

文章编号: 1000-8055(2003)05-0593-06

“堵塞”技术在发动机高空模拟试验中的应用研究

郭 昕¹, 刘志友²

(1 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083;

2 南京航空航天大学 航空宇航推进理论与工程学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 通过对发动机高空模拟试验推力的确定方法与修正方法的分析, 从理论上阐明了“堵塞”技术在发动机高空模拟试验中应用的机理和适用条件。通过对罗·罗公司高空台斯贝发动机和某高空台上涡喷发动机“堵塞”试验结果的分析, 证明了“堵塞”技术在带收敛喷管的发动机高空模拟试验中应用的可行性和合理性。本文研究结果拓展了 HB6213^[1]中推力计算公式和推力修正公式的适用范围。

关键词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 高空模拟; 试验技术; 喷管

中图分类号: V 216

文献标识码: A

The Application Study of the "Nozzle Blockage" Technique in the Simulated Altitude Test of Aero-Engine

GUO Xin¹, LIU Zhi-you²

(1 Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2 Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Through the process analysis of determining engine thrust and converting engine thrust of the simulated altitude test, the application mechanism and its applied conditions of the "nozzle blockage" technique in the simulated altitude test of aero-engine with the convergent-nozzle are clarified. By means of the result analysis of the "engine jam" experiment on Spey engine in the simulated altitude test facility of the Rolls-Royce company and on turbojet engine in a simulated altitude test facility, the application feasibility and its rationality are made clear of the "nozzle blockage" technology in the simulated altitude test of the aero-engine with the convergent-nozzle. The research results extend the workable and applicable scope of the thrust calculation and correction formula of HB6213^[1], which stands for the performance correction standardization of the altitude simulated test of the turbojet and turbofan engines.

Key words: aerospace propulsion system; aero-engine; altitude simulating; test technique; nozzle

收稿日期: 2002- 12- 10; 修订日期: 2003- 04- 26

作者简介: 郭昕(1963-), 男, 四川富顺人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院博士生, 主要从事航空发动机试验研究

主要符号说明:

- R_{gross}, R_m —— 发动机总推力, 台架测量推力
- ΔR_m —— 零位(高度)引起的推力修正项
- R_{front} —— 次流迎风阻力
- J —— 冲量
- 下标
- 1, 1b —— 发动机进口(流量管篦齿段处)截面, (流量管篦齿封严处)管壁环面
- 8 —— 喷管喉道截面和出口截面
- ch, h, nom —— 试验舱实际压力, 按 GJB 1920^[2] 计算的对应模拟高度的环境压力

上标

' —— “堵塞”试验参数

文献[1]中规定了小偏差模拟条件下,带收敛喷管的发动机推力的计算与修正方法,但没有解决和回答在大偏差模拟条件下,特别是在采用“堵塞”技术进行试验时的推力计算与修正问题,而这在发动机高空台的试验实践中是极其需要的。首先,限于我国某高空台的设备能力,不能完全满足某些发动机真实高度环境建立的模拟要求,需要采用“堵塞”技术;其次,采用“堵塞”技术可以简化试验程序和缩短试验周期,降低试验成本和提高试验效率;因此研究并掌握存在大偏差模拟排气环境,即采用“堵塞”试验技术条件下的发动机推力的确定与修正技术十分必要。

本文根据某高空台在“堵塞”技术方面所作的

大量工作和技术积累,通过分析发动机高空模拟试验中推力的确定和修正方法,阐明了“堵塞”试验技术的应用机理。

1 应用机理

1.1 高空台发动机试验的总推力

涡喷涡扇发动机在高空台上的安装布局与工作的示意图如下。

试验发动机的总推力公式^[1,3]如下:

$$R_{gross} = R_m + \Delta R_m + R_{front} + W_1 V_1 + A_1 (P_{s1} - P_{sch}) + A_{1b} (P_{s1b} - P_{sch})$$

(1)

式中:

(1) 迎风阻力 R_{front} 是试验舱内冷却气流在发动机外壁与试验舱内壁之间流动时作用在发动机动架上的力,包括作用在发动机外表面上的摩擦反作用力、作用在舱内测试管线与支架等物体上的动量阻力的反作用力。即使从理论上讲也很难用动量原理准确计算确定 R_{front} , 因为舱内冷却气流的动量阻力还包括试验舱内壁摩擦阻力等没有传到发动机动架上的阻力分项 R_{front} , 因而国内外均采用试验方法预先测定^[4,5]。由作用力与反作用力的关系,结合试验舱内冷却气流的流动方向,易知冷却气流对动架作用力的方向为顺冷却气流方向,即为向后方向的力。

(2) 零位(高度)引起的推力修正项 ΔR_m 是因为发动机试验时试验舱存在压差(舱内有真高度),试验舱动架测量装置(杠杆系统)校准时试验舱内外没有压差存在,因而测力装置在两种工况

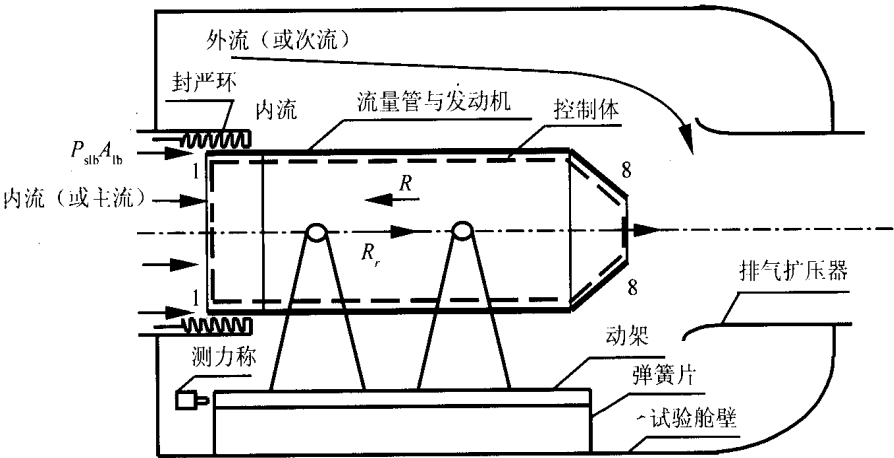


图1 发动机在高空台上安装与工作的原理示意图

Fig 1 The sketch of installation and operation of engine in the Simulated Altitude Facility

下的零点不相重合。理论与实际试验测试表明,与测力装置校准时的零点相比,存在真空度时测力系统零点为负值^[4,5],即将 ΔR_m 视为向后方向的力。

因发动机净推力等于发动机试验得到的总推力扣除发动机实际工作的进口动量阻力。而给定飞行高度和飞行马赫数条件下的进口动量阻力是确定的,因而本文只研究发动机的总推力。

1.2 高空台发动机试验的总推力公式推导

在现有文献资料中,尚未见到对涡喷涡扇发动机高空台试验推力公式的详细推导,对推力公式中各项的来源,尤其是等效舱压,更没有说明和推导。本文从动量原理和发动机受力分析来推导发动机高空台试验的总推力公式。

1.2.1 内流动量定理

取图1虚线所示控制体。设发动机对其内流的作用力为 R_r , 则内流对发动机的作用力 R 与 R_r 是一对作用力与反作用力(力的方向见图1)。则由动量定理就有:

$$W_8 V_8 - W_1 V_1 = P_{s1} A_1 + R_r - P_{s8} A_8 \quad (2)$$

1.2.2 发动机受力分析

发动机在各个力的作用下处于平衡状态,即在轴向方向上的合力等于零。向前方向(即发动机推力方向)的力为:

$$R + P_{sch} [(A_1 + A_{1b}) - A_8]$$

向后方向的力为:

$$P_{s1b} A_{1b} + R_m + \Delta R_m + R_{front}$$

从而:

$$R = R_m + \Delta R_m + R_{front} + A_{1b} (P_{s1b} - P_{sch}) + P_{sch} (A_8 - A_1) \quad (3)$$

