

文章编号: 1000-8055(2006) 03-0610-05

环境压力大偏差条件下拉瓦尔喷管 发动机高空推力的确定

刘志友^{1,2}, 侯敏杰², 龚小琦²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2. 中国燃气涡轮研究院, 四川 成都 621703)

摘要: 简析了拉瓦尔喷管发动机高空模拟试验的特殊性, 提出了大模拟偏差条件下确定和修正拉瓦尔喷管发动机推力的方法。试验结果表明, 在保证推力不确定度优于1.0%的条件下, 拉瓦尔喷管发动机高空模拟试验的模拟偏差容限约为14%。当设备能力限制或其他特殊原因而采用环境压力大模拟偏差技术时, 可以采用本研究的推力系数确定方法确定发动机的推力。

关键词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 拉瓦尔喷管; 高空模拟试验; 推力; 模拟偏差
中图分类号: V231 **文献标识码:** A

Thrust Determination of an Engine with Laval Nozzle with Large Simulated Ambient Pressure Deviation

LIU Zhi-you^{1,2}, HOU Min-jie², GONG Xiao-qi²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Gas Turbine Establishment, Chengdu 621703, China)

Abstract: The particularity of the altitude simulated test of an engine with Laval nozzle was analyzed in brief. The engine thrust determination and correction in altitude test with large deviation of simulated ambient pressure was put forward. The test result shows that maximum tolerance of the simulated ambient pressure deviation is about 14% under which the engine thrust uncertainty remains less than 1.0%. Where there is a limitation of the test facility capability or for other reasons the large deviation of simulated ambient pressure may occur. The presented method can be used to determine the thrust of the engine with Laval nozzle.

Key words: aerospace propulsion system; aero-engine; Laval nozzle;
altitude simulated test; thrust; deviation of simulation

主要符号

R_s —— 发动机总推力
 R_m —— 台架测量推力

ΔR_m —— 真空度作用力
 R_s —— 次流作用力
 D_s —— 拉瓦尔喷管的喉道截面直径
 $D_9(D_e)$ —— 拉瓦尔喷管的出口截面直径

收稿日期: 2005-06-04; 修订日期: 2006-01-06

作者简介: 刘志友(1969-), 男, 重庆綦江人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 中国燃气涡轮研究院高级工程师, 主要从事航空发动机整机试验技术的研究。

- P_s —— 气流静压
 V —— 气流速度
 W —— 气流流量
 A —— 气流流通面积
 J_e —— 喷管出口截面的排气冲量
 H —— 飞行高度
 Ma —— 飞行马赫数
 P_{sch} —— 高空舱压力
 $P_{h, nom}$ —— 按文献[3] 计算的高度环境压力
 R_g' —— 环境压力模拟存在大模拟条件下的试验总推力
 C_{R_H} —— 总推力修正系数
 $\delta()$ —— 变量() 的相对变化
ZD —— 非加力条件下发动机最大工作状态
下标:
1 —— 发动机进口(流量管篦齿段处) 截面
1b —— (流量管篦齿封严处) 管壁环面
8 —— 喷管喉道截面
9(e) —— 喷管喉道截面, 喷管出口截面

当今的主流航空发动机, 已由带简单收敛喷管的涡喷发动机发展为带拉瓦尔喷管的涡扇发动机。在保证喷管内流高度气动临界条件下, 拉瓦尔喷管对环境压力变化的响应完全不同于收敛喷管, 主要是拉瓦尔喷管扩张段的扩张角与内流特性会随环境背压的变化而变化。由发动机总推力公式: $R_g = W_e V_e + (P_{se} - P_{sch}) A_e$ 可知, 对收敛喷管发动机而言, 喷管出口截面就是临界截面, 其面积和气流参数都只取决于发动机的工作状态, 因而在环境压力存在大模拟偏差的高空模拟试验条件下也可以唯一确定发动机在真实高度试验情况下的总推力和净推力^[1, 2]; 但对拉瓦尔喷管发动机而言, 由于喷管出口截面的面积和气流参数还受扩张段内流压力与环境压力的压差影响, 因而不能直接使用文献[1, 2] 的方法来确定发动机在真实高度试验情况下的总推力和净推力。

