

航空发动机推力的测量 和确定方法

中国航空燃气涡轮研究所 杜鹤龄**

【摘要】从推力的定义和表达式及其导出的条件出发,讨论了航空发动机地面与飞行状态下在各类试验设备上推力的确定方法和程序以及必须进行的发动机部件与模型试验、整机地面试验和模拟高空试验乃至飞行试验,并分析了模拟高空试验在正确确定飞行推力中的重要作用。

主题词: 航空发动机 推力 测量方法

分类号: V 235. 111

1 评定航空发动机推力等性能的基本条件

航空发动机推力的一般定义为: 远离尾喷管出口截面 00 上排气流的动量与进口远前方截面 0 上内流动量之差^[1]。

假设: (1) 不考虑航空发动机尾喷管出口(9- 9)下游内外流滑流表面的摩擦, 也不计及内外两股气流之间的质量交换、动量交换和能量交换, 尾喷管后足够远的 00 截面上的动量损失计入动力装置的阻力; (2) 重力、磁力、电动力等实体力和流体静力可以忽略不计; (3) 0 至 00 截面之间流动为定常的一元流动; (4) 0 和 00 截面流速分布均匀、压力分布均匀且等于未扰动的大气压 P_0 , 推力方向与自由流方向平行; (5) 航空发动机外部无气流流动。推力表达式为:

$$F_N = W_9 V_9 + A_9 (P_{S9} - P_0) - W_0 V_0 \quad (1)$$

式(1)中的前两项之和称为总推力 $F_{G9, W_0 V_0}$ 是自由流动量 F_{R0}

发动机海平面静止状态试验 F_R 为零; 飞行试验和模拟高空试验中, 都是用测出的空气质量流量 $W_a = W_0$ 和飞行速度 V_0 计算确定 F_{R0} 。以下着重研究发动机总推力的测量与确定问题。

评定航空发动机推力等性能的基本条件一般可归纳为: (1) 按国标 GB 1920《标准大气》; (2) 工质为理想的干空气; (3) 按设计点确定的发动机进气总温, 其偏差不大于 $\pm 3^\circ\text{C}$; (4) 地面试车时, 发动机进口和出口(或距进出口足够远处)为未扰动的静止大气; (5) 发动机试验时外部无气流流动或可修正外流影响; (6) 无进气畸变; (7) 进气压力恢复 σ_{in} 按型号规范规定或按公式: Ma 从 0 至 1.0, σ_{in} 从 1.0, Ma 从 1.0 至 5.0, σ_{in} 从 1.0- 0.075 $(Ma - 1)^{1.35}$; (8) 指定主排气管和喷管以及风扇排气管和喷管, 并用面积不可调尾喷管; (9) 无飞机系统引气和功率分出。

要保证上述基本条件, 用高空模拟试车台的直接连接式高空试验舱(以下简称高空台)比较理想; 地面状态习惯用理想的地面露天试车台; 其他如地面室内试车台以及原型机试飞, 都受到一定的限制, 难以满足上述基本条件。

2 地面试车

由于地面室内试车台空间有限和发动机排气冷却的需要,一般有 2~3 倍于发动机空气流量的空气流过试车间,发动机前试车间内气流速度不为零,发动机外部有空气流动。利用动量定理可推得发动机总推力表达式:

$$F_{G9} = F_M + W_a V_a + \Phi_b + \Phi_c \quad (2)$$

式中, F_M 为测力系统测得的(推)力, $W_a V_a$ 为发动机前试车间内的气流动量, $\Phi_b = A_1 (P_{sa} - P_{sb})$ 为压力面积力或浮力, P_{sa} 为发动机进口前足够远的试车间静压, P_{sb} 是尾喷管出口环境静压, Φ_c 是作用于发动机外表面和支承结构上外流阻力。一般地面室内试车台, $W_a V_a$ 小于 F_{G9} 的 5%, Φ_b 小于 F_{G9} 的 2%, Φ_c 小于 F_{G9} 的 0.5%^[1]。实践证明,发动机在地面室内试车台试验时,由测力系统测得的推力与发动机总推力最大可能相差 7.5%^[1]。显然,地面室内试车台测出的推力必须进行修正。英国叫做动量修正,美国则用一个试车间因子来修正,这些修正值一般由理想的露天试车台对比较准试验得出,其大小与地面室内试车台的气动布局、结构形式以及发动机的结构形式与大小等因素有关。

