

文章编号: 1000-8055(2024)10-20220862-08

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220862

可调收敛喷管发动机高空台冲压校准和 测量性能近似修正方法

吴 锋^{1,2}, 刘 涛², 邓 燃², 王靖元³, 徐全勇³

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621000;

3. 清华大学 航空发动机研究院, 北京 100084)

摘 要: 针对控制规律与海拔高度相关带可调收敛喷管发动机, 提出了在冲压条件下进行校准试验的方法。该方法通过冲压与等冲压试验结果比较获得修正系数, 实现冲压条件下校准试验结果的近似修正。针对某型涡扇发动机, 进行了高空台试验和总体性能仿真, 获得了喷管控制偏差时发动机性能变化比例, 基于冲压条件下试验结果修正得到了标准海平面条件下发动机性能。该方法表明: 冲压条件下进行校准试验的方法是可行的, 获取的发动机推力等主要性能参数与出厂试车结果相差小于 2.0%。

关 键 词: 冲压条件; 校准试验; 喷管控制偏差; 涡扇发动机; 高空模拟试验

中图分类号: V235.1

文献标志码: A

Investigation of performance approximate revision methods for engine with adjustable convergence nozzle in ram pressure calibration of altitude simulated test

WU Feng^{1,2}, LIU Tao², DENG Ran², WANG Jingyuan³, XU Quanyong³

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Sichuan Gas Turbine Establishment,

Aero Engine Corporation of China, Mianyang Sichuan 621000, China;

3. Institute for Aero Engine, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: A method of revising the performance of an engine with adjustable convergent nozzle caused by nozzle control deviation in ram pressure calibration of Altitude Simulated Test was presented. According to this method, the correction coefficient was obtained by comparing the test results under ram pressure condition with those under equal ram pressure condition. The approximate correction of calibration test results under the condition of ram pressure was realized. For a turbofan engine, the experiments in altitude test and the overall performance simulation were carried out. The variation of engine performance under nozzle control deviation was obtained, and the correction of calibration test results under ram pressure condition was realized. The results showed that this calibration test method was feasible under the condition of ram pressure, and the difference between the engine thrust and other main performance parameters obtained by the above method and the factory test results was less than 2.0%.

收稿日期: 2022-11-13

基金项目: 中国航发四川燃气涡轮研究院外委课题

作者简介: 吴锋(1982—), 男, 研究员, 博士生, 主要从事航空发动机高空模拟试验技术研究。E-mail: wufeng_my@mail.nwpu.edu.cn

引用格式: 吴锋, 刘涛, 邓燃, 等. 可调收敛喷管发动机高空台冲压校准和测量性能近似修正方法[J]. 航空动力学报, 2024, 39(10): 20220862.

WU Feng, LIU Tao, DENG Ran, et al. Investigation of performance approximate revision methods for engine with adjustable convergence nozzle in ram pressure calibration of altitude simulated test[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(10): 20220862.

Keywords: ram pressure condition; calibration test; nozzle control deviation; turbofan engine; altitude simulated test

符号表

W_a	空气质量流量(kg/s)	Ma	马赫数
W_f	燃油质量流量(kg/h)	F_g	总推力(N)
A	面积(m ²)	F_m	测量推力(N)
p	气体压力(Pa)	V	气流速度(m/s)
T	气体温度(K)	下标	
R	气体常数(J/(kg·K))	t	滞止的, 总的
λ	速度系数	c	规定的飞行状态下
$q(\lambda)$	流量函数	r	环面的
H	飞行高度(km)	sch	高空舱内的

高空模拟试验台是通过进气调节系统建立发动机空中工作的进口气流条件^[1], 设定预期的总温 T_{t1} 、总压 p_{t1} 和空气质量 W_a ; 通过排气调节系统建立发动机空中工作的环境压力条件即高空舱压力 p_{sch} , 从而实现了发动机在飞行高度 H 和飞行马赫数 Ma 条件下的内流工作特性模拟。因此, “ $H=0$ km, $Ma=0$ 校准试验”是发动机高空模拟试验的重要内容^[2]。校准试验中通常需要测量发动机的推力^[3-4]、燃油流量^[5]等衡量发动机性能与经济性的重要参数。

为保证高空舱内测试与电气管线、控制与监视设备在适宜的环境温度下工作, 需要靠大气压 p_{atm} 与高空舱内压力 p_{sch} 的压差来实现大气环境向舱内补充足够的冷却空气^[6], 这就要求高空舱内压力 p_{sch} 比环境大气压低 10~25 kPa 左右, 如图 1 所示。因此, 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 p_{t1}/p_{sch} 可达 1.1~1.35^[7]。

