

文章编号: 1000-8055(2007)07-1173-06

航空发动机在高空台上的 H_0/Ma_0 试验分析

刘志友^{1,2}, 郭荣伟¹, 侯敏杰², 田金虎²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国燃气涡轮研究院, 江油 621703)

摘 要: 分析了发动机高空台 H_0/Ma_0 试验时, 高空舱压力与标准大气压力不一致的产生原因, 以及由于发动机排气引射作用与高空舱内冷却流动造成的环境压力低于标准大气海平面静止空气压力对发动机 H_0/Ma_0 试验结果的影响机理。在此基础上, 提出了环境压力差异对发动机 H_0/Ma_0 试验结果影响的研究方案, 并用两型发动机在不同试车台上进行了 H_0/Ma_0 试验与研究性试验。结果表明, 70 kPa 压力环境、0.99~1.02 冲压比的高空台 H_0/Ma_0 试验的换算结果, 与标准大气海平面静止条件下的试验结果基本一致。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 发动机试验; 环境压力; 高空台

中图分类号: V216.5

文献标识码: A

Analysis of $H=0$ & $Ma=0$ test for aero engine at ATF

LIU Zhiyou^{1,2}, GUO Rongwei¹, HOU Minjie², TIAN Jinhui²

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University
of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

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

Abstract: $H=0$ km & $Ma=0$ test was conducted for aero engine at altitude simulated test facility (ATF). The reasons for the difference between altitude cell pressure and standard atmospheric pressure were analyzed. Moreover, the effects on the engine test of $H=0$ km & $Ma=0$ at a pressure difference between altitude cell and international standard atmosphere (ISA) sea level static (SLS), caused by exhaust gas ejection and cooling air flow in altitude cell, were also studied. A scheme was thus put forward for the influence of ambient pressure change on the engine test results of $H=0$ km & $Ma=0$. Furthermore, several research tests were conducted in two or three test beds of $H=0$ km & $Ma=0$ using a turbojet engine and a turbofan engine. The test results show that, corrected results for engine test of $H=0$ km & $Ma=0$ at ATF, when ambient pressure is about 70 kPa and ram ratio is between 0.99 to 1.02, are consistent with those under standard atmosphere, sea level static.

Key words: aerospace propulsion system; aero engine; engine test; ambient pressure; altitude simulated test facility (ATF)

主要符号说明:

H_0/Ma_0 ——表示飞行高度 H 为 0 km、飞行
马赫数 Ma 为 0, 等效于 $H=0$
km, $Ma=0$.

N_{1hs}, N_{2hs} ——低压转子相对换算转速、高压
转子相对换算转速.

W_{ahs}, F_{ahs} ——发动机的(相对)换算空气流
量、(相对)换算净推力.

收稿日期: 2006-06-28; 修订日期: 2007-04-10

作者简介: 刘志友(1969), 男, 重庆綦江人, 高级工程师, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 主要从事航空发动机整机试验技术研究.

H_0/M_{a0} 试验是发动机高空台试验中的重要内容. 由于发动机排出的高温燃气的强烈引射作用, 以及为降低高空试验时抽气系统的工作负荷和改善大型排气冷却器的工作条件, 高空台在高空舱后段出口设置了高性能的排气扩压器, 从而使得舱内压力低于大气压力. 另一方面, 为保证高空舱内测试与电气管线等的正常工作, 需要由高空舱外的大气环境向舱内补充足够的冷却空气, 这就要求高空舱压力要低于环境大气压. 由于发动机排气引射影响和舱内冷却需要, 使得高空舱内压力一般要比环境大气压低 $10\sim 25\text{ kPa}$ 左右, 在不对发动机进口压力进行控制的情况下, 发动机的冲压比可达 $1.1\sim 1.35$, 该冲压比随不同地域的大气压差还有细微的变化. 为消除冲压比对发动机性能确定的影响, 或保证发动机校准试验时的无冲压条件, 必须通过高空台进排气压力调节与控制系统, 主动控制发动机进口压力直至冲压比接近 1, 考虑到控制系统的调节控制精度和发动机的工作安全, 一般在 H_0/M_{a0} 校准试验中控制冲压比在 $1\sim 1.02$ 范围内.

