

文章编号: 1000-8055(2006)02-0381-05

高度对航空发动机地面试验性能的影响

刘志友^{1,2}, 侯敏杰², 马前容²

(1 南京航空航天大学 能源与动力工程学院, 南京 210016;

2 中国燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘要: 本文简要分析了海拔高度对航空发动机地面试验性能的影响和研究该影响的两种方法的优缺点。在此基础上提出了利用高空台压力调控的独特优势, 通过不同进口压力对发动机定冲压比性能影响研究来确定其影响的研究方案。某型发动机的试验结果表明, 在发动机冲压比1.6、风扇换算转速94.5%~96.5%条件下, 进口总压在70~90 kPa之间得到的发动机换算性能基本一致。这表明环境压力在70 kPa以上(海拔高度3 km以下)时, 对研究的发动机而言已经工作在雷诺数自模区, 即环境压力的变化对试验换算性能的影响可以忽略。从而, 可以利用海拔高度3 km以下的地面试验来确定研究发动机在标准大气海平面静止空气条件下的性能。

关键词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 地面试验; 发动机推力; 海拔高度; 高空模拟试验设备

中图分类号: V 216.5

文献标识码: A

Research of Altitude Effect on Aero-Engine Ground Test Performance

LIU Zhi-you^{1,2}, HOU Min-jie², MA Qian-rong²

(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 altitude effect on aero-engine ground test performance was analyzed in brief, and the advantages-disadvantages of the two methods used for the analysis of this effect were compared. A method was put forward to study the above-mentioned influence through the inlet pressure's influence on the engine performance at constant ram ratio with the help of the ATF particular advantage of pressure regulation and control. The test result of an engine shows that its corrected performances agree well with the test results when the inlet total pressure is kept in the range from 70 through 90 kPa and the fan corrected rotating speed, 94.5% to 96.5% at a constant ram pressure ratio of 1.6. It means that engine Reynolds Number is already higher than the critical Reynolds Number when the ambient pressure is above 70 kPa or the altitude is below 3 km. In this range, the influence of the ambient pressure change on the engine corrected performance can be neglected. Thereby, engine performance at static standard sea level atmospheric condition can be determined through engine ground test with altitude less than 3 km.

收稿日期: 2005-05-24; **修订日期:** 2005-09-20

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

Key words aerospace propulsion system; aero-engine; ground test; engine thrust; altitude; Altitude simulated Test Facility (AFT)

我国地域辽阔, 发动机研制、使用与维护场所的海拔高度差异也较大, 相应地环境压力差异也较大, 达到了 30 kPa 左右。这么大的高差或环境压力差异是否会对试验的发动机地面设计性能产生影响或有多大的影响, 就是一个发动机设计和试验都非常关注和必须解决的课题。本文介绍了依托高空台独特的发动机进排气模拟优势, 来研究高差或环境压力差异对标准大气海平面静止条件下发动机性能影响的研究情况。结果表明, 在 70 ~ 90 kPa 的环境压力条件下试验得出的标准大气性能是一致的, 即是说可以通过环境压力 70 kPa (对应海拔高度 3 km) 左右的地面试车台发动机试验, 来得到该发动机在标准大气海平面静止空气条件下的性能。

1 研究方案

研究不同海拔高度对发动机地面试验换算结果的影响, 最直接的方法有两种: 一是用性能稳定的一台发动机在不同高度下的地面台上进行比对试验^[1, 2]; 二是用性能稳定的一台发动机在高空台上进行马赫数 $M_a = 0$ 、不同高度环境下的研究试验。毫无疑问, 这两种方案在理论上都是可行的, 但在实际操作中却非常困难。前者首先要求不同高度地面台最好为基准性能试车台, 否则试验结果性能尤其是发动机推力参数的可比性大大下降; 其次要求大气压力以外的其它参数 (大气温度、大气比湿度等) 要基本一致; 再者还必须要克服不同高度地面台间辗转运输对发动机几何与结构带来的差异影响; 在此基础上还必须对地面台