发动机高空模拟试验中, 环境压力采用或存在大模拟偏差几乎可以说是必然的。首先, 由于高空台设备能力的限制, 不可能对新研制的高性能发动机都能实现全包线范围内真实高度下的环境压力模拟。如在11~25 km 高度范围内, 高度每增加1 km, 则高空台抽气系统的负荷(进口容积流量和抽气系统增压比) 要增加约15%; 飞行马赫数每增加0.1, 则抽气系统负荷要增加约10~

15%^[3, 4]。其次, 即使高空台抽气设备能够满足真实高度试验的环境压力模拟要求, 为降低试验潜在风险和试验成本, 为缩短试验周期或因发动机研制周期与研制经费限制, 也常常采用环境压力大模拟偏差条件的高空模拟试验方法, 来获取或研究发动机的高空工作性能。我国高空台一方面因设备能力限制, 另一方面因适应新型发动机高空模拟试验要求的技术研究需要, 专门就环境压力大模拟偏差对拉瓦尔喷管发动机试验的推力确定问题进行了研究。

1 理论分析与推导

发动机高空性能试验时, 关心和考核的均是发动机中间或90% 以上状态的工作性能。此时, 发动机喷管内流已经处于高度临界状态, 因而环境压力模拟即使存在大偏差, 也不会改变喷管喉道截面上游的流动与工作特性, 不会影响发动机的空气流量和燃油流量的测量结果。但在环境压力大模拟偏差条件下, 会改变喷管扩张段的内流特性甚至改变喷管扩张段的几何特性(扩张角和出口截面面积), 进而影响发动机的工作特性乃至相似工作条件, 即会影响发动机推力的测量结果和换算性能。另外, 还必须实时测量拉瓦尔喷管的喉道面积和出口面积, 用以确定和修正发动机推力。基于此, 本课题包括: (1) 环境压力存在模拟偏差条件下拉瓦尔喷管发动机推力确定与修正的方法; (2) 拉瓦尔喷管发动机高空模拟试验中允许的环境压力模拟偏差容限; (3) 高空台排(抽) 气系统的增压特性以及模拟高度能力等几个方面的研究内容。

拉瓦尔喷管发动机在高空台上的安装布局与工作示意图1。

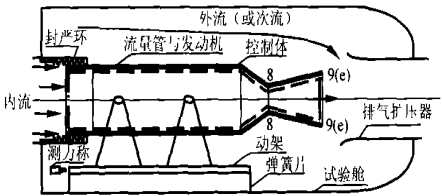


图1 拉瓦尔喷管发动机在高空台上的安装与工作原理图

Fig.1 Sketch of installation and operation of engine with Laval nozzle in the altitude simulated test facility

根据动量原理和牛顿第3 定律, 就有飞行工

况真实模拟试验条件下的拉瓦尔喷管发动机的总推力公式^[2]:

$$R_g = W_e V_e + (P_{se} - P_{h, \text{nom}}) A_e = J_e - P_{h, \text{nom}} A_e =$$

$$R_m + \Delta R_m + R_s + W_1 V_1 + (P_{s1} - P_{h, \text{nom}}) A_1 + (P_{s1b} - P_{h, \text{nom}}) A_{1b} \quad (1)$$

拉瓦尔喷管的喉道截面面积取决于发动机的工作状态;而出口面积除取决于工作状态外,还与喷管壁面的内外压差有关。在高空台抽气设备能力限制或其他原因需要采用环境压力大模拟偏差时,模拟的高度一般均要降低,即发动机排气环境压力——高空舱压力要升高。这使得喷管扩张段的环境压力增加,从而影响喷管扩张段的内流膨胀特性,并使喷管扩张段的扩张角减小和喷管出口面积减小。喷管扩张段内流特性和扩张角的变化直接影响喷管出口截面的气流参数和喷管流动的几何相似特性,而且根本不能由大环境压力模拟偏差下的试验结果确定真实高度模拟下的喷管扩张段的扩张角和喷管出口面积,因而不能采用文献[1, 2]的方法修正得到发动机的总推力。