1.2.3 发动机总推力

由作用力与反作用力的关系,可以将公式(2)和公式(3)化为下列形式:

$$\begin{aligned} W_8 V_8 + (P_{s8} - P_{sch}) A_8 = W_1 V_1 + \\ (P_{s1} - P_{sch}) + A_{1b} (P_{s1b} - P_{sch}) + \\ R_m + \Delta R_m + R_{front} \end{aligned} \quad (4)$$

公式(4)的左端是发动机喷管推力(发动机总推力)的定义式,右端是高空台发动机试验总推力的计算式。从而就有发动机高空台试验时的总推力公式:

$$\begin{aligned} R_{gross} = W_8 V_8 + (P_{s8} - P_{sch}) A_8 = \\ W_1 V_1 + A_1 (P_{s1} - P_{sch}) + \\ A_{1b} (P_{s1b} - P_{sch}) + R_m + \Delta R_m + R_{front} \end{aligned} \quad (5)$$

1.3 收敛喷管发动机高空试验采用“堵塞”技术的机理

通过真实模拟发动机进口气流参数,在保证喷管内流气动临界条件下不真实模拟发动机工作的排气环境来获取发动机性能的试验方法,称为“堵塞”试验技术。下面探讨带收敛喷管的发动机高空台试验时,能够采用“堵塞”试验技术的内在机理。

将带收敛喷管的发动机高空模拟试验(见图1)的总推力公式(5)变形为发动机喷管排气冲量的形式:

$$\begin{aligned} R_{gross} = W_8 V_8 + P_{s8} A_8 - P_{sch} = \\ J - P_{sch} A_8 \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} J = W_8 V_8 + P_{s8} A_8 = R_{gross} + P_{sch} A_8 = \\ [W_1 V_1 + A_1 (P_{s1} - P_{sch}) + A_{1b} (P_{s1b} - P_{sch}) + \\ R_m + \Delta R_m + R_{front}] + P_{sch} A_8 \end{aligned} \quad (7)$$

1.3.1 真实高度试验

真实高度试验时,试验舱压力就为飞行高度对应的大气压力(计为 $P_{h,nom}$),此时发动机的总推力和排气冲量分别为:

$$\begin{aligned} R_{gross} = W_1 V_1 + A_1 (P_{s1} - P_{h,nom}) + \\ A_{1b} (P_{s1b} - P_{h,nom}) + R_m + \\ \Delta R_m + R_{front} \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} J = W_8 V_8 + P_{s8} A_1 (P_{s1} - P_{h,nom}) + A_{1b} \cdot \\ (P_{s1b} - P_{h,nom}) = R_{gross} + P_{h,nom} A_8 = \\ [W_1 V_1 + A_1 (P_{s1} - P_{h,nom}) + A_{1b} \cdot \\ (P_{s1b} - P_{h,nom}) + R_m + \Delta R_m + R_{front}] + P_{h,nom} A_8 \end{aligned} \quad (9)$$

1.3.2 “堵塞”技术试验

采用“堵塞”试验技术时,发动机的总推力和排气冲量分别为:

$$\begin{aligned} R'_{gross} = W_1 V_1 + A_1 (P_{s1} - P_{sch}) + A_{1b} \cdot \\ (P_{s1b} - P_{sch}) + R'_m + \Delta R'_m + R'_{front} \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} J' = W_8 V'_8 + P'_{s8} A_8 = R'_{gross} + P_{sch} A_8 = \\ [W_1 V_1 + A_1 (P_{s1} - P_{sch}) + A_{1b} \cdot \\ (P_{s1b} - P_{sch}) + R'_m + \Delta R'_m + R'_{front}] + P_{sch} A_8 \end{aligned} \quad (10)$$

1.3.3 “堵塞”试验的总推力确定性

在发动机喷管内流临界条件下,喷管临界截面(即收敛喷管的出口截面)的参数仅仅取决于内流的总压和总温(实际上还有热力特性),而与环境压力无关,因而尽管“堵塞”试验与真实高度试

验的试验舱压力不同,但喷管的排气冲量是完全一样的,即:

或
$$R_{gross} = R_{gross}' + A_8(P_{sch} - P_{h,nom}) \quad (11)$$

待模拟高度的压力 $P_{h,nom}$ 是已知(可由文献[2]计算)的,“堵塞”试验时的试验舱压力 P_{sch} 可以实测得到,“堵塞”试验时的发动机总推力 R_{gross}' 可以由公式(9)确定,从而由公式(11)就能够得到真实高度试验时的发动机总推力 R_{gross}

1.3.4 “堵塞”技术在进口气流存在小偏差下的总推力表述

对进口气流模拟存在小偏差的发动机高空台试验,采用“堵塞”试验技术条件下的总推力分析。

对冲量公式变形并化为气动函数表示的形式,就有:

$$J = WV + PA = PA \left[\frac{V^2}{R_{gas} \cdot T_s} + 1 \right] = P_{T1} A [\pi(M)(1 + \gamma_{gas} \cdot M^2)]$$
$$J/P_T = (WV + PA)/P_T = P_{T1} A \cdot [\pi(M)(1 + \gamma_{gas} \cdot M^2)] \quad (12)$$

根据相似原理(进口模拟小偏差可以认为服从相似准则)和公式(7)、(10),有:

$$\frac{J}{P_{T8}} = \frac{J'}{P_{T8}'} \quad \text{和} \quad \frac{P_{T1}}{P_{T8}} = \frac{P_{T1}'}{P_{T8}'} \quad (13)$$
$$J = J'(P_{T1}/P_{T1}')$$

或 $R_{gross} + P_{h,nom}A_8 = J = J'(P_{T1}/P_{T1}') =$

即:

$$(R_{gross}' + P_{sch}A_8)(P_{T1}/P_{T1}') \quad (14)$$

$$R_{gross} = \frac{P_{T1}}{P_{T1}'} R_{gross}' + \frac{P_{T1}}{P_{T1}'} P_{sch}A_8 - P_{h,nom}A_8$$
$$= \frac{P_{T1}}{P_{T1}'} [W_1V_1 + A_1(P_{s1} - P_{sch}) + A_{1b}(P_{s1b} - P_{sch})R_m + \Delta R_m + R_{front}] - P_{h,nom}A_8$$
$$= \frac{P_{T1}}{P_{T1}'} [W_1V_1 + A_1(P_{s1} - P_{sch}) + A_{1b}(P_{s1b} - P_{sch}) + R_m + \Delta R_m + R_{front} + A_8(P_{sch} - P_{che})] \quad (15)$$

式中,等效舱压 P_{che} 定义为试验时的发动机进口总压与真实工作条件下的冲压比 $R_{oh,nom}$ 之比^[1]:

$$P_{che} = \frac{P_{T1}}{P_{T1}'} P_{h,nom} = \frac{P_{T1}}{P_{T1}/P_{h,nom}} = \frac{P_{T1}}{R_{oh,nom}} \quad (16)$$

1.3.5 小结

至此,就从理论上论证了“堵塞”技术应用的可行性和合理性。文献[1]认为等效舱压用于试验舱压力模拟偏差对推力影响的修正,而本分析认为等效舱压是对试验舱压力与发动机进口总压模拟偏差对发动机推力综合影响的考虑。

2 试验结果

2.1 斯贝发动机在 R. R. 公司高空台^{1#} 试验舱的试验结果

结合我国某高空台的建设和高空模拟试验

表1 斯贝发动机“堵塞”与真实高度试验(H = 11 km,M a = 1.1)结果对比

Table 1 The results comparison of "nozzle blockage" and "real altitude" tests with the Spey engine under the condition of H = 11 km,M a = 1.1