的测量通道进行计量标定和采用相同的试验方法与试验结果处理方法等。显然, 后两条是能够做到的, 但前两条的实现却几乎不太可能。若采用第二种方案则上述要求自动满足, 看似非常理想, 但限于我国高空台的地理位置和设备现状, 仍然不能直接实施。我国高空台所在地的海拔高度约 0.65 km、大气压约 93 kPa。发动机在高空台上试验时, 由于发动机出口高温高压燃气的强烈引射作用, 使得高空舱的压力比当地大气压要低; 而且为了保证高空舱内测试与电气管线的正常工作, 必须向高空舱中补充大气作为冷却发动机排气环境的气流, 而高空舱内冷却气流的补充是靠大气压与高空舱内压力的压差实现的, 因此发动机在高空台进行 $M_a = 0$ 的试验时, 高空舱压力不可能太高, 一般在 70 ~ 75 kPa 之间。可见, 两种很好的研究方案都难于直接实施, 正因如此, 才少见本课题的研究文献。

第一种方法的最大优点是发动机的冲压比不变 (恒为 1) 且反映高度影响的修正系数简单、直接; 但最大缺点在于不能消除大气温度和大气湿度差异对试验结果的影响。第二种方法的最大优点是很容易消除大气温度、大气湿度差异的影响且可以迅速地改变反映高度变化的高空舱压力, 缺点在于不能进行海拔高度 $H = 2$ km 以下、马赫数 $M_a = 0$ (即发动机冲压比为 1) 的地面试验。为此, 在研究分析两种方法利弊的基础上, 提出了一种综合上述两种方案优点的研究方案: 利用一台性能稳定的发动机在高空台上进行冲压比为 1.6、不同进口压力下的高度影响研究试验。具体

表1 高度对发动机地面试验性能影响研究的试验工况
Table 1 Test states of the altitude's effect on engine ground test performance

工况	发动机进口总压	高空舱压力	发动机冲压比	风扇换算相对转速		
	P_{1t}/kPa	P_h/kPa	P_{1t}/P_{sch}	$N_{1hs}/\%$		
1	90	56	1.6	94.5	95.5	96.5
2	85	53	1.6	94.5	95.5	96.5
3	80	50	1.6	94.5	95.5	96.5
4	75	47	1.6	94.5	95.5	96.5
5	70	44	1.6	94.5	95.5	96.5

表2 发动机试验时的参数模拟结果
Table 1 The state parameters of engine test

工况1			工况2			工况3		
$N_{1hs}/\%$	P_{1t}/kPa	P_{1t}/P_{sch}	$N_{1hs}/\%$	P_{1t}/kPa	P_{1t}/P_{sch}	$N_{1hs}/\%$	P_{1t}/kPa	P_{1t}/P_{sch}
93.162	90.028	1.587 32	93.652	85.388	1.598 31	93.030	80.630,	1.611 54
94.858	89.882	1.596 71	94.620	85.432	1.608 95	94.285	80.486	1.569 23
95.096	89.830	1.596 47	95.188	85.454	1.597 18	94.076	80.477	1.576 10
						95.058	80.476	1.604 00
工况4			工况5					
$N_{1hs}/\%$	P_{1t}/kPa	P_{1t}/P_{sch}	$N_{1hs}/\%$	P_{1t}/kPa	P_{1t}/P_{sch}			
93.256	74.860	1.603 20	94.290	70.544	1.613 47			
94.259	74.774	1.601 46	95.099	69.847	1.602 07			
94.005	74.872	1.595 74						
94.954	74.904	1.610 22						

说,就是保证发动机进口总压与高空舱压力之比为1.6不变,在风扇换算相对转速分别为94.5%,95.5%和96.5%状态下,利用高空台便捷的进排气调压系统调整发动机进口压力和高空舱压力,来研究不同高度压力对发动机定冲压比性能参数和性能结果的影响。进行工况见表1。

为消除大气温度和大气湿度差异对试验结果的影响,表1中不同工况的试验应尽量安排在同一天进行。

2 试验结果

用一台带拉瓦尔喷管的小涵道比双转子大流量涡扇发动机在大气温度为21.5℃、空气相对湿度60%RH条件下进行了高差对航空发动机地面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道几何的影响,发动机换装了不可调的工艺拉瓦尔喷管,试验过程中没有对风扇导叶和压气机导叶进行调节。试验参数的模拟情况见表2。