为消除冲压比的影响, 高空模拟试验中通常主动控制进口压力直至冲压比接近 1^[2]; 试验对比结果表明, 进口压力 $p_{st1}=70$ kPa 下“ $H=0$ km/ $Ma=0$ 校准试验”的换算结果与在标准大气海平面静止

状态($p_{t1}=p_{sch}=101.3$ kPa、 $T_{t1}=288.15$ K)下的结果基本一致^[8]。所以, 不包含飞行高度控制规律的发动机在高空台进行发动机校准试验时, 通常采用 70~85 kPa 等冲压条件(如 $p_{t1}=p_{sch}=75$ kPa)^[9]。

随着全权限数字控制系统逐渐普及, 发动机控制规律越来越复杂, 部分发动机控制规律与高度 H 相关^[10]。刘志友等^[7-8]的冲压比为 1.6 条件下发动机高空台试验研究表明, 进口压力在 70 kPa 以上时, 发动机工作在雷诺数自模区; 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。显然, $p_{t1}=p_{sch}=75$ kPa 等冲压条件下进行校准试验, 发动机控制规律会由于进口总压小于 $H=0$ km, $Ma=0$ 标准大气海平面静止状态而存在较大差异。

然而, 控制规律与高度相关的发动机在冲压条件下进行校准试验的相关公开文献非常罕见。本文以某带可调收敛喷管发动机为研究对象, 提出了一种 $p_{t1}=101.3$ kPa、 $p_{sch}=70$ kPa 冲压条件下的控制规律与高度 H 相关发动机的校准试验新方法和考虑喷管控制偏差的发动机性能近似修正方法, 并通过额外的试验研究, 得到了冲压与等冲压试验结果之间的修正系数, 从而修正得到标准海平面入口条件对应的发动机性能校准试验结果。

1 等冲压校准方法及其适用性

1.1 等冲压试验与相似换算

当发动机控制规律与高度 H 无关, 且发动机几何不变、各个截面流量系数不变、尾喷管临界

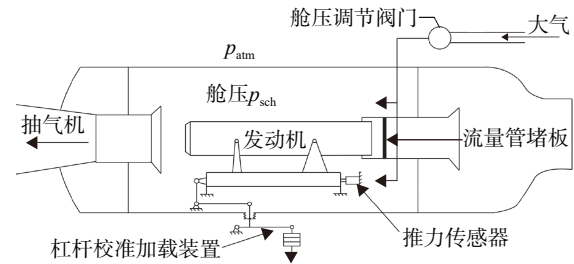


图 1 高空舱冷却次流示意图
Fig. 1 Secondary cooling air flow in altitude test chamber

似理论, 采用等冲压校准试验方法即 $p_{t1}=p_{sch}=75$ kPa, 间接实现 $H=0$ km、 $Ma=0$ 标准大气海平面静止状态的发动机性能校准试验^[11]。根据相似理论, 忽略雷诺数 Re 、绝热指数的影响, 则发动机工作在任意两个状态下时, 若两种试验条件对应的马赫数 Ma 、折合转速 $n/\sqrt{T_{t1}}$ 分别相等时, 相似准则数相等, 即发动机性能参数换算关系^[12]

$$\begin{aligned} F_{g1}/p_{t1} &= F'_{g1}/p'_{t1} \\ W_{a1}\sqrt{T_{t1}}/(p_{t1}) &= W'_{a1}\sqrt{T'_{t1}}/(p'_{t1}) \\ W_{n1}/(p_{t1}\sqrt{RT_{t1}}) &= W'_{n1}/(p'_{t1}\sqrt{RT'_{t1}}) \\ p_{t1}/p_{t1} &= p'_{t1}/p'_{t1} \\ T_{t1}/T_{t1} &= T'_{t1}/T'_{t1} \\ \eta_i &= \eta'_i \end{aligned} \quad (1)$$

$p_{t1}=p_{sch}=75$ kPa 等冲压条件下获取的发动机性能可利用上述式(1)换算至 $p_{t1}=p_{sch}=101.3$ kPa 条件, 两种条件下发动机工作状态一一对应, 从而得到 $H=0$ km, $Ma=0$ 校准试验结果。若考虑进排气压力调节存在不可避免的偏差, 通常将冲压比 p_{t1}/p_{sch} 控制在 0.99~1.02 范围内^[6]。

1.2 控制规律随飞行高度变化

目前, 部分采用全权限数字控制系统发动机控制规律与高度 H 相关, 这使得发动机控制规律越来越复杂, 即燃油流量 $W_f=f(Ma, H, T_{t1})$ 是飞行马赫数 Ma 、飞行高度 H 以及进口总温 T_{t1} 的函数。

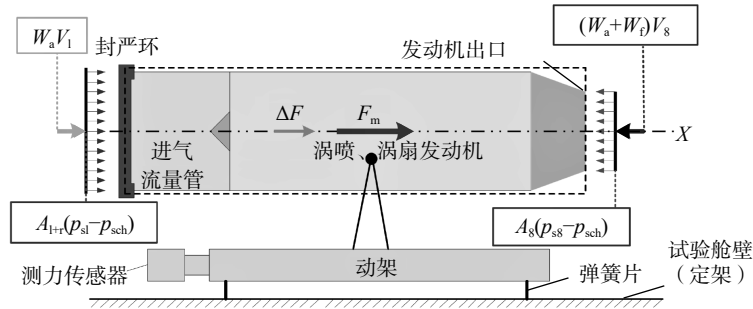


图2 直连式高空台发动机推力测量控制体示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the control volume of direct connected altitude engine thrust measurement.