但根据拉瓦尔喷管发动机的喷管变化特性,不难推得喷管扩张段的几何变化(扩张角与出口截面面积)与高空舱压力的相对变化有关,尤其在11km高度以上,发动机的排气参数(喷管排气膨胀比和排气总温)随飞行马赫数的变化特性是基本甚至完全一致的,因而环境压力模拟偏差的相对变化与发动机推力的相对变化应该有某种确定的关系。即可以在设备能力许可的条件下,通过真实高度(高空舱内发动机排气环境压力等于按文献[3]确定的压力)和非真实高度(大环境压力模拟偏差)试验获得推力修正系数,然后对给定的飞行工况运用环境压力大模拟偏差试验和已有的修正系数曲线得到发动机真实高度试验下的推力特性。其推力确定与修正公式如下:

$$R'_g = R_m + \Delta R_m + R_s + W_1 V_1 + (P_{s1} - P_{sch}) A_1 + (P_{s1b} - P_{sch}) A_{1b} \quad (2)$$

$$C_{R_H} = R'_g / R_g \quad (3)$$

$$R_g = R'_g / C_{R_H} \quad (4)$$

2 试验结果及分析

根据研究内容和方案,用一台带拉瓦尔喷管的小涵道比双转子涡轮发动机进行了环境压力模拟大偏差影响的研究与试验。采用大气进气、气源抽气机组并联一级抽气方法进行了飞行状态 $H = 5 \text{ km}$, $Ma = 0.9$ 条件下的真实高度和大偏差高度模拟的研究试验;采用气源供气机组供气、气源抽

气机组串并联二级抽气方法进行了飞行状态 $H = 11 \text{ km}$, $Ma = 1.6$ 条件下的真实高度和大偏差高度模拟的研究试验。试验过程中,通过控制和调节排(抽)气系统的工作来改变发动机的排气环境压力(飞行高度),并在发动机高压换算转速90%、ZD下录取了发动机的稳态性能和排气系统的增压特性,而且还摸索了高空台排(抽)气系统的极限工作能力。

在保证发动机推力偏差1.0%的条件下,模拟偏差的容限约为 $\pm 14\%$,即是说,在使用小模拟偏差性能修正方法时,环境压力的模拟偏差不能大于14%。当环境压力模拟存在更大偏差时,需要采用本文提出的推力系数修正方法,并且本文方法对小模拟偏差的性能修正也是适用的。主要试验结果见表1和图2~图4,图2和图4中还给出了变化趋势曲线。

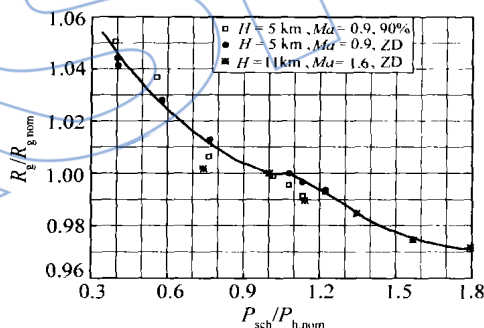


图2 总推力随舱压的相对变化

Fig. 2 Relative changes of R_g vs P_{sch}

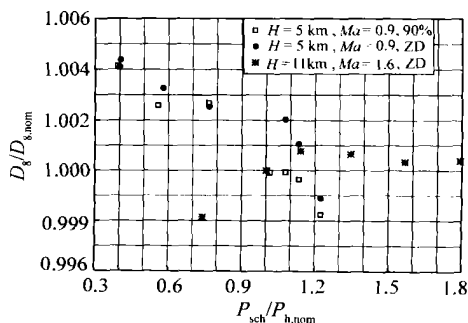


图3 喷管喉道直径随舱压的相对变化

Fig. 3 Relative changes of D_g vs P_{sch}

从表1和图2~4可见,只要保证发动机喷管膨胀比在3.5以上(膨胀比数据未在表和图中给

表 1 环境压力模拟偏差对性能影响研究的试验结果

Table 1 Test results for Influence of the ambient pressure simulation deviation on the engine performance