可见, 高空台 H_0/M_{a0} 试验时, 并没有完全模拟标准大气海平面静止空气条件, 其主要差异就是发动机工作的压力环境. 本文主要分析高空台 H_0/M_{a0} 试验中高度模拟差异对发动机性能的影响.

1 研究内容

我国高空台现有直径 3.7 m 的高空舱, 能够承担标准大气海平面静止条件下流量在 120 kg/s 以下的涡喷涡扇发动机在最大飞行高度 25 km 、最大飞行马赫数 2.5 范围内的高空模拟试验. 由于发动机排气的引射作用和高空舱内冷却的要求, 发动机 H_0/M_{a0} 试验时的高空舱压力一般只能控制在 $70\sim 85\text{ kPa}$ 之间, 对应海拔高度约为 $1.5\sim 3\text{ km}$. 另外发动机在高空台上的 H_0/M_{a0} 试验, 一般采用大气进气和气源抽气的方式来建立发动机的进排气条件, 使得大气湿度和大气温度与标准大气海平面静止空气条件下的温、湿度条件也存在差异. 基于此, 发动机高空台 H_0/M_{a0} 试验分析的主要内容包括:

1) 环境压力差异对发动机 H_0/M_{a0} 试验结果的影响; 2) 冲压比模拟偏差对发动机 H_0/M_{a0} 试验结果的影响; 3) 进口空气湿度差异对发动机 H_0/M_{a0} 试验结果的影响; 4) 进口空气温度差异对发动机 H_0/M_{a0} 试验结果的影响; 5) 高空舱内

引射与冷却空气对发动机 H_0/M_{a0} 试验结果的影响.

2 机理分析

高度模拟差异对高空台上发动机 H_0/M_{a0} 试验结果的影响, 表现在 3 个方面. 首先, 环境压力从 101 kPa 下降到 70 kPa , 可能会对部件效率和发动机工作特性产生不利影响. 按发动机流量 $60\sim 120\text{ kg/s}$ 、直径 $0.7\sim 1.0\text{ m}$ 、大气温度 $15\text{ }^\circ\text{C}$ 、大气压力 70 kPa 计算, 发动机的进口雷诺数大致在 $(4.0\sim 6.0)\times 10^6$ 之间, 此时发动机已经工作在自模区, 可以忽略雷诺数对发动机工作特性的影响. 其次, 发动机进口总压一般比环境压力高 $0.5\sim 1.5\text{ kPa}$, 对应发动机的冲压比约为 $1.01\sim 1.02$, 这会稍微增加排气系统的工作膨胀比. 不过, 发动机在高空台上进行 H_0/M_{a0} 试验时主要关心的是大转速状态下的性能, 尤其是中间状态和加力状态下的工作性能, 此时发动机排气系统的工作膨胀比一般接近 3 左右, 已经处于临界状态, 因而不到 2% 的冲压比变化对发动机内流特性和相似状态的影响应该不大. 最后, 高空舱冷却和引射作用与标准大气海面试车台的 H_0/M_{a0} 试验情况不同. H_0/M_{a0} 试验时舱内冷却空气的平均流速不大, 一般在 2 m/s 以下, 但冷却空气流动会对发动机外表面和舱内与动架相连的测试管线、支撑等发生动量作用, 产生一个次流作用力. 引射作用还使舱内压力低于当地环境大气压力, 即存在一定的真空度, 从而使得台架测力系统静校时的环境条件与发动机试验工作时的环境条件不一致, 内外压差作用于推力测量预载系统, 产生一个真空度作用力^[1].