假设发动机流道几何形状保持不变且流动相似, 则冲压条件下与等冲压条件下的流场物理量存在如下相似关系:

$$\begin{aligned} V_8 &= V'_8 \\ p_8 &= p'_8 \\ (W_a + W_f)V_8 + A_8 p_8 &= (W'_a + W'_f)V'_8 + A_8 p'_8 \end{aligned} \quad (3)$$

代入总推力表达式(2)可得等冲压条件下发动机总推力 F_g 与冲压条件下总推力 F'_g 之间的关系:

不同飞行高度下, 进口总压 p_{t1} 不一致, 若仍在 $p_{t1}=p_{sch}=75$ kPa 等冲压条件下进行校准试验, 发动机控制规律会由于进口总压小于 $H=0$ km/ $Ma=0$ 标准大气海平面静止状态而存在较大差异。因此, 包含飞行高度控制规律的发动机须在冲压条件 ($p_{sch}<p_{t1}$) 下进行标准海平面进口条件下“校准试验”。

2 冲压条件下的试验性能

相比等冲压条件, 冲压条件下舱压低于进气压力, 致使发动机的性能发生变化。下面具体分析冲压条件对发动机性能的相对影响。

2.1 发动机推力的测量与计算

安装在高空台上的发动机如图2所示, 将流量管与发动机视为一整体, 与高空舱前室通过篦齿隔开。选择篦齿段进口截面、发动机尾喷管出口截面、发动机和流量管内壁面形成的封闭空间为控制体, 则发动机总推力可表达成^[13-15]:

$$F_g = F_m + \Delta F + W_a V_1 + A_{1+r}(p_{s1} - p_{sch}) \quad (2)$$

其中 ΔF 包括零位高度阻力和迎风阻力, F_g 是总推力, F_m 是测量推力, A_{1+r} 为发动机进口截面和管壁环面的截面面积之和。图2中 A_8 为发动机尾喷管出口截面面积, V_1 和 V_8 分别是发动机进出口流速, p_{s1} 和 p_{s8} 分别是进出口静压, p_{sch} 是试验舱内静压, W_a 和 W_f 分别是空气和燃油的质量流量。

$$F_g = F'_g + A_8(p'_{sch} - p_{sch}) \quad (4)$$

2.2 喷管面积与流量函数的变化

对于混合排气涡扇发动机, 冲压条件试验导致的喷管面积 A_8 与流量函数 $q(\lambda_8)$ 变化, 将影响发动机的性能^[16-18]。对于带可调收敛喷管的涡扇发动机, 在 $p_{t1}=101.3$ kPa、 $p_{sch}=70$ kPa 冲压条件比等冲压条件 $p_{t1}=p_{sch}=101.3$ kPa 下发动机尾喷管内外压差增大在 30 kPa, 导致作用在喷管上的气

动力增加而引起喷管控制偏差, A_8 面积可能会增加。另外, 当舱压降低时, 尾喷管落压比 π_n 的增大将导致尾喷管流动特性 $q(\lambda_8)$ 发生如图 3 的变化。

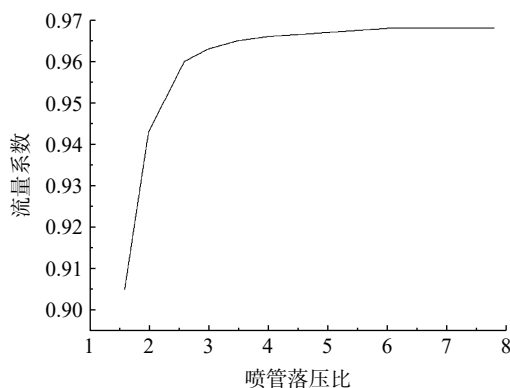


图 3 尾喷管落压比与流量系数的对应关系

Fig. 3 Relationship of π_n vs. $q(\lambda)$

2.3 等冲压条件/冲压条件下试验结果比较

为了对比等冲压条件与冲压条件下由于喷管面积 A_8 与流量函数 $q(\lambda_8)$ 变化引起的发动机试验结果差异, 本文选用典型涡扇发动机开展了高空台校准试验节流特性探究。