上述试验工况(冲压比约为1.6、进口总压从90 kPa变化到70 kPa)下,发动机转差的最大差异为0.1%;换算空气流量的最大变化量不到0.35 kg/s,相对变化量小于0.31%;换算净推力的最大变化量不到0.28 kN,相对变化量小于0.38%;换算燃油流量的最大变化量不到30 kg/h,相对变化量小于0.54%,而且不同进口压力下的节流特性线基本保持平行。不同试验工况下的试验结果换

算到标准大气海平面静止空气条件下的性能见图1^[3]。

图1中, N_{1hs} 为风扇转子换算相对转速(%), N_{2hs} 为高压转子换算相对转速(%), W_{ahs} 为发动机进口换算空气流量(kg/s), F_{nhs} 发动机换算净推力, W_{fhs} 为发动机换算燃油流量(kg/h)。

3 结果分析

从表2和图1可见,发动机各试验状态的冲压比近似相等($P_{1t}/P_{sch} \approx 1.6$),满足进排气参数模拟精度的要求;在发动机冲压比约为1.6、进口总压在70~90 kPa之间条件下,发动机转差在不同进口压力条件下的最大差异小于0.1%,表明在不同进口压力条件下发动机的内流基本满足相似条件,其得到的性能试验结果具有可比性;在发动机冲压比约为1.6、进口总压从90 kPa变化到70 kPa条件下,进口压力对发动机主要性能换算参数的影响可以忽略不计,因为参数变化差异均小于或接近其参数的不确定度(换算空气流量的最小不确定度为0.86%、换算净推力的最小不确定度为0.33%和换算耗油率的最小不确定度为0.63%)。

这表明,在发动机进口总压从90 kPa变化到70 kPa的范围内,雷诺数的变化并未显著地引起发动机压缩部件的效率和工作特性变化。事实上,对研究的拉瓦尔喷管发动机而言,其进口压力从90 kPa变化到70 kPa时,发动机进口的雷诺数均在 1×10^6 以上,其进口雷诺数指数大致从0.9