大气温度和湿度的变化, 也会对发动机 H_0/M_{a0} 试验的结果产生影响. 温度和湿度变化会影响空气的热物理性质. 温度主要影响空气的比热比, 而湿度除影响比热比外, 还影响工质的气体常数、分子量和比热容, 进而影响热力过程. 另外, 温度变化还可能引起发动机几何通道的变化. 这些使得通用换算修正公式的假设不完全满足, 实践也证明大气温度和湿度的变化对发动机的换算性能是有影响的^[2-3]. 目前的高空台 H_0/M_{a0} 试验性能分析与计算, 已经考虑了温度和湿度对空气热物理特性以及发动机换算性能的影响^[2-3].

下面探讨发动机在高空台进行 H_0/M_{a0} 试验时, 环境压力差异对试验结果的影响.

3 研究方案

环境压力差异对发动机 H_0/Ma_0 试验影响的研究方案包括三个方面. 首先是舱内环境压力差异对收敛喷管发动机 H_0/Ma_0 试验影响的研究方案. 结合我国高空台的性能标定, 用一台地面设计点空气流量约 65 kg/s 的双转子涡喷发动机, 分别在 90, 70, 60 kPa 的舱压下进行 H_0/Ma_0 试验以探讨高空舱内环境压力对 H_0/Ma_0 试验换算结果的影响. 其次是用一台地面设计点空气流量约 110 kg/s 的双转子涡扇发动机, 分别在大气压力 101 kPa 的地面台和舱压 70 kPa 的高空台上进行 H_0/Ma_0 试验, 探讨环境压力差异对拉瓦尔喷管发动机 H_0/Ma_0 试验换算结果的影响. 另外, 为进一步确定舱压模拟差异的影响, 还在高空台上进行了进口总压在 70~ 90 kPa 范围内变化对定冲压比试验结果的影响研究; 以及冲压比模拟偏差 (0.97~ 1.04) 对 H_0/Ma_0 试验结果的影响研究.

4 结果分析

4.1 环境压力差异对收敛喷管发动机 H_0/Ma_0 试验结果的影响

用一台地面设计点空气流量约 65 kg/s 的双转子收敛喷管涡喷发动机, 在直径 5.7 m 的某高空舱上进行了环境压力 60, 70, 90 kPa 下的 H_0/Ma_0 试验, 试验时的大气温度约为 16.5℃, 大气比湿度不高于 1 g/kg. 而且, 为了消除几何通道变化的影响, 在试验前将可调收敛喷管更换为不可调的刚性收敛喷管, 在整个节流特性试验过程中, 没有对压气机导叶进行调节. 试验得到的发动机低压转速 85%~ 100% 的节流特性见图 1. 随后, 在直径 3.7 m 的另一个高空舱上进行了压力 70 kPa 的 H_0/Ma_0 试验, 试验时的大气温度约为 5℃, 大气比湿度不高于 5 g/kg. 在低压换算转速为 100.5% 时, 带刚性收敛喷管的发动机主要性能参数的不确定度对比及其相对偏差示于表 1^[4].

