

SB101 高空台的全流程调试及对比标定试验

燃气涡轮研究所 徐通源 焦天佑 刘大响

摘要 阐述了 SB101 高空台所完成的主要试验状态,着重介绍了与俄罗斯中央航空发动机研究院 (LIAM) 合作对其进行计量标定和对比试验的工作进程和结果。

关键词 高空模拟试车台 全流程调试 对比标定试验

1 前言

SB101 高空模拟试车台(以下简称高空台)是目前我国、乃至亚洲唯一的采用连续式气源的高空台。其最大模拟高度 25 km,最大模拟 M 数 2.5,试验对象为标准海平面静止状态下最大空气流量为 120 kg/s 的涡轮喷气、涡轮风扇发动机。在十多年的时间里,先后完成了一期工程各厂房和设备的单机安装与性能调试,用 WP-7 发动机进行的一期工程直接排大气调试,WP-13A I 发动机的均匀流场性能试验和畸变流场考核试验,二期工程大型排气冷却器设备的安装,WP-7 发

动机加温加压试验,核心机的高空台试验及 WP-7 发动机模拟对比试验点的高空台全流程试验。最后用俄制 P11Φ-300 发动机进行了与俄罗斯 LIAM LI-4H 高空台的对比、标定试验,技术上得出了肯定的结论,为向国家交付、验收,正式投入使用奠定了可靠的基础。

2 SB101 高空台试验情况简介

SB101 高空台历年进行的主要试验及设备状态见表 1。高空舱进口温度达到 $-50 \sim 250\text{ }^{\circ}\text{C}$,进口最高压力 350 kPa。舱内最低环境静压 4 kPa。基本上达到了设计要求。

表 1 SB101 高空台的主要试验情况

序号	时间	试验件	高度 H (km)	M	进口总 压 P_{t1} (kPa)	进口总温 T_{t1} (K/ $^{\circ}\text{C}$)	舱内环 境静压 (kPa)	备 注
1	1986-01	WP-13A I 发动机	0	0	93.2	281.5/8.5	41.8	直接排大气
2	1986-01	WP-13A I 发动机	5	0.7	75.0	282.5/9.5	40.7	直接排大气
3	1986-01	WP-13A I 发动机	11	1.45	77.3	307.7/34.7	44.2	直接排大气
4	1986-01	WP-13A I 发动机	11	1.8	130.0	360.2/87.2	46.2	直接排大气

收稿日期:1995-03-10

续表 1

序号	时间	试验件	高度 H (km)	M	进口总 压 P_1^* (kPa)	进口总温 T_1^* (K/°C)	舱内环 境静压 (kPa)	备 注
5	1986-01	WP-13A I 发动机 +畸变模拟板	6	0.8	71.6	281.4/8.4	50.5	直接排大气
6	1986-01	WP-13A I 发动机 +畸变模拟板	9	1.2	74.2	295.4/22.4	49.6	直接排大气
7	1986-01	WP-13A I 发动机 +畸变模拟板	12	1.8	74.6	355.4/82.4	65.4	直接排大气 (全加力)
8	1986-01	WP-13A I 发动机 +畸变模拟板	14	1.93	89.4	378.8/105.8	58.1	直接排大气 (全加力)
9	1993-03	调节筒	/	/	38.0	287/14	4.36	大气进一抽气
10	1994-01	核心机	/	/	295.0	436/163	58.9	直接排大气
11	1994-11	调节筒	/	/	54.5	339/66.0	11.6	供一抽
12	1994-12	WP-7 发动机	0	0	73.0	285.5/12.5	71.0	直接排大气
13	1994-12	WP-7 发动机	11	0.7	32.9	232.9/-40.1	22.6	供一抽
14	1994-12	WP-7 发动机	13	1.0	28.0	256.5/-16.5	15.6	供一抽
15	1994-12	WP-7 发动机	15	1.6	50.7	327.4/54.4	12.9	供一抽
16	1994-12	WP-7 发动机	16	1.0	19.3	256.1/-16.9	8.0	供一抽
17	1994-12	WP-7 发动机	16.5	1.85	58.2	364.8/91.8	13.8	供一抽
18	1995-02	P11Φ-300 发动机	0	0	70.6	281/8	70.2	大气进一抽 刚性喷口
19	1995-02	P11Φ-300 发动机	11	0.7	32.32	238/-35	21.5	供一抽刚性喷口
20	1995-02	P11Φ-300 发动机	13	1.0	31.03	260/-13	16.4	供一抽刚性喷口
21	1995-02	P11Φ-300 发动机	18	2.05	58.2	399/126	13.9	供一抽刚性喷口
22	1995-02	P11Φ-300 发动机	0	0	73.4	286/13	73.1	大气进一直排 大气可调喷口
23	1995-02	P11Φ-300 发动机	18	2.05	57.9	400/127	12.8	供一抽可调喷口
24	1995-02	P11Φ-300 发动机	13	1.0	31.0	258/-15	16.3	供一抽可调喷口
25	1995-02	P11Φ-300 发动机	0	0	70.2	288/15	69.9	大气进一抽可 调喷口调小