该型涡扇发动机是带加力燃烧室、混合排气双转子涡扇发动机, 且可调节收敛喷管。发动机采用全权限数字控制系统(控制规律与高度 H 相关), 发动机工作状态在主通路由低压转子换算转速 n_l 、加力燃烧室燃油流量与压气机后压力的比值 W_f/p_{13} 、外涵道风扇压比 π_f 确定。在备份通路由压气机总增压比 π_{total} 、加力燃烧室燃油流量与压气机后压力的比值 W_f/p_{13} 、外涵道风扇压比 π_f 确定。

2.3.1 试验节流特性对比

在高空台分别进行了等冲压条件($p_{t1}=p_{sch}=75$ kPa)和冲压条件($p_{t1}=75$ kPa、 $p_{sch}=45$ kPa)下的

校准试验, 以获得冲压条件下发动机总推力 F_g 式(4)的 $A_8(p'_{sch}-p_{sch})$ 项修正。

发动机试验节流特性结果图 4 表明, 冲压条件下获得的发动机性能与等冲压条件下存在差异, 表 1 给出了在换算低压转速 $n_{lc}=103.86\%$ 状态下“冲压条件”下, 发动机的换算高压转速 n_{hc} 、换算空气流量 W_{ac} 、换算燃油流量 W_{fc} 、换算涡轮后温度 T_{5c} 、换算总推力 F_{gc} 、风扇压比 π_f , 分别比“等冲压条件”下降低约为 0.07%、0.19%、2.81%、1.32%、2.26%、1.61%。

冲压条件相比等冲压条件试验性能偏低其原因是冲压条件下, 喷管控制规律的与等冲压条件下存在偏差, 导致发动机的喷管面积 A_8 、流量函数 $q(\lambda_8)$ 增加。

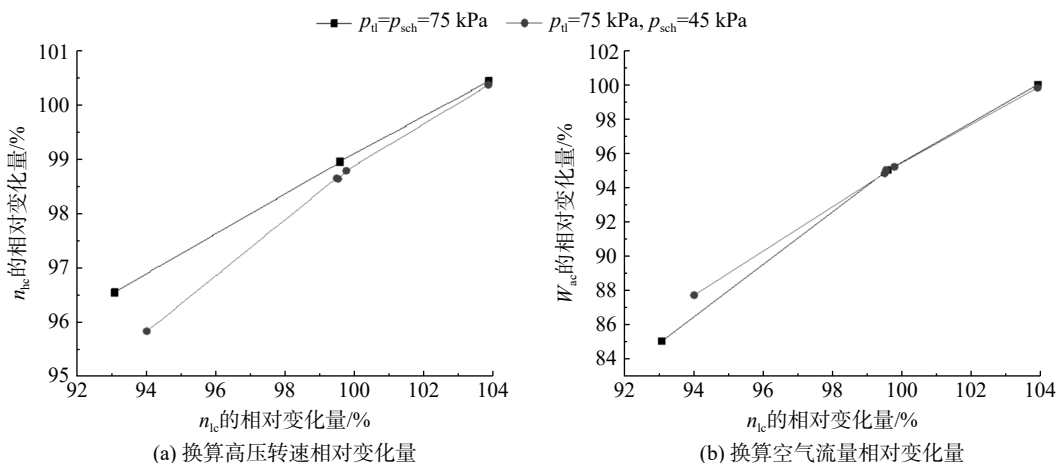
2.3.2 A_8 面积变化对发动机性能影响仿真

为了进一步探究冲压条件下 A_8 面积变化的影响, 进行了相应的发动机性能数值仿真。采用发动机总体性能仿真软件 GasTurb 12 计算了在标准状态 $p_{t1}=p_{sch}=101.3$ kPa、 $T_{t1}=288.15$ K 条件下, A_8 面积分别为原始面积和放大 2% 两个状态的计算结果。

仿真计算结果如表 2 所示。当 A_8 面积放大 2% 时, 发动机推力 F_g 、燃油流量 W_f 、涡轮后温度 T_5 、风扇压比 π_f 、高压涡轮转速 n_h , 比 A_8 面积放大前降低 2.09%、2.78%、1.05%、1.45%、0.37%。发动机主要性能参数的变相对化量与文中第 2.3.1 节中两种试验结果的变化量基本一致。

2.3.3 冲压条件下流量函数的变化

冲压与等冲压两种条件下, 喷管控制规律的偏差也会导致流量函数 $q(\lambda_8)$ 的不一致。为此, 设计了如图 5 所示的混合排气涡扇发动机混合器模型, 以进一步研究发动机喷管流量系数 $q(\lambda_8)$