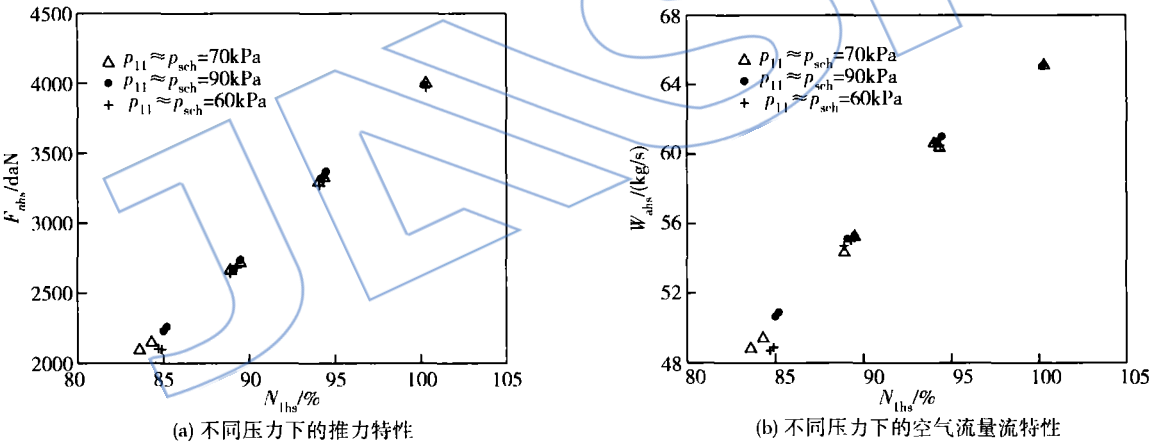


图 1 不同环境压力对发动机 H_0/Ma_0 试验结果的影响
Fig. 1 Influence on the results of engine test of $H = 0$ km & $Ma = 0$ of different ambient pressure

表 1 地面静止状态对比标定的主要性能参数精度比较

Table 1 Uncertainty comparison of the main performances parameters at ISA SLS

参数名称	换算空气流量/ %	换算净推力/ %	换算单位燃油消耗量/ %
5.7 m 高空舱的参数不确定度	±0.40	±0.85	±0.91
3.7 m 高空舱的参数不确定度	±0.68	±0.71	±0.82
两舱试验结果的相对偏差	±0.61	±0.87	±0.87

注: 相对偏差是以直径 5.7 m 高空舱的试验结果为基准进行计算的.

4.2 环境压力差异对拉瓦尔喷管发动机 H_0/Ma_0 试验结果的影响

用一台地面设计点空气流量约 110 kg/s 的

双转子拉瓦尔喷管涡扇发动机, 分别在环境压力 100 kPa、温度约 21.5℃ 的某地面台和舱压 70 kPa、大气温度约 20.5℃ 的高空台进行了 $H_0/$

Ma_0 比对试验. 另外, 在将拉瓦尔喷管更换为刚性和图 2~ 图 3.
性工艺喷管后重新进行了上述试验. 结果见表 2

表 2 高空台和地面台进行地面静止状态对比试验的主要参数比较

参数名称	低压换算转速/ %	换算空气流量/ %	换算净推力/ %
带拉瓦尔喷管时的相对偏差	95	- 0. 80	- 0. 85
带刚性喷管时的相对偏差	95	- 0. 32	+ 0. 56

注: 相对偏差是以高空舱结果为基准进行计算的.

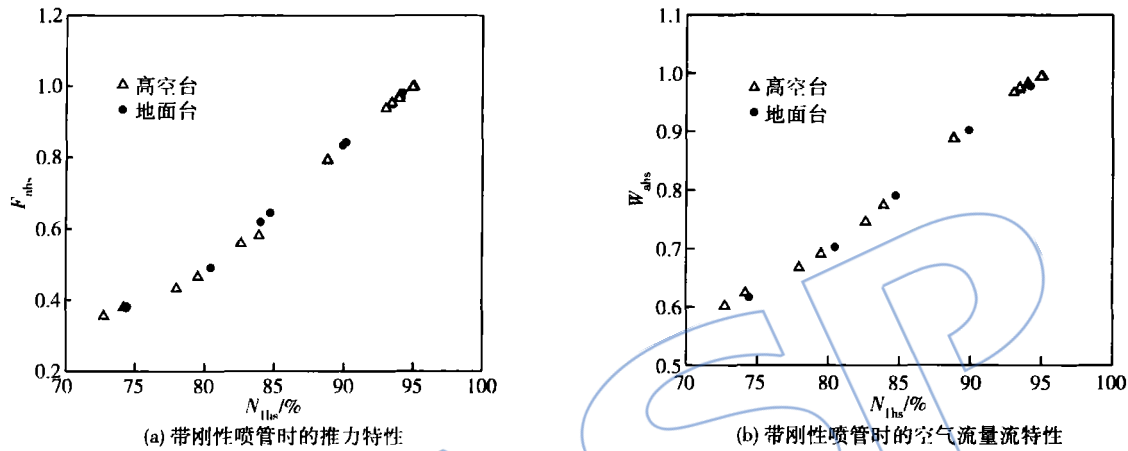


图 2 带刚性喷管的发动机在地面台和高空台上的 H_0/Ma_0 试验结果

Fig. 2 Engine test results with rigid nozzle of $H = 0$ km & $Ma = 0$ both at ground test bed and at ATF