由(2)式可知,要 $F_{G9} = F_M$ 的条件是(2)式等号右边后三项为零,即发动机进口前试车间气流速度为零,绕发动机流过的气流速度为零,发动机进口前足够远处和发动机尾喷管出口环境的压力相等,冲压比为 1.0。由此可见,发动机地面试车,只有外部流动的影响可忽略不计,才可能用直接测量力的办法确定发动机的推力;否则,在有外流的情况下测得推力总有阻力成份。这样,一方面要有理想的地面露天试车台;如在空旷的露天,试车台地形要特别选择和处理,并经过空气动力吹风确定。按 60 年代国外推荐的数据,至少排气方向 50 米以内、两侧 30 米以内无建筑物,并将发动机安装于离地面足够高的悬臂支架上。要求试车时,发动机周围基本上无气流流动,也不受地面涡的影响;另一方面要选择好试车时的环境条件,限制风速(按 60 年代国外推荐的数据,迎面风速应小于 18.52 km/h,侧风应小于 8 km/h)、对准风向、尽量不在高湿度和降雨时试车等。否则要进行大气湿度修正(见国军标 GJB 359-87)、进气道冷凝修正、发动机进气温度等修正(见 GJB 378-87)。修正越多,误差越大。况且要建立一个理想的地面露天试车台,国外也是处于日臻完善的阶段。

发动机地面试车时,一般将测出的发动机性能数据,利用相似原理导出的换算公式,且经过进气温度或比热等项修正,换算到标准的或规定的大气条件下的发动机性能数据。中外大量发动机试验证实,发动机进气压力在 $(0.7 - 1.013) \times 10^5$ Pa 绝对范围内,对按传统的换算公式没有影响。文献[2]也指出,当发动机进气总压力为 $(0.7 - 1.01325) \times 10^5$ Pa 绝对时,雷诺数对发动机性能的影响可忽略。评定发动机推力等性能试验可在进气压力 $(0.7 - 1.01325) \times 10^5$ Pa 绝对时进行。

3 模拟高空试验

总推力的确定。高空台可达到上述评定发动机推力等性能的全部基本条件;可按设计点进气总温试验;保证工质为理想的干空气;发动机前无气流动量的影响;进气流场品质可达到美国军用规范 A R 1419 均匀流场的要求;不需要进行湿度修正、进气道冷凝修正、发动机进气温度等修正;只是发动机外流不全为零,但比地面室内试车台小得多,而且高空台有抽气设备,可模拟各种外流条件由试验来减少或消除外流的影响,因而可正确确定发动机的推力。单排气喷管的发动机在高空台试验时,同理可推得总推力表达式:

$$F_{G9} = F_M + W_1 V_1 + A_1 (P_{s1} - P_0) + \Phi_0 + \Phi_s \quad (3)$$

式中, $W_1 V_1$ 为进气动量, $A_1 (P_{s1} - P_0)$ 为进气道压力面积力, $\Phi_s = A_s (P_{ss} - P_0)$ 为滑动连接处的压力面积力和气流冲刷力, 以上各项高空台试验时均可直接测出; Φ_0 为发动机表面和支承结构上的外流阻力。一般 Φ_0 和 Φ_s 小于 $0.5\% F_{G9}^{[1]}$ 。其中, Φ_s 在高空台试验时可直接测出, 剩下 Φ_0 就更小了, 且比地面室内试车台试验小得多; 还可通过模拟高空试验状态下校准测力系统或按试验直接测出的外流阻力系数来减少或消除外流的影响。