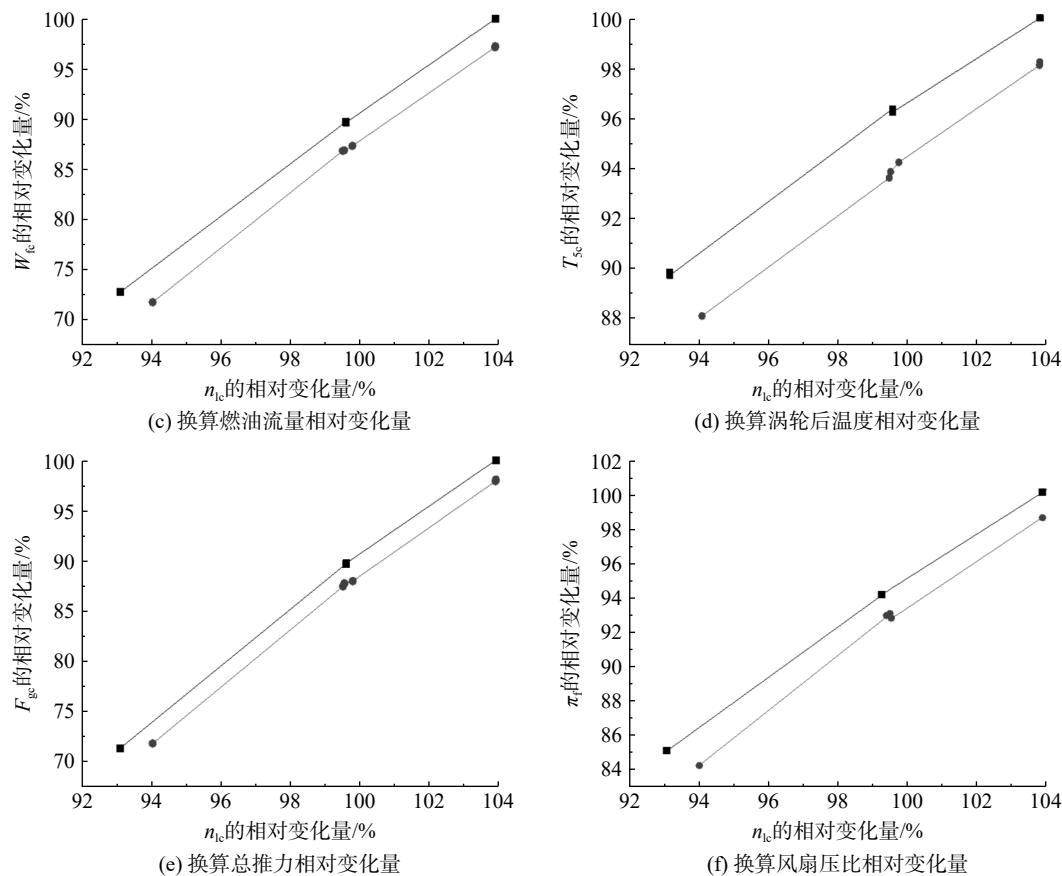


图 4 发动机主要性能参数相对低压转速变化量

Fig. 4 Variety of main parameter about engine performance vary with respect to the rotation speed of the low pressure shaft

表 1 发动机主要性能参数差异($n_{lc}=103.86\%$)

Table 1 Main parameters deviation for engine performance ($n_{lc}=103.86\%$)

参数	相对变化量/%
n_{lc}	
n_{hc}	-0.07
W_{ac}	-0.19
W_{fc}	-2.81
T_{5c}	-1.32
F_{gc}	-2.26
π_f	-1.61

表 2 A_8 面积变化发动机仿真计算结果

Table 2 Simulate results for engine caused by A_8 deviation

参数	相对变化量/%
A_8	2.01
π_f	-1.45
n_h	-0.37
T_5	-1.05
W_f	-2.78
F_g	-2.09

的相对变化程度。图 5 圆圈内数字为发动机气动截面编号，截面编号 63 为内涵截面，163 为外涵截面，64 为内外涵混合后截面。模型描述的内外涵混合气流各截面参数需要满足流量守恒、能量守恒以及静压平衡的约束条件。利用混合器模型和发动机有限的测点数据，研究发动机在等冲压条件($p_{t1}=p_{sch}=75\text{ kPa}$)和冲压条件($p_{t1}=75\text{ kPa}$ 、 $p_{sch}=45\text{ kPa}$)下，尾喷管流量系数 $q(\lambda_8)$ 的变化情况。

以实际发动机尾喷管试验数据进行评估，当尾喷管落压比 π_n 在 2.42 时对应的 $q(\lambda_8)$ 为 0.96；当尾喷管落压比在 3.94 时对应的 $q(\lambda_8)$ 为 0.965。