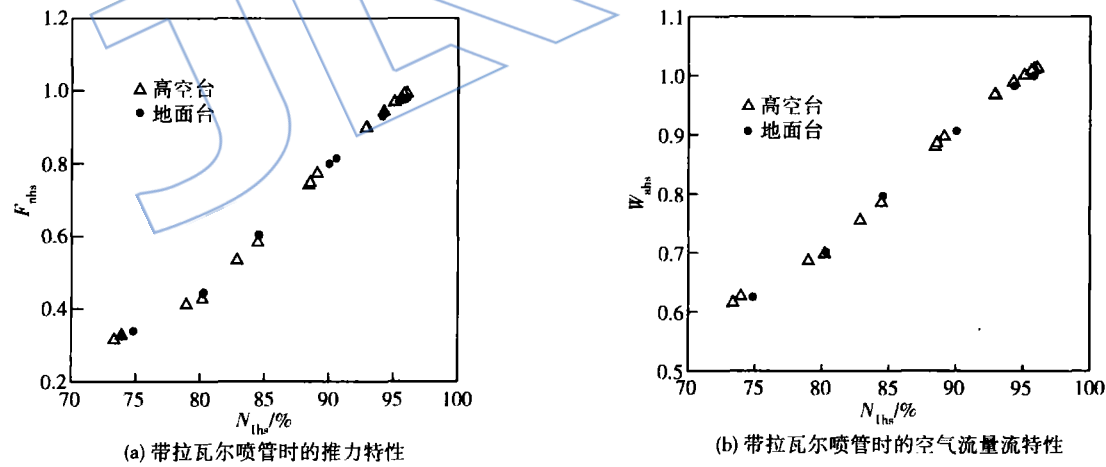


图 3 带拉瓦尔喷管的发动机在地面台和高空台上的 H_0/Ma_0 试验结果

Fig. 3 Engine test results with Laval nozzle of $H = 0$ km & $Ma = 0$ both at ground test bed and at ATF