在1994年12月开始的高空台热态调试中,发动机排出的高温燃气经排气冷却器冷却后,到抽气机进口时温度均不足15℃,远远低于设计值(50℃)。

3 高空台标定的目的、要求和主要工作内容

3.1 目的

标定的目的是确定高空台的推力、空气质量流量、燃油消耗量、压力、温度及发动机热态喷口面积、转速、气体含湿量等8个参数的数据精度,寻求确定飞行推力的方法及其数据精度。

3.2 要求

通过校准和发动机在中、俄两国高空台上的对比试验,确定上述8个参数的数据精度。在 $H=0, M=0$,发动机带不可调施工喷口,最大不加力工作状态下,使空气质量流量、飞行推力及燃油消耗率的确定精度分别优于 $\pm 1.0\%$ 、 $\pm 1.5\%$ 和 $\pm 1.6\%$,或燃率 $P_c=0.95$ 。最终由俄方出示高空台的技术合格证书。

3.3 标定工作的主要内容

新建的高空台或地面台正式投入使用前,必须经过标定。发达国家高空台较多,可在一国范围内通过大量的对比试验,校准新建设备。有的则在国家之间进行。如英、美等国,曾用同一台发动机,对数个高空台进行交叉对比试验。

不能用地面台来标定,因二者功能不同。高空台有气源供气和抽气,可模拟不同的飞行高度和 M 数;地面台则仅能模拟当地高度和零 M 数。由于气动力的影响,在不同飞行状态下,高空台的飞行推力要考虑多种因素加以修正后才能得到,由测力系统测出的推力仅占飞行推力的15%~85%。

与俄ЦИАМ合作对SB101高空台进行标定的主要工作内容有:

(1) 俄罗斯专家对SB101高空台的测量系统进行计量标定,并写出技术报告;

(2) 中方专家参加在俄罗斯ЦАИМ的Ц-4H高空台上用P11Φ-300发动机进行的对比试验,俄方提出技术报告;

(3) 按俄方要求,中方对SB101高空台作相应的改造;

(4) 俄罗斯专家参加在SB101高空台上用P11Φ-300发动机进行的对比试验,并写出技术报告;

(5) 由俄罗斯专家对SB101高空台的标定工作进行技术总结,并按标定结果出具技术合格证书。

4 俄罗斯Ц-4H高空台与P11Φ-300发动机试验

4.1 Ц-4H高空台简介

(1) 主要技术特性:

最大模拟飞行 M 数:3;

最大模拟飞行高度:27 km;

试车台最大可测推力: 25×10^4 N;

试车台前进口总温范围:213~573 K

(-60~300℃);

试车台前进口总压范围:2.0~294 kPa。

(2) 进口空气流量:

进口总温 ≤ 273 K时,空气流量达到200 kg/s;

进口总温=273~333 K时,空气流量达到800 kg/s;

进口总温=333~573 K时,空气流量达到300 kg/s;

进口总温=573~623 K时,空气流量达到90 kg/s。

(3) 试车台结构件的几何尺寸:

高空舱直径5.7 m;

高空舱长度14 m;

舱盖孔直径4 m;

燃气涡轮试验与研究 1995年第2期

测力平台尺寸 10.5 m×2.42 m;

从高空舱轴心到测力平台表面的距离
1.74 m。

(4) 在模拟过渡工作状态和不稳定工
作状态时,自动调节系统保证:

进口总压误差 $\leq \pm 3\%$;

进口总温误差 $\leq \pm 3\text{ K}$;

舱内误差 $\leq \pm 6\%$ 。

(5) 空气流量管的直径有:

0.678 m、0.75 m、0.84 m、0.95 m、1.02
m、1.19 m、1.415 m 及 2.075 m 8 种。

U-4H 高空台至今已试过 800 台发动机。

4.2 P11Φ-300 发动机在 U-4H 上的试验情
况

P11Φ-300 发动机在俄 U-4H 高空台上
的试验情况见表 2。

表 2 P11Φ-300 发动机在俄 U-4H 高空台上的试验点

序号	日期	H (km)	M	进口总压 P_i^* (Pa)	进口总温 T_i^* (°C)	舱压 P_D (Pa)	喷管
1	1994-05-05	16	1.0	0.196×10^5	-13	0.1035×10^5	可调喷口
		13	1.0	0.31398×10^5	-13	0.1658×10^5	可调喷口
2	1994-05-10	0	0	0.9×10^5	15	0.9×10^5	可调喷口
3	1994-05-12	18	2.05	0.589×10^5	126	0.0756×10^5	可调喷口
4	1994-05-19	18	2.05	0.589×10^5	126	0.0756×10^5	可调喷口
5	1994-05-23	0	0	0.9×10^5	15	0.9×10^5	刚性喷口
		0	0	0.7×10^5	15	0.7×10^5	刚性喷口
		0	0	0.6×10^5	15	0.6×10^5	刚性喷口
6	1994-05-24	18	2.05	0.589×10^5	126	0.0756×10^5	刚性喷口
7	1994-05-25	13	1.0	0.31398×10^5	-13	0.1658×10^5	刚性喷口
		16	1.0	0.196×10^5	-13	0.1035×10^5	刚性喷口
		11	0.7	0.3149×10^5	-35	0.227×10^5	刚性喷口
8	1994-05-26	0	0	0.9×10^5	15	0.9×10^5	刚性喷口

当 $H=0, M=0$, 在不开加力的最大状
态,或然率 $P_0=0.95$ 时,装工艺喷管(刚性喷
管)的 P11Φ-300 发动机的基本参数误差值
为:

空气流量: $\pm 0.4\%$;

台架推力: $\pm 0.845\%$;

耗油量: $\pm 0.91\%$ 。

5 SB101 高空台测量系统计量标定与
P11Φ-300 发动机试验

5.1 SB101 高空台测量系统的计量标定

SB101 高空台测量系统计量标定结果见

SB101 高空台的全流程调试及对比标定试验

表 3.