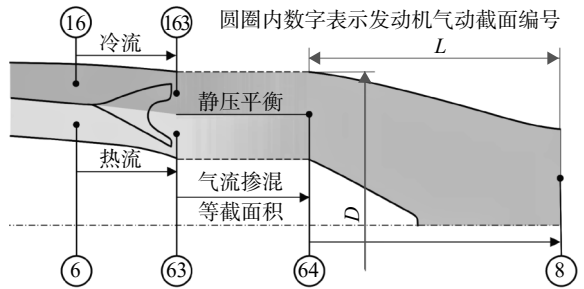


图 5 涡扇发动机混合室模型

Fig. 5 Exhaust mixer model for turbofan engine

在上述等冲压和冲压条件下的试验结果比较发现, $q(\lambda_8)$ 的变化量均小于 0.5%, 变化幅度较小, 对发动机的性能影响程度较低。

2.3.4 A_8 与 $q(\lambda_8)$ 增大对性能的影响理论分析

对于混合排气涡扇发动机, 高、低压转子共同工作满足流量平衡和功率平衡, 且即低压转子工作点与高压转子工作点相互关联。喷管控制偏差和喷管落压比变化造成的 A_8 和 $q(\lambda_8)$ 变化将从后向前影响发动机的工作状态, 并通过共同工作方程影响发动机性能。

为研究共同工作约束下的 A_8 和 $q(\lambda_8)$ 变化对发动机主要性能的影响情况, 首先做如下简化:

- 1) 不考虑各部件总压损失并假设所有部件效率 $\eta = 1$ 。
- 2) 不考虑温度对空气比定压热容 c_p 的影响。
- 3) 不考虑燃气与空气掺混对对气体比热的影响, c_p 保持空气比热容不变。
- 4) 不考虑引气等二股流的影响。
- 5) 高、低压涡轮导向器均处于临界或超临界状态。

发动机 8 截面参数变化将首先对 6 截面参数产生影响; 6 截面受到的扰动将通过混合室分别传递至混合室内、外涵进口截面 5 和 5II。根据发动机旋转部件共同工作规律理论推导可知: 当 A_8 面积增加或喷管流量系数 $q(\lambda_8)$ 增加时, 首先导致速度系数 λ_6 增加, 进而引起内涵 $q(\lambda_5)$ 和外涵 $q(\lambda_{5II})$ 的增加。一方面, 混合室外涵入口 λ_{5II} 提高, 会使得外涵流量系数 λ_{22} 增加, 这表示风扇流通能力增大, 在等换算转速控制规律下风扇共同工作线将向远离喘振边界方向移动; 另一方面, A_8 的增大将引起混合室内涵出口 λ_5 增加, 进而低压涡轮落压比增加。若要保持低压换算转速不变, 则需降低涡轮前温度, 导致高压换算转速降低(高压涡轮落压不变), 即高、低压轴转差率降低, 高压抽吸能力减弱, 风扇共同工作线将向喘振边界移动, 高压工作点沿原工作线向换算转速减小方向移动。当涵道比 $B > 0.4$ 时, 外涵扰动占优, 共同工作线下移。

本文试验所选的发动机的涵道比 $B = 1.2 > 0.5$, 外涵的变化起主导作用, 主要表现为低压共同工作线下移, 高压换算转速降低(共同工作线不变), 燃油流量降低, 燃气涡轮后温度降低, 排气速度随涡轮后温度的降低而降低, 最终导致推力下降。

3 冲压条件下校准试验方法

3.1 试验获取冲压条件修正系数

为了获取发动机在标准海平面静止条件下的校准试验性能, 本文提出了如下试验方法:

1) 试验 1。建立 $p_{t1} = p_{sch} = 75 \text{ kPa}$ 等冲压条件, 台架传给发动机控制器的 $H = 3 \text{ km}$, $Ma = 0$ 或大气环境计算机测得, 测取发动机性能。

2) 试验 2。建立 $p_{t1} = 75 \text{ kPa}$ 、 $p_{sch} = 45 \text{ kPa}$ 的冲压条件, 台架传给发动机控制器的 $H = 3 \text{ km}$, $Ma = 0$, 测取发动机性能。

3) 试验 3。建立 $p_{t1} = 101.3 \text{ kPa}$ 、 $p_{sch} = 70 \text{ kPa}$ 的冲压条件, 台架传给发动机控制器的 $H = 0 \text{ km}$, $Ma = 0$, 测取发动机性能。

特别说明的是, 试验 3 的舱压 p_{sch} 可以通过等落压比和等压差两种方式确定: 等落压比就是试验 3 与试验 2, 采用相同的舱压与喷管入口总压之比 p_{sch}/p_{t7} ; 等压差就是采用相同的舱压与入口总压之差 $(p_{t1} - p_{sch})$ 。考虑到试验时准确测取 p_{t7} 比较困难, 且不同的舱压对面积 A_8 的影响不同, 试验 3 的 p_{sch} 通过等压差的方式确定。