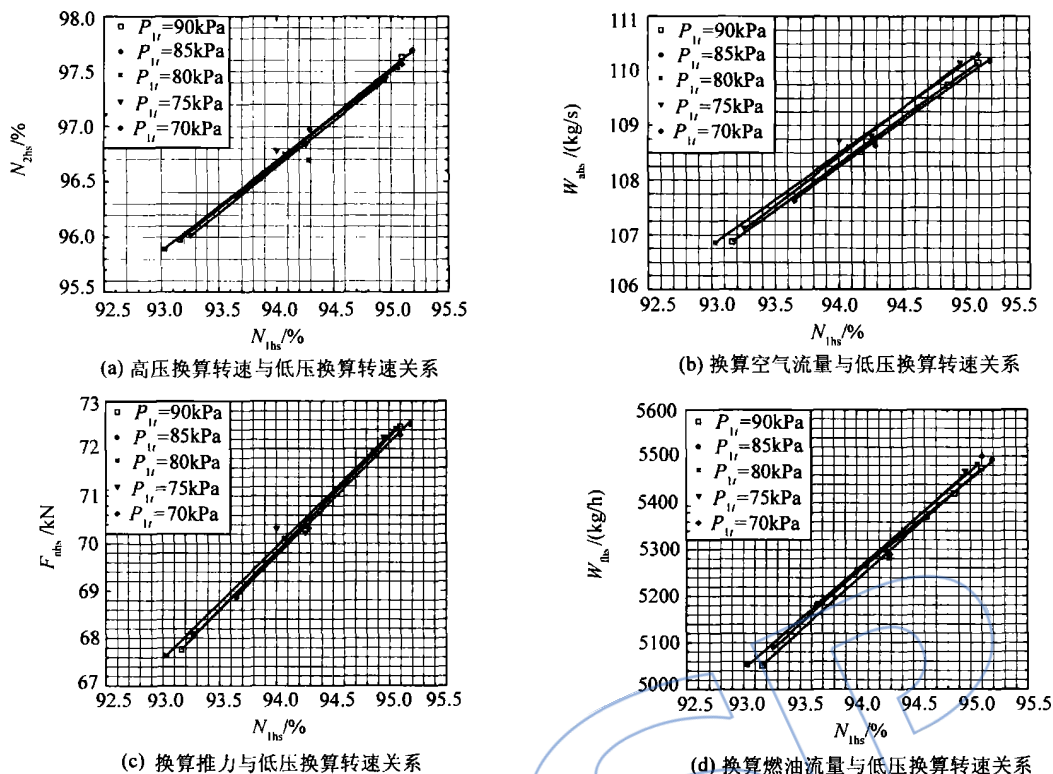


图1 发动机性能参数与低压转速的关系

Fig 1 The relation between engine performance parameters and fan rotating speed

降到0.7。根据文献[4~7],在该雷诺数范围内,雷诺数变化对发动机风扇与压气机的工作特性和效率影响很小,因为发动机进口压力在该范围的变化(即进口雷诺数变化)并没有引起发动机转差增加(见图1),即对发动机的换算性能没有明显影响。因而,其他条件保持不变或不致引起发动机工作状态改变条件下,发动机进口总压从90 kPa变化到70 kPa对冲压比1.6的换算结果性能的影响小于其不确定度,即可以用进口压力70 kPa的试验换算结果来表征进口压力90 kPa下的试验性能。

当发动机风扇、压气机、涡轮进口的雷诺数高于其临界雷诺数时,雷诺数的变化对压气机与涡轮的工作效率几乎没有影响,一般称为发动机工作在雷诺数自模区,此时相似准则中就不再考虑雷诺数变化的作用。冲压比1.6的试验结果表明,进口压力在70 kPa以上时,进口压力在70~90 kPa范围内的变化对发动机试验换算结果的影响不大,即研究的拉瓦尔喷管发动机的风扇、压气机和涡轮工作在雷诺数自模区。在发动机转速和调节规律相同条件下,风扇、压气机涡轮的进口雷诺数取决于发动机进口压力和发动机工作状态,因

而,在环境压力70 kPa(对应海拔高度3 km)的地面试车台上试验时,发动机风扇、压气机、涡轮的雷诺数也处在自模区。即在海拔高度3 km以下或环境压力70 kPa以上条件下的地面试车台上得到的发动机试验换算结果,与在90 kPa高度环境地面试车台上得到的发动机地面试验换算结果是一致的,二者基本上都可以表征标准大气海平面静止空气条件下的发动机性能。即环境压力在70 kPa以上或海拔高度在3 km以下的地面试车台试验时,其环境压力或海拔高度的差异对发动机换算到标准大气海平面静止空气条件下性能的影响可以忽略不计。

4 结论

(1) 对研究发动机而言,当冲压比1.6、风扇换算转速94.5%~96.5%时,进口压力在70~90 kPa范围内变化对发动机换算性能的影响可以忽略。

(2) 可以通过环境压力在70 kPa以上或海拔高度在3 km以下的地面试车台试验,来获取发动机在标准大气海平面静止空气条件下的性能。

参考文献

[1] 焦天佑 涡喷涡扇发动机试车台校准方法的研究[J] 燃气涡轮试验与研究, 1999, 12(4): 5~7.

[2] GJB 721, 涡喷、涡扇发动机试车台校准规范[S] 北京: 中国航空航天工业部第301所出版, 1989

[3] HB 6213, 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

[4] 杜鹤龄 发动机性能换算所用的相似参数及修正问题[A] 试车环境对发动机性能的影响及修正方法[C] 北京: 航空工业出版社, 1989

[5] [苏]李特维诺夫, 鲍罗维克著 航空涡轮喷气发动机的特性和使用性能[M] 陈炳慈译 北京: 国防工业出版社, 1986

[6] [苏]聂加耶夫, 费多洛夫著 航空燃气涡轮发动机原理[M] 姜树明译 北京: 国防工业出版社, 1984

[7] 杜鹤龄 航空发动机高空模拟[M] 北京: 国防工业出版社, 2002

