

Table 3 The partial test data of a turbojet engine with exhaust diffuser of diameter 800mm

Parameters Test numbers	p_b (kPa)	p_c (kPa)	p_{t5} (kPa)	p_{t5}/p_c
No. 16	-65.332	-76.511	-36.598	2.61
No. 17	-87.397	-86.220	-76.217	1.66
No. 18	-69.549	-79.944	-37.285	3.00
No. 19	-78.080	-79.453	-61.213	1.83
No. 20	-78.767	-84.651	-52.191	2.95
No. 23	-88.280	-92.060	-64.645	3.96

3.2.3 喷水量和冷却气的合理选择

试车台设有喷水冷却系统,其作用为降低发动机排出的燃气温度和容积流量,减小引射器主动气流与被引气流之温差,避免在排气系统发生爆燃。喷水量必须适当,水量少了冷却不够;喷水量大对保护设备和防止爆燃有利,但对引射器抽真空不利。试验证明,喷水适当,能有效地降低燃气温度,改善排气状况,有利于提高高空舱的真空度(见表4)。

Table 4 Test data about water spray with rising degree of vacuum of the high altitude cell

Parameters Value State	Condition	p_{t2} (MPa)	Ring water spray	p_c (MPa)
Middle State		0.49	0	-0.0627
Middle State		0.49	No. 9 ¹⁾ row	-0.068
Middle State		0.49	(No. 6 ²⁾ +No. 9) row	-0.072

1) No. 9 row at water spray cooling section: $q_{mw}=18\text{kg/s}$.

2) No. 6 row at the inlet of the exhaust diffuser: $q_{mw}=4\text{kg/s}$.

3.2.4 合理使用引射器

引射器使高空舱内具有一定的真空度,并将发动机排出的低压燃气提高压力排入大气。亚声扩压器则进一步降低从引射器混合段排出气体的速度头,使它转换为压力头,保证出口静压等于外界大气压,使排气出口处的流动速度大大降低。

试车台采用两级串联引射器,其中第Ⅰ级引射气流输气管道上有一个直接空气加热器,以提高引射气流的总温(最高可达673K),减少压缩空气的消耗量。这对暂冲式气源高空试车台极为有利,等于延长了高空模拟试验时间。

在涡喷发动机高空模拟试验中,合理使用设备的关键是确定引射器引射气流(主动气流)的参数值(p_t 、 q_{ma}),以及怎样使用两级引射器,以取得最佳的配合(消耗主动气流的能量最少),保证整个试验设备处于最经济、性能最好的状态下运转。

涡喷发动机在表1中“B”、“C”两边界点试验时属低压排气,需开启引射器。根据保证发动机喷管出口处达到临界在高空舱内进一步膨胀,取 $\nu' = -0.2$ (见图1),经过尾室、喷水冷却段的一系列计算,用引射器进口处的气流参数来估算引射器所需要的能量(引射气流压力 p_t 、流量 q_{ma})。对于引射器的计算,必须满足总的增压比 ϵ 的要求,任一试验点所需满足的总增压比 ϵ 可由下式确定:

$$\epsilon = \frac{p_a}{p_{t3}\sigma_g} \quad (1)$$

式中 p_a ——亚声扩散段出口处外界大气压 (0.1013MPa);

p_{t3} ——任一试验点引射器进口处被引射气流的总压 (MPa);

σ_g ——两级引射器及亚声扩散段总的总压恢复系数 (取 $\sigma_g=0.8$)。

因此,式(1)又可变为

$$\epsilon = \frac{0.1266}{p_{t3}} \quad (2)$$

涡喷发动机在“B”、“C”两边界点使用引射器时,按式(2)计算,则引射器进口处(第I级前)的气流参数以及应满足的总增压比 ϵ 列于表5。

Table 5 Air parameters and total rising pressure ratio
at the inlet of the ejector

Boundary point Operation Parameters	B		C	
	Full power	Normal rate	Full power	Normal rate
T_{t3} (K)	973	813	973	828
q (λ_3)	0.6849	0.4582	0.6847	0.4577
p_{t3} (MPa)	0.01225	0.009432	0.02641	0.01765
ϵ	10.335	13.422	4.794	7.173

经数百次高空模拟试验考核,两级引射器有个最佳配合,才能获得最佳效果(见表6)。由表6可见,做涡喷发动机加力稳定性试验,引射器负荷最大,通常I、II两级引射器的最佳配合为 $p_{d1}=1.079\text{MPa}$ (表压), $p_{t2}=0.785\text{MPa}$ (表压)。

Table 6 Typical operation states of the turbojet engine, driven two stage ejectors, condition of degree of vacuum in the high altitude cell