参 数	发动机最大军用状态		发动机最大加力状态	
	真实高度试验	“堵塞”试验	真实高度试验	“堵塞”试验
进口总压/kPa	46.866	47.116	46.745	46.930
进口总温/℃	- 3.00	- 3.02	- 3.15	- 3.31
试验舱压力/kPa	22.871	33.291	22.943	33.196
低压转子转速/%	95.9785	96.2000	96.5643	96.6643
高压转子转速/%	98.8796	99.0786	98.7928	98.8714
涡轮后燃气总温/℃	688.6	686.6908	688.51	688.04
喷管出口面积/m ²	0.27263	0.27234	0.47302	0.47113
喷管燃气膨胀比	5.3945	3.7348	5.1915	3.6147
发动机净推力/kN	18.6627	18.7064	39.3474	39.4818
换算净推力相对误差/%	—	0.234	—	0.342

技术的研究, 于1980年在英国 R. R. 公司高空台上, 利用国产斯贝发动机专门进行了“堵塞”试验与真实高度试验的对比试验研究^[6]。试验结果见表1。

2 2 某涡喷发动机在某高空台^{1#} 试验舱的试验结果

1996年在某高空台上利用某涡喷发动机专门进行了“堵塞”试验与真实试验的对比研究。试验结果见表2~ 3。

表2 某涡喷发动机“堵塞”技术研究试验结果(最大军用状态)

Table 2 The experimental results of "nozzle blockage" technology research with certain turbojet engine at the intermediate thrust status

试验的发动机工况	H = 8 km, M a= 0.9				H = 11 km, M a= 1.15		H = 13 km, M a= 1.15	
试验记录次数	“堵塞”	“堵塞”	真实	真实	真实	“堵塞”	“堵塞”	真实
进口总压/kPa	61.734	61.709	61.555	61.547	51.168	51.301	38.222	38.086
进口总温/℃	270.441	270.401	270.668	270.571	270.800	270.847	270.786	270.775
换算空气流量/(kg/s)	40.714	40.668	40.776	40.777	34.831	34.685	25.452	25.495
试验舱压力/kPa	44.576	44.597	34.761	34.533	21.536	35.498	27.588	15.982
低压转子转速/%	101.608	101.598	101.527	101.575	101.376	101.455	101.676	101.677
高压转子转速%	97.406	97.358	97.122	97.118	96.323	96.568	97.581	97.237
喷管出口面积/m ²	0.229	0.229	0.229	0.229	0.229	0.229	0.229	0.229
发动机总推力/kN	27.5623	27.1535	29.5960	29.6597	25.8866	22.7578	17.0203	19.5310
发动机换算总推力/kN	28.6857	28.6753	28.5834	28.5990	25.6295	25.6193	19.0074	18.9439
发动机换算净推力/kN	17.3937	17.3959	17.2741	17.2894	13.8084	13.8478	10.3694	10.2916
换算总推力相对误差/%	0.358	0.322	—	0.055	—	- 0.040	0.335	—

表3 某涡喷发动机“堵塞”技术研究试验结果(最大军用状态)

Table 2 The experimental results of "nozzle blockage" technology research with certain turbojet engine at the maximum thrust status

试验的发动机工况	H = 8 km, M a= 0.9			H = 11 km, M a= 1.15		H = 13 km, M a= 1.15	
试验记录次数	真实	“堵塞”	“堵塞”	真实	“堵塞”	“堵塞”	近真实
进口总压/kPa	61.478	61.525	61.509	51.167	51.252	38.225	38.132
进口总温/℃	271.202	271.276	270.702	270.954	270.960	271.190	271.074
换算空气流量/(kg/s)	40.821	40.765	40.753	34.840	34.835	25.451	25.461
试验舱压力/kPa	33.056	39.407	40.165	23.882	27.380	24.338	21.795
低压转子转速/%	101.489	101.503	101.659	101.400	101.453	101.625	101.420
高压转子转速%	99.633	99.694	99.895	99.470	99.532	99.591	99.493
喷管出口面积/m ²	0.358	0.358	0.358	0.358	0.358	0.358	0.358
发动机总推力/kN	49.5955	47.1498	46.9100	42.3729	40.9683	28.8745	29.7615
发动机换算总推力/kN	47.4197	47.2020	47.2482	42.8116	42.5732	30.7846	30.8522
发动机换算净推力/kN	36.0980	35.8957	35.9452	30.9875	30.7510	22.1469	22.2114
换算总推力相对误差/%	—	- 0.459	- 0.362	- 0.557	- 0.219	—	—