90% ($H = 5\text{ km}, Ma = 0.9$) P_{sch}/kPa								
P_{sch}/KPa	54.19	66.24	61.45	58.44	41.41	30.16	21.22	5.04
$\delta P_{sch}/\%$	0.0	22.24	13.40	7.840	- 23.58	- 44.34	- 60.84	1.57
$\delta R_g/\%$	0.0	- 0.71	- 0.86	- 0.45	0.64	3.68	5.06	- 0.11
$\delta D_8/\%$	0.0	- 0.18	- 0.04	- 0.01	0.27	0.26	0.41	- 0.01
$\delta D_9/\%$	0.0	- 1.99	- 1.19	- 0.64	2.58	10.94	17.875	- 0.31
ZD ($H = 5\text{ km}, Ma = 0.9$)								
P_{sch}/KPa	54.27	66.38	61.44	58.54	41.57	31.41	21.94	21.76
$\delta P_{sch}/\%$	0.0	22.31	13.21	7.87	- 23.40	- 42.12	- 59.57	- 59.90
$\delta R_g/\%$	0.0	- 0.64	- 0.33	- 0.01	1.29	2.81	4.14	4.41
$\delta D_8/\%$	0.0	- 0.11	0.11	0.20	0.25	0.33	0.44	0.41
$\delta D_9/\%$	0.0	- 1.83	- 0.74	- 0.24	4.91	10.75	18.38	18.63
ZD ($H = 11\text{ km}, Ma = 1.6$)								
P_{sch}/KPa	23.04	41.34	36.11	26.28	31.01	17.08		
$\delta P_{sch}/\%$	0.0	79.43	56.73	14.06	34.59	- 25.87		
$\delta R_g/\%$	0.0	- 2.84	- 2.54	- 1.04	- 1.54	0.18		
$\delta D_8/\%$	0.0	0.04	0.03	0.08	0.07	- 0.18		
$\delta D_9/\%$	0.0	- 11.62	- 9.57	- 3.05	- 5.60	0.03		

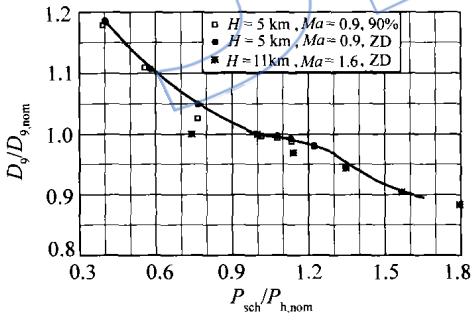


图 4 喷管出口直径随舱压的相对变化
Fig.3 Relative changes of D_9 vs P_{sch}

出), 环境压力模拟偏差对发动机喷管喉道直径及其上游的内流特性几乎没有影响, 发动机喷管喉道直径在环境压力偏差达 60% 时的变化不大于 0.5%, 可以近似认为是由测量系统采集引起的变化。同时可以明显看到, 喷管出口直径(扩张段的扩张角)显著地随环境压力的变化而变化, 而且负模拟偏差($P_{sch} < P_{h,nom}$)条件下的变化比正模拟偏

差($P_{sch} > P_{h,nom}$)条件下的变化更为显著; 在正模拟偏差 60% 时喷管出口直径的相对变化量达到了近 20%, 在正模拟偏差 60% 时喷管出口直径的相对变化量不到 10%。总推力随环境压力模拟偏差的变化趋势同喷管出口直径的变化趋势, 在负模拟偏差 60% 时相对变化量达到了 5%, 在正模拟偏差 60% 时其变化量不到 3%。另外, 对研究的拉瓦尔喷管发动机高空试验而言, 当环境压力模拟偏差超过 14% 时, 其发动机总推力的相对变化一般都接近甚至超过了 1% (国军标 GJB241^[15] 规定的推力不确定度极限), 而且随环境压力偏差的增加而增加。

上述试验结果表明: (1) 环境压力模拟偏差若不改变喷管内流的高度气动临界条件, 则对拉瓦尔喷管发动机的喷管喉道截面及其上游的流动与工作特性没有影响, 但会直接影响喷管扩张段的几何通道特性和内流特性。(2) 采用小模拟偏差数据处理技术的适用范围, 是环境压力的模拟偏差不大于 14% (一般限制在 10% 以内); (3) 当模拟偏