性能换算。在小偏差范围内测出的发动机性能数据, 能延用一般的性能参数换算公式, 换算为规定试验状态的数据。不过模拟高空试验中, 为减少换算误差或不修正传统的换算公式, 一般要严格限制进气温度模拟偏差(例如不大于 $\pm 3^\circ\text{C}$), 而对进气压力模拟偏差限制较宽。在高空台模拟海平面静止状态试验时, 进气压力调到 $(0.7 - 0.97) \times 10^5 \text{ Pa}$ 绝对, 对发动机推力等性能无任何影响。

4 航空发动机飞行推力确定的方法

要确定发动机的飞行推力, 就要在高空台、地面试车台和部件试验器上分别进行发动机整机试验、部件试验和缩尺模型喷管试验校准, 要求出飞行推力与飞行中可测量参数的关系; 确定进气压力、进气温度和发动机压力比对其性能的影响; 得出或确定尾喷管系数; 确定压气机放气、功率分出和进气畸变对发动机性能的影响; 并在规定的模拟高度和飞行条件下确定发动机性能。

整机校准试验。飞行试验用的发动机校准可在高空台、地面试车台上进行。但由于燃气涡轮发动机各部件性能和转子转速匹配等受高度和飞行速度的影响较大, 地面试车不能确定这些影响; 高空台提供了确定这些影响的最大灵活性, 它能在宽广的飞行谱下试验, 可在飞行推力评定计划的全部模拟飞行状态进行校准, 能在整个喷管工作压力比范围内确定尾喷管性能系数, 并能确定高度和进口条件对发动机性能的影响; 按美国军标 A IR 1703 的规定, 带加力燃烧室的航空涡轮风扇发动机、高涵道比航空涡轮风扇发动机, 必须在高空台上进行校准^[1]。各类航空发动机高空台校准程序见参考文献[1], 并要求得出: (1) 空气质量流量和发动机或风扇转速与进口导向叶片位置的函数关系; (2) 加力和非加力状态喷管进口压力与涡轮出口压力的函数关系; (3) 喷管进口总温与燃油流量和空气质量流量的函数关系; (4) 喷管推力系数与喷管压比和测量的喷管面积函数关系。

缩尺模型喷管试验。缩尺模型喷管试验主要用于: (1) 确定喷管性能随喷管压力比的变化关系; (2) 将地面试车喷管系数外推到飞行时较高的喷管压力比; (3) 由于喷管亚临界流动, 在有外流/无外流影响的情况下, 修正地面试车和模拟高空试验的喷管系数。

部件试验。用于确定航空发动机质量流量和风扇对核心流分流的压气机流量特性图、涡轮喷嘴流量参数和其它内部截面参数。

地面校准试验(主要是高空台校准试验)和尾喷管模型试验得出有关系数后, 才有条件在飞行试验中测量少量的参数, 利用下述方法确定发动机的飞行推力。

总性能法。由一套因次或无因次曲线、一套表格和将推力与可测量的发动机工作参数联系起来的计算机程序组成。此法的特点是: 不要在发动机排气流路中安装特殊的测量仪表。

燃气流路/喷管法。在发动机有关部件内流路中测量参数, 运用质量连续、动量和能量守恒定理, 以计算发动机中不同截面的流动状态, 并使用由模型和全尺寸试验数据导出的喷管性能

系数,以得出发动机总性能。此法特点是:要在发动机不同截面上安装特殊的校准和测量仪表。

简化总推力法。利用发动机涡轮后管道中测得的总压、静压和环境静压来计算总推力。方程建立是以一元流动分析为基础。为了考虑三元流的影响、摩擦和质量交换的影响以及解方程时简化假设的影响,需要一些试验(特别是发动机在高空台模拟高空校准试验)求出的修正系数。此法的特点是:克服了燃气流路/喷管法要在高温区测量发动机排气温度和尾喷管喉道面积等参数的困难,而且测量参数比燃气流路/喷管法少得多。