Parameters State	p_{t2} (MPa)	p_{t1} (MPa)	p_c (MPa)	p_{tm} (MPa)
Middle state	0.392		-0.0580	-0.0391
	0.490		-0.0733	-0.0507
Little full power	0.490		-0.0533	-0.0086
	0.588	0.883	-0.0713	-0.0600
	0.569	1.079	-0.0820	-0.0670
	0.706	1.000	-0.0800	-0.0847
	0.785	1.079	-0.0840	-0.0813
Full power partially	0.490		-0.0253	-0.0093
	0.588	0.863	-0.0560	-0.0440
	0.588	0.981	-0.0300	-0.0093
	0.765	0.814	-0.0320	-0.0093
	0.588	1.079	-0.0720	-0.0613
	0.785	1.079	-0.0800	-0.0720
	0.785	1.079	-0.0813	-0.0780

p_{t2} , p_{t1} , p_c , p_{tm} can be present with surface pressure

3.2.5 “堵塞”技术应用

堵塞技术即利用超声速流中扰动不能向上游传播的特性,在高空试车台上保持尾喷管始终处于临界条件下工作。利用堵塞技术,可以提高高空舱中的模拟静压,降低引射器抽气的耗气量。

但采用这种试验技术需要对测量(如推力测量)产生的额外误差进行修正。对于空中点火、起动等试验项目则受到一定的限制。因此,在气源能力允许的条件下,应尽可能模拟实际飞行高度的真实压力。

3.2.6 提高高空舱密封性

为了提高排气扩压器的压缩比,要减小漏气量注入高空试验舱。因为排气扩压器的增压比对漏气很敏感,且漏气加厚了附面层,并限制了扩压-引射器中能够达到的最大压力的升高。在完全密封的试验舱,一个全尺寸扩压-引射器建立起21.5的增压比。即使漏气量只有4.5%,最大增压比就降到15^[3]。高空舱内设有各种管线及孔道,盖子及筒体间有22m长的结合面,为防止漏气,在盖子与筒体间有橡胶充气的密封带,充294.2kPa压力的空气即可密封。管路及接线孔均有密封垫,与舱外相通的无用管道应全部堵好。试验证明:高空舱密封性良好,可使高空舱的压力下降-6.67~-13.33kPa。这对高空模拟发动机出口的环境压力极为有利。

(下转第19页)

4 讨 论

本文讨论了用基于知识的设计系统实现固体火箭发动机方案集成设计的基本思想和方法。固体火箭发动机方案设计是一个复杂的系统工程,需要大量的设计知识和专家经验,而基于知识的设计系统最关键的正是知识和经验的表示及获取。因此,只要有众多专家支持,用基于知识的设计系统实现固体火箭发动机的方案集成设计是切实可行的。

参 考 文 献

- [1] Akman V et al. A Fundamental and Theoretical Framework for an Intelligent CAD System. CAD, 1990, 22 (6)
- [2] 王元有等. 固体火箭发动机设计. 北京: 国防工业出版社, 1984. 11
- [3] Sriram D. Knowledge Based System Applications in Engineering Design: Research at MIT. AI Magazine, FALL, 1989
- [4] 方国尧, 张中钦等. 固体火箭发动机总体优化设计. 北京航空出版社, 1988, 10
- [5] 方国尧, 王庆, 高山辉. 火箭发动机喷管内型面优化设计. 推进技术, 1993 (3)

(上接第 86 页)

4 暂冲式气源的工作时间

涡轮喷气发动机高空模拟试验中, 两级引射器的耗气量最大。I, II 两级引射器最佳配合工作时, 用气量为 211kg/s 。气罐的每 0.1013MPa 压力为 7829kg 压缩空气, 则高空模拟试验, 两级引射器在大负荷下工作, 每分钟则消耗 0.2026MPa 压力压缩空气。又考虑到试车台本身启动也需消耗压缩空气及最佳配合引射器所需最低气源压力, 故暂冲式气源在大负荷下做涡喷发动机高空模拟试验, 实际有效使用的气罐压力为 0.6078MPa 。亦即实际有效高空模拟时间仅为 3min 。通常做一般项目的涡喷发动机高空模拟试验时间(又考虑循环水的供水限制时间)为 20min 左右。

5 结 论

(1) 采用尾室、排气扩压器, 合理使用引射器、喷水、冷却气及堵塞技术, 可提高高空台涡喷发动机试验的模拟高度, 节省压缩空气的耗气量, 扩大试验范围(模拟高度从 13km 提高到 25km)。

(2) 利用排气反压模拟设备和试验技术, 完成了涡喷发动机的大量高空模拟试验。模拟高空的最大能力: 在最大(全加力)状态能完成 $h=21\text{km}$ 、 $Ma=2.3$ 的主要试验项目。

(3) 暂冲式气源高空试车台, 两级引射器耗气量很大, 大负荷下实际有效高空模拟时间很短暂(仅 3min 左右)。故要求有较高模拟技术及操作水平; 阀门操作应由计算机程序控制。

参 考 文 献

- [1] 朱青, 蒋一鹤. 某型涡轮喷气发动机空中起动试验研究. 推进技术, 1993 (2)
- [2] 于守志主编. 飞航导弹动力装置试验技术(导弹与航天丛书 IV-7). 北京: 宇航出版社, 1990
- [3] 莫利 A W, 琼法布里编, 姚文江、刘亚真等译. 现代航空发动机试验. 北京: 国防工业出版社, 1959
- [4] 马庆祥. 美国涡轮风扇发动机试车台. 国外航空技术, 发动机类第 17 号, 1973