试验 1 与试验 2 条件下获取的性能参数分别用向量 X_1 与 X_2 进行表示。两者性能差异可表述为

$$X_1 = (1 + \Lambda) X_2 \quad (5)$$

式中 对角矩阵 Λ 为冲压试验条件下与等冲压条件下的发动机性能参数修正因子。当获取试验 1 与试验 2 的测试结果后, 即可计算得到 对角矩阵 Λ 。

标准海平面进口工况冲压条件 $p_{t1} = 101.3 \text{ kPa}$ 、 $p_{sch} = 70 \text{ kPa}$ 下的发动机性能参数向量 X_3 可通过试验 3 获得。若标准海平面进口工况等冲压条件下的试验性能采用 X_0 表示, 则有

$$X_0 = (1 + \Lambda') X_3 \quad (6)$$

式中 对角矩阵 Λ' 为标准海平面进口工况冲压条件与等冲压条件性能参数修正因子。如果 Λ' 与 Λ 相等或者尽可能相近, 就可以通过上述 3 组试验获得 Λ' 与 X_3 , 从而得到 X_0 , 即标准海平面工况下的校准试验性能。

图 6 是压气机的压比 π_c -空气流量 W_a 特性示意图, 展示了试验 3 冲压条件下试验结果受喷管特性 $A_8 \cdot q(\lambda_8)$ 的综合影响变化。发动机共同工作点从 B_0 点沿等换算转速线向下移动至 B_1 点, 通过试验 1 与试验 2 结果可以得到冲压条件下的修正因子 Λ , 从而修正冲压条件下面积 A_8 变化对

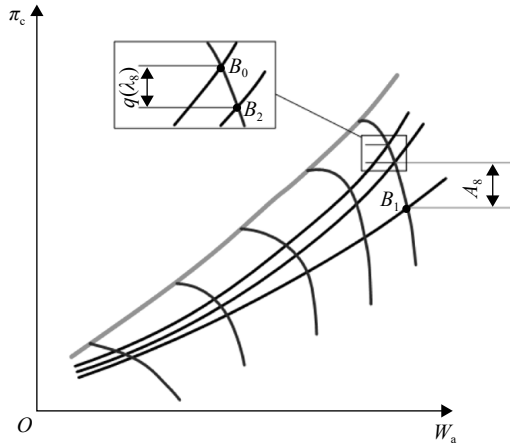


图 6 发动机共同工作点变化示意图

Fig. 6 Schematic diagram of the working point of engine

发动机的影响,即工作点上移至 B_2 点。由于 $q(\lambda_8)$ 的变化最大不超过 0.5%, 暂时忽略 $q(\lambda_8)$ 的影响, 即认为图 6 中 B_2 点性能与 B_0 点性能几乎一致。

3.2 标准海平面冲压试验 X 结果与修正

冲压试验 2 与试验 3 尾喷管内外差压相等, 皆为 30 kPa 左右, 作用于尾喷管的气动力相等, A_8 的变化量一致。但两组试验发动机尾喷管落压比不同, 会导致 $q(\lambda_8)$ 存在细微差异。因此, 尽管 Δ 比 Δ' 略大, 但由于 $q(\lambda_8)$ 变化幅度小于 0.5%, 可以认为修正因子 Δ 与 Δ' 近似相等。

采用上述方法获取修正系数 Δ 处理试验 3 数据, 可以将 $p_{t1}=101.3$ kPa、 $p_{sch}=70$ kPa 冲压条件下试验结果修正到标准海平面静止条件下发动机性能 X_0 , 见表 3。以出厂试车结果作为参考值进行比较, 换算高压转速 n_{hc} 、换算推力 F_{gc} 、换算燃油流量 W_{fc} 、换算涡轮后温度 T_{5c} 分别相差 -0.15%、-0.53%、1.9%、0.78%。除燃油流量外, 其他参数的差异小于 1%。

表 3 修正后的校准试验结果与出厂数据比较

Table 3 Revised calibration test results vs. producer data

参数	相对变化量/%
n_{lc}	
n_{hc}	-0.15
W_{fc}	1.90
T_{5c}	0.78
F_{gc}	-0.53

4 结 论

对于控制规律与高度相关的可调收敛喷管发

动机, 通常无法在等冲压条件下, 直接进行标准海平面入口条件下的性能校准试验。本文通过分别在等冲压和冲压条件下进行试验并获得性能参数修正因子, 提出了标准海平面入口条件下的高空台冲压校准和性能测量参数近似修正方法, 并得出以下结论:

1) 对于控制规律与高度相关的发动机, 冲压条件下进行高空台校准试验, 再通过系数修正测试结果的方法是可行的。通过本文方法修正后的发动机主要性能参数与出场数据偏差小于 2%, 表明方法可靠性较高。