表 3 SB101 高空台测量系统计量标定结果

测量通道名称	测量上限	测量值变化范围	测量通道误差极限
发动机推力 R , kN	75.4	$(50\% \sim 100\%)R_{\max}$ $(0\% \sim 50\%)R_{\max}$	$\pm 0.44\%$ 测量值 $\pm 0.44\% (0.5R_{\max})$
燃油质量流量 G_T , kg/min	171	17~171	$\pm 0.45\%$ 测量值
气体介质压力 P , kPa	100	$(10\% \sim 100\%)P_{\max}$	$\pm 0.22\%$ F.S.
	300	$(10\% \sim 100\%)P_{\max}$	$\pm 0.19\%$ F.S.
	500	$(10\% \sim 100\%)P_{\max}$	$\pm 0.18\%$ F.S.
	1 600	$(10\% \sim 100\%)P_{\max}$	$\pm 0.21\%$ F.S.
	3 000	$(10\% \sim 100\%)P_{\max}$	$\pm 0.21\%$ F.S.
气压 P_s , kPa	110	$(0.9 \sim 1.1)P_{s \max}$	$\pm 1.7 \times 10^{-3}\%$ 测量值 (带修正)
气体介质温度 T , $^{\circ}\text{C}$			
热电偶 T	320	$-40 \sim 320$	$\pm 0.56\%$ F.S.
热电偶 K	900	$0 \sim 900$	$\pm 0.49\%$ F.S.
热电偶 E	800	$-40 \sim 800$	$\pm 0.46\%$ F.S.
热电偶 S	900	$0 \sim 900$	$\pm 0.21\%$ F.S.
电阻温度计 Pt100	500	$-130 \sim 500$	$\pm 0.66\%$ F.S.
电阻温度计 Cu50	150	$-30 \sim 150$	$\pm 0.95\%$ F.S.
转子转速 n , r/min			
数字通道	12 551	$(10\% \sim 100\%)n_{\max}$	$\pm 0.02\%$ F.S.
模拟通道	12 551	$(10\% \sim 100\%)n_{\max}$	$\pm 0.11\%$ F.S.
空气相对湿度 Φ , %RH	95	10~95	± 3.4

5.2 P11 Φ -300 发动机在 SB101 高空台上的试验情况

P11 Φ -300 发动机在 SB101 高空台上的试验情况见表 1。

1995 年 2 月 12 日至 2 月 27 日, P11 Φ -300 发动机在 SB101 高空台上共开车 21 次, 运转 800 min。运行的高空台设备共 342 台套, 运行时间为 78 821 min。投入运行的设备有供气机组、抽气机组、变频机组、氨冷冻机

组、气水分离及硅胶干燥系统、膨胀涡轮、空气加温炉、进气调压系统、排气调压系统、发动机试车工艺系统、测量及数采系统、排气冷却器、循环软化水系统、污水系统、蒸气系统、直供水系统、供电与供油系统及通讯指挥系统等, 这是 SB101 高空台有史以来投入运行设备最多的一次试验。按照中、俄商定的试验大纲, 采用 2 种喷口 (固定喷口及可调喷口), 4 个对比试验点 ($H=0, M=0; H=11 \text{ km}$,

$M=0.7; H=13\text{ km}, M=1.0; H=18\text{ km}, M=2.05$)进行对比试验,按期圆满完成了任务。俄方专家的最终技术报告需到5月份提供。但经初步计算分析,用同一台P11Φ-300发动机(带刚性喷口),不作任何调整,进行对

比试验时,在同一飞行状态、100%换算转速下,SB101和И-4H的发动机飞行推力相对误差小于2.4%。两个台的其余参数比较见表4。

表4 SB101高空台与И-4H高空台试验结果初步比较(发动机状态:最大状态)

试验状态	比 较	净推力 (daN)	耗油率 (kg/daN·h)	空气质量流量 (kg/s)
$H=0, M=0$	SB101	4 023	0.94	65.76
	И-4H	3 988.6	0.946	65.30
	误差 %	+0.86	-0.63	+0.70
$H=11\text{ km}, M=0.7$	SB101	1 190.65	1.143	22.971
	И-4H	1 181.7	1.151	23.10
	误差 %	+0.76	-0.70	-0.56
$H=13\text{ km}, M=1.0$	SB101	1 077.3	1.179	21.78
	И-4H	1 080.4	1.165	21.65
	误差 %	-0.29	+1.20	+0.60
$H=18\text{ km}, M=2.05$	SB101	697.45	1.662	24.66
	И-4H	696.27	1.666	24.48
	误差 %	+0.17	-0.24	+0.74

6 结论

计量标定和P11Φ-300发动机的对比试验证明,SB101高空台可用于模拟飞行条件下的航空燃气涡轮发动机试验。这一结论已

载入由俄罗斯巴拉诺夫 И. И. 中央航空发动机研究院院长 Л. А. 阿果罗德呢科夫和 ИИИАМ 标定委员会主任 Б. М. 克林斯基签署生效的SB101高空台标定证书。

本文表4数据由杜鹤龄研究员提供,在此表示感谢。