3 结果分析

3.1 “堵塞”试验的发动机换算总推力与真实试验的总推力相符

从斯贝发动机和某涡喷发动机“堵塞”试验的发动机换算总推力和试验舱压力的关系来看(见表1~3和图2),发动机换算总推力随试验舱压力升高基本保持不变,与上述的理论推导结果一致。

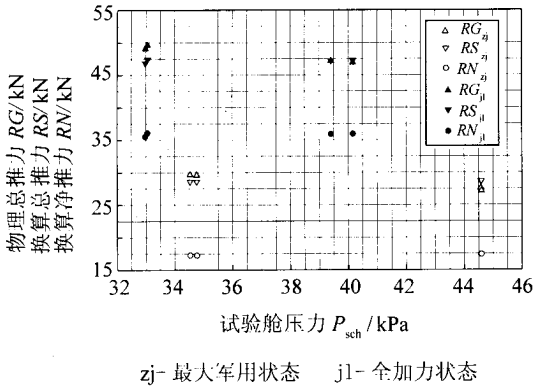


图2 涡喷发动机在 $H=8\text{ km}$, $M_a=0.9$ 工况条件下的“堵塞”试验结果示意图

Fig 2 The experimental results of “nozzle blockage” technology research with certain turbojet engine under the condition of $H=8\text{ km}$, $M_a=0.9$

从发动机高空台试验的发动机总推力公式(11)和(15)的推导可见,在发动机进口气流参数和工作状态不变、发动机尾喷管内流高度临界条件下,尽管试验舱压力增加(即运用“堵塞”技术)引起发动机的测量总推力下降,但换算总推力是相同的,即说可以由“堵塞”试验结果唯一确定发动机真实高度试验的发动机总推力,这是二者相符的主要原因。

3.2 “堵塞”技术可以在发动机高空台试验中推广使用

从斯贝发动机和某涡喷发动机“堵塞”试验的

研究结果来看,在试验舱压力相差10 kPa的条件下,得到的发动机换算总推力之差在 $\pm 0.5\%$ 以内,这与世界各国高空台推力确定的精度等级相当,说明“堵塞”技术可以应用于发动机的高空台试验。

事实上,国外高空台也是积极在发动机高空台试验中运用“堵塞”技术。美国AEDC高空台大多数情况下使用堵塞技术,即使试验设备能力能抽到真实高度,有时也要把抽气机关掉一部分以节省能源。俄罗斯IPIAM高空台研究指出,应用“堵塞”技术得到的发动机净推力误差在 $\pm 0.5\%$ 以内。英国R. R.公司高空台对发动机进口马赫数大于1.3的高空模拟试验都采用了“堵塞”技术,并完成了埃汶、康维、斯贝、RB-199等涡喷涡扇发动机的高空台试验。

4 结论与建议

- (1) HB6213对小偏差条件下的推力确定公式是正确的和合理的。
- (2) 发动机高空台试验中舱压升高对发动机换算总推力的影响可忽略不计。
- (3) 收敛喷管发动机高空台试验中可以应用“堵塞”技术。

参考文献

- [1] HB6213 涡喷、涡扇发动机高空模拟试验性能修正规范[Z]. 中国航空航天工业部第301所, 1989
- [2] GJB1920 标准大气[S]. 北京: 中国标准出版社, 1980
- [3] 杜鹤龄 高空模拟试验技术研究——发动机推力的确定[R]. HJB910984, 中国航空科技文献, 航空航天工业部, 1991
- [4] 文刚, 刘涛, 郭昕 高空台上迎风阻力和零位高度对发动机台架推力漂移的影响研究[R]. 中国航空学会动力分会第六届发动机试验与测试技术专业委员会, 2002
- [5] 刘涛, 王惠儒 在高空台上测定发动机外流附加阻力的方法[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14(1): 14- 16
- [6] 吴大观主编 航空发动机与部件的考核试验(第1~3册)[Z]. 国营红旗机械厂, 1980