摆动耙法。用经过校准的摆动探头或探头耙,横扫喷管出口截面,测量尾喷管出口的总压、静压、总温和流动方向,以计算出排气质量和总推力。此法因测量误差很大,故一般不用。

安装节测力法。飞行试验中,直接测量由发动机安装节传到飞机上的力。使用时,要根据发动机在飞机上安装和结构特点,对加到安装节上的附加力进行修正。这样又提出了一系列新的测量和分析问题,实际使用受到一定限制。

5 结 论

为正确确定航空发动机的推力,特别是飞行推力,应先在地面试验设备上,主要在高空台上进行发动机校准试验和尾喷管模型校准试验,确定飞行推力等参数与飞行时发动机中可测各物理量之间的数学模型关系式,才有条件进行飞行推力测量。国内外实践证明,高空几乎可以达到上述评定发动机推力等性能的全部条件,其确定航空发动机推力的方法可以准确地确定高空或地面状态发动机推力等性能。高空台是功能最强的校准工具。带加力燃烧室的航空涡轮风扇发动机、高函道比航空涡轮风扇发动机,必须在高空台上进行校准试验;再按照航空推进系统(发动机)的布局,选择技术先进、精度高、花钱少的飞行推力确定方法,通过原型飞机试飞确定飞行推力。

参 考 文 献

- 1 杜鹤龄,徐通源等译,吴大观审校 A IR1703 飞行推力的确定(A IR1703 N - Flight Thrust Detem ination). 北京: 航空航天工业部 301 研究所, 1991: 12
- 2 英国 R. R. 公司 M inutes of a M eeting O lym pus 593 Performance Representative Held to Discuss A T F Versus Test Bed Comparisons Performance Technical Report, PTR90167, 29th M ay, 1968

(责任编辑 魏星禄)

Numerical Simulation

PERFORMANCE PREDICTION OF BOWED VANE AXIAL- FLOW TURBINES

Yu Qing

(4th Dept Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 210016)

ABSTRACT A method for the performance prediction of axial- flow turbines with bowed and conventional vanes is presented, which uses flow function as control equation on S2 surface. Profile loss is calculated by numerical method on several S1 flow surfaces. Secondary loss and tip- leadage loss are empirically estimated with pitch- wide average losses along the cascade blades. The effect of the blade bowed angle on the secondary loss is taken into account. The comparison of the predicted results with experimental data confirms the feasibility of the method.

Key Words Performance analysis Prediction techniques Turbines

MEASUREMENT AND DETERMINATION OF AEROENGINE THRUST

Du Heling

(Chinese Gas Turbine Establishment, Jiangyou 610500)

ABSTRACT It is difficult to measure the flight thrust of Aeroengine directly. It is determined now by calculation with mathematical relationships of the flight thrust to the physical quantities which can be measured directly. According to the definition and the expression of the thrust, as well as the conditions derived from them, a method of aeroengine thrust determination and its program are provided on the basis of engine part tests, model tests, engine ground test, altitude- simulation tests, and flight tests. At the same time, the important function of the altitude- simulation facility is also analyzed in respect of correct flight thrust determination.

Key Words Aircraft engines Thrust Measurement method

VALIDATION TESTS WITH A SCALE- MODEL FOR SURFACE SOUND PRESSURE PREDICTION OF PROPELLER AIRCRAFT

Wang Tongqing

(4th Dept Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT An experimental research with a propeller aircraft scale model has been completed to obtain reasonably comprehensive data for validating its improved sound field model. Instead of the tests in anechoic wind tunnel as abroad, the scale- model tests were accomplished in outdoor conditions. In the prediction of propeller noise in free field with the improved sound field model, the load data on the propeller blade surface were obtained from calculation of inverse problem. The measured results of sound pressure on the scale- model have been compared with that predicted by the improved sound field model in a reasonable a-