差超过允许容限(对本研究的发动机而言约为14%)时,需要采用模拟偏差的推力修正系数方法来确定真实高度模拟下的发动机推力。由发动机总推力公式: $R_g = W_e V_{e+} + (P_{se} - P_{sch}) A_e$ 可知,随着环境压力模拟偏差的增加,当喷管出口直径(扩张角)变化不再是小量时,喷管出口截面的流速和静压都发生了较大变化,同时喷管扩张段内流的相似性不再成立,而且真实环境压力模拟时的喷管出口直径无从得知,根本不能依据试验参数通过气动计算的方法来复原和修正。这就是采用小模拟偏差修正技术存在模拟偏差容限的根本原因。另外,同一型发动机在同温层中的排气特性一般都比较相似,比如在飞行马赫数相同的同温层飞行中,喷管的排气膨胀比和排气总温基本相同,喷管扩张段扩张角随环境压力相对变化的趋势和变化量一般也相同或相近,因而在相同的环境压力相对变化下,喷管出口截面气流参数(实为排气冲量)和出口面积的相对变化也相同或相近,因而能够采用模拟偏差的推力系数修正方法。同时,对发动机高空模拟试验而言,中空(11~15 km 高度)试验的排气环境压力真实模拟一般都不存在困难,高空台设备限制主要在于高空排气环境的建立上,因为此时抽气系统的负荷成倍增加,基于此就可以通过中空(11~15 km)高度下的真实和非真实环境压力模拟试验获得修正系数(随环境压力相对变化的关系),见图2。然后再由要求飞行工况高度下的环境压力大模拟偏差试验,并利用已有的修正系数曲线,就可以较为准确地得到发动机的推力性能,而且推力结果的精度还不低。

因设备能力限制或从试验成本与安全考虑,需要采用环境压力大模拟偏差试验技术时,发动机推力的确定与修正方法如下:

第1步:记录台架推力值(测力系统零点);

第2步:完成对发动机次流作用力系数和真空度作用力系数的测定^[6];

第3步:在中空(11~15 km 高度)进行要求飞行马赫数的真实高度试验和非真实高度试验(3~5个点),试验中的发动机状态和规定飞行高度、飞行马赫数试验的发动机状态一致;

第4步:确定发动机总推力、喷管出口面积、喷管喉道面积的相对变化随舱压相对变化的关系,其中推力相对变化的函数关系就是大模拟偏差下推力修正系数 C_{R_H} 随舱压的变化关系(图2);

第5步:进行要求飞行高度、飞行马赫数下的大模拟偏差试验,确定该条件下的发动机总推力

(和空气流量);并由舱压模拟偏差查图2(或拟合的计算公式计算)得到推力修正系数 C_{R_H} ;

第6步:由第五步结果按公式(4)确定总推力,然后按文献[1]计算确定发动机净推力。

值得一提的是,当环境压力大模拟偏差引起发动机喷管喉道直径发生明显变化时,喷管喉道截面上游的发动机工作特性已经发生改变,相似条件已经不成立,不能采用本方法确定发动机状态参数。

3 结 论

由于拉瓦尔喷管扩张段几何与流动特性对环境压力变化的敏感性,拉瓦尔喷管发动机高空模拟试验的推力确定,必须考虑环境压力模拟偏差的影响。采用环境压力小模拟偏差性能分析技术适用的模拟偏差容限约14%,当模拟偏差超过14%时,可以采用本方法确定和修正发动机的推力。

推力修正系数方法应用的前提是保证发动机喷管内流高度气动临界(膨胀比在3.5以上),推力修正系数方法适用于环境压力小模拟偏差和大模拟偏差下的拉瓦尔发动机推力确定与修正。该方法可以拓展高空台排(抽)气设备的模拟高度能力,或者降低抽气机组系统的容积负荷和增压负荷,有利于试验的安全与成本。

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]. 北京:中国航空航天工业部第301所出版,1989.
- [2] 郭昕,刘志友. "堵塞"技术在发动机高空模拟试验中的应用研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(5): 593~598.
Guo Xin, Liu Zhiyou. The Application Study of the "Nozzle Blockage" Technique in the Simulated Altitude Test of the Aero-Engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2003, 18(5): 593~598.
- [3] GJB1920. 标准大气[Z]. 北京:中国标准出版社,1980.
- [4] 潘锦珊编. 气体动力学基础[M]. 北京:国防工业出版社,1989.
- [5] GJB241. 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范[Z]. 北京:中国航空航天工业部第301所出版,1989.
- [6] 侯敏杰,刘志友. 高空舱内次流与真空度作用对发动机台架推力测量的影响研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 384~388.
Hou Minjie, Liu Zhiyou. Research of the Action of the Secondary Flow and Vacuum on the Thrust Measurement System[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2005, 20(3): 384~388.