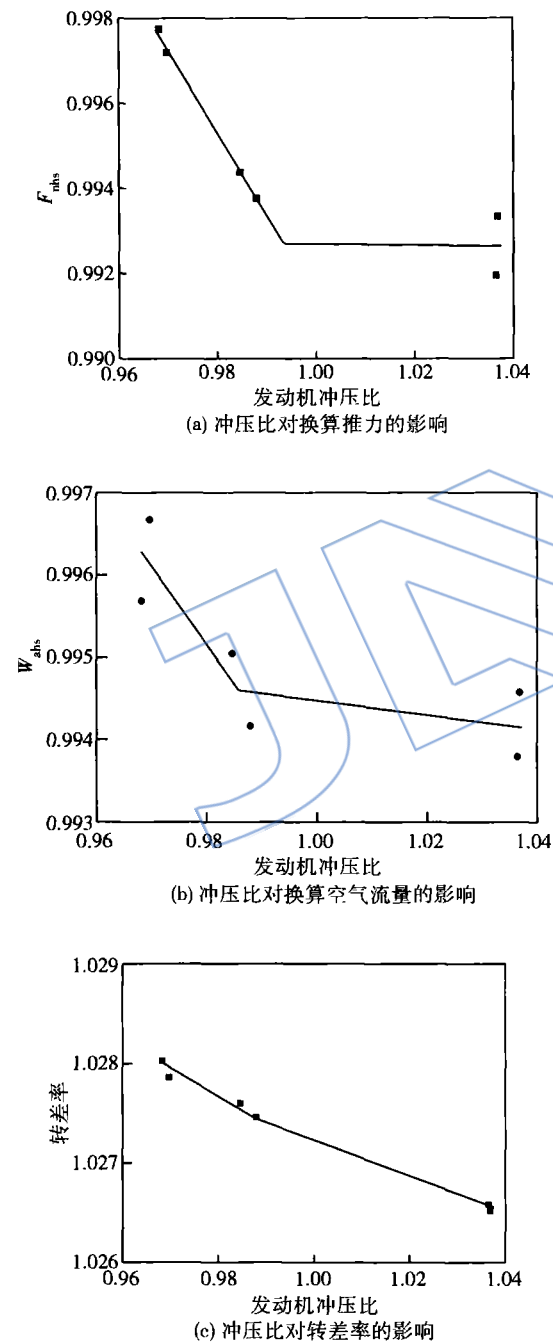
4.3 进气总压变化对拉瓦尔喷管发动机定冲压比试验结果的影响

在温度约 21.5℃、相对湿度约 65% RH 的大气条件下, 在直径 3.7 m 的某高空舱上用一台拉瓦尔喷管发动机进行了进气总压对发动机定冲压比试验性能影响的研究试验. 为消除环境压力

模拟偏差对喷管扩散段几何和发动机调节对流动几何的影响, 试验前将喷管更换为刚性工艺喷管. 试验中, 发动机的冲压比保持在 1.6, 发动机进口总压分别调控到 90, 85, 80, 75, 70 kPa, 并录取了发动机低压换算转速分别在 94.5%, 95.5%, 96.5% 下的发动机特性. 试验结果见文献[5].

4.4 冲压比差异对拉瓦尔喷管发动机 H_0/Ma_0 试验结果的影响

完成进气总压对拉瓦尔喷管发动机定冲压比试验影响的研究后, 进行了冲压比对发动机 H_0/Ma_0 试验结果影响的研究试验. 为此, 还专门增大了进口总压与发动机环境压力的差, 使发动机冲压比变化范围拓展到了 0.969~1.036. 发动机在中间状态下的冲压比影响结果见表 3 和图 4.



4.5 环境压力差异对发动机 H_0/Ma_0 试验结果影响的分析

对海平面静止条件最大空气流量约 65 kg/s 的涡喷发动机和约 110 kg/s 的涡扇发动机的 H_0/Ma_0 试验结果表明, 环境压力 70 kPa 下的 H_0/Ma_0 试验换算结果与标准大气海平面静止条件下的性能基本一致. 当环境压力为 70 kPa 时, 涡喷发动机和涡扇发动机进口的雷诺数分别约为 4.0×10^6 和 6.0×10^6 , 已高于涡喷涡扇发动机及其部件的临界雷诺数, 即进入了自模区, 气流的粘性效应及其对发动机工作效率的影响在工程应用中可以不计. 另外, 环境压力 70 kPa 的 H_0/Ma_0 试验对应的发动机进口雷诺数指数约为 0.7, 此时发动机的性能换算可以不考虑雷诺数的影响. 进气总压变化对拉瓦尔喷管发动机定冲压比试验的结果也表明, 环境压力 70 kPa 条件下的 H_0/Ma_0 试验换算结果与在标准大气海平面静止条件下 H_0/Ma_0 试验的结果是一致的.

表 3 和图 4 的结果表明, 冲压比模拟偏差对 H_0/Ma_0 试验的结果有影响, 而且负偏差(冲压比小于 1)影响比正偏差的要大. 冲压比模拟偏差对发动机主要参数相对变化的最大影响见表 4.

冲压比负偏差影响要大的可能原因是, 负偏差影响了喷管可用的落压比. 一般说, 发动机在地面设计状态时排气系统尽管在理论上处于临界状态, 但排气可用膨胀比并不比排气系统的第二临界落压比大多少, 对混合排气的涡扇发动机来说更是如此. 因而, 负偏差的影响趋势比正偏差的影响大. 试验表明, 发动机在高空台上进行 H_0/Ma_0 试验时, 当冲压比控制在 0.99~1.02 范围内时, 冲压比偏差引起的净推力和空气流量的相对变化不到 0.2%, 小于其不确定度水平, 此时可以不计冲压比偏差对 H_0/Ma_0 试验结果换算性能的影响.

高空舱内引射与冷却空气作用对 H_0/Ma_0 试验影响的试验结果与分析和修正方法见文献 [1].