2) 本文的理论分析和试验结果表明, 对于某型面积可调收敛喷管涡扇发动机, 其喷管面积 A_8 控制规律随高度发生变化, 冲压条件下进行校准试验, 喷管面积和流量系数的变化对发动机性能有影响, 其中喷管面积的变化起主要作用, 流量系数变化起次要作用。上述结论适用于 A_8 控制规律随飞行高度变化的其他型号涡扇发动机。

参考文献:

- [1] SEBOURN C. Calculation of the discharge coefficient of close-coupled bellmouth flowmeters installed in propulsion test facilities: AIAA 2004-2732 [R]. Reston, US: AIAA, 2004.
- [2] 刘志友, 郭荣伟, 侯敏杰, 等. 航空发动机在高空台上的 H_0/Ma_0 试验分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1173-1178.
LIU Zhiyou, GUO Rongwei, HOU Minjie, et al. Analysis of $H=0$ & $Ma=0$ test for aero-engine at ATF[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1173-1178. (in Chinese)
- [3] 魏海涛, 赵博, 杨晓. 涡喷涡扇发动机试车台校准[J]. 计量技术, 2002(2): 25-27.
WEI Haitao, ZHAO Bo, YANG Xiao. Calibration of turbojet turbofan engine test bench[J]. Measurement Technique, 2002(2): 25-27. (in Chinese)
- [4] 王辰辰, 李新良, 李程, 等. 航空矢量发动机试车台推力校准技术综述[J]. 计测技术, 2015, 35(4): 10-14.
WANG Chenchen, LI Xinliang, LI Cheng, et al. Thrust calibration technology of aero vector engine test cell[J]. Metrology and Measurement Technology, 2015, 35(4): 10-14. (in Chinese)
- [5] 赵涌, 侯敏杰, 陈冕, 等. 航空发动机高空模拟试验燃油流量原位校准系统设计与检验[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 26(1): 5-8, 39.
ZHAO Yong, HOU Minjie, CHEN Mian, et al. Design and verification of an in-situ calibration system for aero-engine fuel flow rate measurement in altitude simulation test[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013, 26(1): 5-8, 39. (in Chinese)
- [6] 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 secondary flow and vacuum impact on the thrust measurement[J]. Journal Of Aerospace Power, 2005, 20(3): 384-388. (in Chinese)
- [7] 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. (in Chinese)
- [8] 刘志友, 吴锋, 仇钊. 直连式高空台试验中真空度与次流作用力校准的一种新方法[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 26(1): 1-4.
- LIU Zhiyou, WU Feng, QIU Qian. A new measurement method for the action of the secondary flow and vacuum in direct-connect ATF[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013, 26(1): 1-4. (in Chinese)
- [9] 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.
- JIAO Tianyou, GUO Xin. Research on calibration and calibration technology of high altitude platform comparison test[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1997, 10(1): 1-7. (in Chinese)
- [10] 焦华宾, 莫松. 航空涡轮发动机现状及未来发展综述[J]. 航空制造技术, 2015, 58(12): 62-65.
- JIAO Huabin, MO Song. Present status and development trend of aircraft turbine engine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(12): 62-65. (in Chinese)
- [11] 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.
- JIAO Tianyou. Study on calibration method of turbojet turbofan engine test bench[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1999, 12(4): 5-7. (in Chinese)
- [12] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
- LIAN Xiaochun, WU Hu. Aeroengine principle[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005. (in Chinese)
- [13] 杜鹤龄. 航空发动机推力的测量和确定方法[J]. 航空动力学报, 1997, 12(4): 54-57, 103.
- DU Heling. Measurement and determination method of aero-engine thrust[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(4): 54-57, 103. (in Chinese)
- [14] 杜鹤龄. 航空发动机高空模拟[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- DU Heling. Aero-engine altitude simulating[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [15] WU F, GONG X Q, SU J Y. Aerodynamic calibration and thrust correction method with inflow separation in indoor sea level test facility: ASME Paper GT2014-25594 [R]. Düsseldorf, Germany: ASME, 2014.
- [16] LISTER J, BONSON W, MCAMIS R. Inlet duct static pressure assessment method contribution to direct-connect thrust measurement uncertainty: AIAA 2007-5335 [R]. Reston, US: AIAA, 2007.
- [17] BEALE D. Experimental measurement of venturi discharge coefficient including sensitivity to geometric and flow quality variables: AIAA 1999-304 [R]. Reston, US: AIAA, 1999.
- [18] BEALE D, HAND T, SEBOURN C. Development of a bellmouth airflow measurement technique for turbine engine ground test facilities: AIAA2001-3676 [R]. Reston, US: AIAA, 2001.

(编辑: 王碧珺)