环境压力对高空台发动机 H_0/Ma_0 试验结果影响的研究还表明, 利用高空台特有的压力、温度以及湿度调节与控制系统, 可以有效研究不同大气参数(温度、湿度、压力)单一作用和共同作用对发动机工作性能的影响和试验性能换算的修正参数^[6].

图 4 冲压比对发动机 H_0/Ma_0 试验结果的影响
Fig. 4 Effect of engine ram ratio on H_0/Ma_0 test results
& $Ma=0$ test results

表 3 冲压比对某发动机 H_0/Ma_0 试验的中间状态主要参数的影响结果

Table 3 The ram pressure ratio's influence on the engine test of $H=0$ & $Ma=0$

进口总压 / kPa	冲压比	低压换算 转速/ %	高压换算 转速/ %	相对换算涡轮 后总温	相对换算 燃油流量	相对换算 空气流量	相对换算 净推力
71. 747	1. 036 48	94. 601	97. 116	0. 993 76	0. 989 93	0. 993 79	0. 991 95
71. 731	1. 036 83	94. 682	97. 193	0. 993 98	0. 992 13	0. 994 57	0. 993 33
69. 703	0. 987 92	94. 686	97. 286	0. 994 21	0. 991 66	0. 994 16	0. 993 75
69. 663	0. 984 61	94. 72	97. 334	0. 994 94	0. 993 86	0. 995 05	0. 994 37
69. 679	0. 968 27	94. 732	97. 387	0. 995 4	0. 994 81	0. 995 68	0. 997 74
69. 682	0. 969 79	94. 729	97. 368	0. 994 90	0. 993 46	0. 996 67	0. 997 19

表 4 冲压比对某发动机 H_0/Ma_0 试验的中间状态主要参数影响的最大相对变化

Table 4 The maximum influence of the ram pressure ratio on the engine test of $H=0$ & $Ma=0$

冲压比变化范围	发动机转差/ %	涡轮后换算总温/ %	换算燃油流量/ %	换算空气流量/ %	换算净推力/ %
0. 968~ 1. 036	0. 15	0. 16	0. 49	0. 29	0. 58
0. 985~ 1. 036	0. 11	0. 12	0. 40	0. 13	0. 24

5 结 论

通过某两型发动机在高空台上的 H_0/Ma_0 试验的分析, 以及环境压力差异对 H_0/Ma_0 试验结果影响的研究, 得出如下结论:

- 1) 环境压力 70 kPa 下 H_0/Ma_0 试验的换算结果与在标准大气海平面静止状态下的结果基本一致.
- 2) 发动机 H_0/Ma_0 试验时应尽量控制发动机冲压比在正偏差范围内, 以降低冲压比偏差对发动机换算性能的影响.
- 3) 冲压比在 0. 99~ 1. 02 范围内变化时, 可以不考虑冲压效应对 H_0/Ma_0 试验结果的影响.

参考文献:

[1] 侯敏杰, 刘志友, 文刚. 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, WEN Gang. 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.

[2] GJB 359 涡喷涡扇发动机性能的湿度修正规范[M] // 刘大响主编. 试车环境对发动机性能的影响及修正方法. 北京: 航空工业出版社, 1989.

[3] GJB 378 涡喷涡扇发动机性能的温度修正规范[M] // 刘大响主编. 试车环境对发动机性能的影响及修正方法. 北京: 航空工业出版社, 1989.

[4] 焦天佑, 郭昕. 高空台对比试验校准与标定技术研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1997, 10(1): 1-7.

[5] 刘志友, 侯敏杰, 马前容. 高度对航空发动机地面试验性能的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 381-385.

LIU Zhiyou, HOU Minjie, MA Qianrong. Research of altitude effect on aero engine ground test performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 381-385.

[6] 杜鹤龄. 发动机性能换算所用的相似参数及其修正问题[M] // 刘大响主编. 试车环境对发动机性能的影响及修正方法. 北京: 航空工业出版社, 1989.