

飞机推进系统性能评定

空军工程学院 陶增元
航空军工产品定型委员会 许岐山
空军航空工程部 陈筱雄

摘 要

本文从飞机推进系统性能评定的要求出发,探讨了如何贯彻国家军用标准有关性能评定的程序、内容、方法及其有关问题。可供飞机、发动机的设计和试验时参考;并作为飞机定型试飞时,军方验收飞机推进系统性能的主要依据之一。

为了满足飞机的战术技术要求,飞机推进系统性能的好坏及其正确评定,是军方特别关心的问题之一。关于飞机推进系统性能的评定问题,涉及到飞机和发动机两个专业的技术部门,必须要求他们从飞机、发动机一体化设计的观点出发,共同加以解决。

飞机推进系统一般由航空发动机、进气装置和排气装置三部分组成,因此飞机推进系统性能的评定,不仅包含发动机、进气装置和排气装置性能的评定,而且包含三者匹配对整个飞机推进系统性能影响的正确评定^[1],从而使该问题变得比较复杂。下面根据我们在实际工作中遇到的问题,和对如何贯彻国家军用标准(以下简称国军标)的粗浅认识,谈谈飞机推进系统性能评定的程序、内容、方法,及其需要解决的若干问题。

一、发动机设计定型技术状态性能的评定

航空发动机设计定型技术状态的数据,为该发动机的标准性能数据,根据国军标的规定^[2]按标准大气海平面静止条件^[3]来确定。发动机在地面试验台试车时,只能在当地当时的实际(非标准)大气条件下进行。为了对试验的发动机性能进行评定,根据相似理论,可将测得的发动机主要参数的实际性能数据(下面均以航空涡轮喷气发动机的参数为例)按照传统的换算公式。换算成标准大气条件下的对应参数,即换算性能参数,以便比较^[4]。理论、试验和统计的研究表明,用传统的换算公式确定发动机参数时存在着一定的误差,这是由于在流动部分保持Ma数相等时,随着大气条件的变化而偏离了完全相似的条件。

1. 发动机性能的温度修正 推导传统的换算公式时,假设流经发动机内工质比热不受大气温度变化的影响。实践表明,当大气温度偏离标准大气温度(288.15K)较远时,用传统公式换算得到的换算性能参数有较大误差,尤其是耗油率的误差可达2%以上,从而影响了发动机性能的正确评定。解决此问题的最简便办法是,引入温度修正系数来修正大气温度对工质比热的影响。涡喷涡扇发动机性能的温度修正规范^[5]给出:

$$F_{hs} = (F_{CL}/\delta)CT_F, \quad q_{mry.hs} = (q_{mry.CL}/\delta\theta^{0.5})CT_{q_{mry}} \\ C_{Rhs} = q_{mry.hs}/F_{hs}, \quad n_{hs} = (n_{CL}/\theta^{0.5})CT_n, \quad T^*_{4hs} = (T^*_{4CL}/\theta)CT_T$$

2. 发动机性能的湿度修正和进气冷凝修正 传统的换算公式中也没有考虑大气湿度对工质热物理性质的影响。由统计资料可知,地面大气含湿量可高达 0.035 kg水蒸气/kg干空气 ,根据理论计算和试验证实,大气湿度对发动机性能的影响不可忽视。涡喷涡扇发动机性能的湿度修正规范^[6]引入湿度修正系数,用来修正大气湿度对工质热物理性质的影响:

$$F_{hs} = (F_{CL}/\delta)CH_F, q_{mry,CL}/\delta\theta^{0.7})CH_{q_{mry}}, C_{R,hs} = q_{mry,hs}/F_{hs}, \\ n_{hs} = (n_{CL}/\theta^{0.7})CH_n, q_{mk,hs} = Cq_{mk,CL}/\delta)CH_{q_{mk}}, T^*_{4hs} = (T^*_{4CL}/\theta)CH_T$$

航空发动机在地面台架试车,当进气中一部分气体冷凝释放出冷凝潜热时,会使气体总温升高,发动机性能降低。因此,应当考虑进气冷凝对发动机性能影响的修正。同理。可以引入进气冷凝修正系数对传统的换算公式进行修正。

3. 发动机性能的燃油低热值修正 国军标明确指出:发动机承包单位在型号规范中规定的发动机性能特性,应是承包单位提交使用部门验收的发动机的最低性能。因此计算发动机性能时,燃油的低热值应取下限值,国军标规定为 42900 kJ/kg ^[2]。我们把这个规定值称为基准燃油低热值。由于原油产地和炼油厂家不同,燃油低热值会在较大范围内变动。即使是同一规格的燃油,其低热值也能相差达 120 kJ/kg 以上,对发动机耗油率的影响可超过 1% 。为了在同一基准上对发动机性能进行比较和评定,因此,必须引入燃油低热值修正系数,对传统的燃油流量换算公式进行修正:

$$q_{mry,hs} = (q_{mry,CL}/\delta\theta^{0.7})CQ$$

4. 发动机性能的试车间修正 发动机室内试车时,由于试车间内气流有一定速度,使试车时的地面静止条件不能得到满足,同时外流沿发动机长度的静压变化、摩擦阻力以及排气系统造成的尾喷口处的静压降,均会引起测量推力有所损失。根据涡喷涡扇发动机试车台校准规范的规定,先在露天基准试车台、或经露天基准试车台校准的室内基准试车台校准发动机,将该机在被校试车台进行性能试车,就可确定被校试车台的修正系数。用该系数修正室内试车台所得的标准大气条件下的换算性能数据,其修正公式如下:

$$F_{hs} = (F_{CL}/\delta)CF$$

5. 发动机试车性能的修正 发动机在地面室内台架试车时,考虑上述诸因素的影响,可得到最终的一系列修正公式:

$$F_{hs} = (F_{CL}/\delta)CFCT_FCH_FCC_F, \\ q_{mry,hs} = (q_{mry,CL}/\delta\theta^{0.7})CQCTq_{mry}CH_{q_{mry}}CC_{q_{mry}} \\ C_{R,hs} = q_{mry,hs}/F_{hs} \\ n_{hs} = (n_{CL}/\theta^{0.7})CT_nCH_nCC_n \\ q_{mk,hs} = (q_{mk,CL}/\delta\theta^{0.7})CHq_{mk}CC_{q_{mk}} \quad T^*_{4hs} = (T^*_{4CL}/\theta)CT_TCH_TCC_T$$

对于我国自行设计研制的发动机,其性能验收曲线的制定和性能修正方法,应贯彻执行涡喷涡扇发动机试车性能修正规范。国军标中还明确指出:当使用修正系数把发动机性能数据换算成标准状态时,应在必要的外界条件范围内进行海平面和高空试验,以验证用于修正性能数据的修正系数。飞行前,规定试验开始前,向使用部门提交试验报告^[2]

对于测绘仿制国外的发动机,应按该发动机的验收曲线来评定发动机的性能。

对于改进改型设计的发动机,原则上应考虑其核心发动机来制定相应的验收曲线。为了更准确地评定发动机性能,在验收标准中考虑各种影响因素时,可参考各种修正规范制定出科学、合理的修正系数。同样,应在飞行前规定试验开始前,向使用部门提交试验报告。

二、发动机高度速度特性的评定

国军标规定,发动机特性根据下述条件得出:无进气畸变、无飞机系统引气、无飞机附件功率分出、不考虑高空雷诺数的影响,按标准大气计算。发动机稳态性能数据提供形式:

(1) 用标准大气条件下曲线的形式表示; (2) 用适合于自动数字计算机用的计算机程序的形式表示。它应包括发动机工作包线内所有的性能数据,曲线应与计算机程序相一致^[2]。

1. **飞行台试验** 用飞机台试验获得的发动机高度速度特性,可以验证发动机设计时计算的高度速度特性。一般飞行试验台的飞行包线往往小于军用发动机实际使用的工作包线。为此除充分利用飞行试验台飞行包线范围内所能达到的高度、速度来改变换算转速外,同时也可根据相似原理,在保持几何相似的条件下,用改变发动机物理转速的办法(称为转速特性线法或简称拉转法)来扩大换算转速范围^[7]。将测得的各种参数整理为用相似参数表示的通用特性曲线。由此就可根据有限高度速度范围内的飞行试验结果,按照涡喷涡扇发动机飞行台试验性能修正规范的要求,推算出整个工作包线范围内的高度速度特性。因而能对发动机的计算特性进行验证。飞进试验台受其飞行包线的限制,往往不能直接测量到最大转速、最高温度、最大压力和最大供油量等状态下的性能数据,测试精度也有待提高,故其应用也有一定局限性。

2. **原型机定型试飞** 目前我国在原型飞机上试气获得高度速度特性的测试方法及数据处理的原理,与飞行试验台的基本相同。所不同的是飞机可在整个飞行包线范围内飞行,测取的参数范围不受限制,因而得到的通用特性曲线可精确些;此外,所得特性已反映了进飞畸变、飞机系统引气、飞机附件功率分出和高空雷诺数等的影响,可用来验证具有上述安装因素影响的计算机程序所计算出来的特性。

3. **高空模拟台试验** 高空模拟台可以模拟发动机工作包线范围内的任何飞行条件,而且重复性较好,测量精度也较高。它既可验证无进气畸变、无飞机系统引气、无飞机附件功率分出时的高度速度特性,又可对上述影响因素存在的情况进行模拟,用其结果验证计算机算出的相应的高度速度特性。但建设高空模拟台和进行试验,都要花费很多经费。

对于新研制的发动机如果经费足够,为了缩短研制周期,其高度速度特性可全部在高空模拟台上试验验证。如考虑到研制经费有限,就可将上述三种方法结合起来使用。高空模拟台主要用来验证关键的性能点和功能点,应尽量选取飞行试验台的飞行包线范围以外的、且通过相似换算计算可能误差较大的那些点。在飞机定型试飞时,要选取测试较困难、测试精度较差以及试飞有一定风险的那些点。

三、飞机推进系统性能的评定

发动机安装到飞机上后提供给飞机的推力,必须考虑到使用条件和进、排气装置的影响。

目前飞机设计单位通常是用风洞吹风试验得到进气道推力损失系数和尾喷管推力增益系数,用于飞机性能计算。由于风洞试验受模型条件限制,同真实飞行条件存在差异,使试验数据有误差,有时误差较大。这有待于研究风洞与飞行相关性问题。

在大 Ma 数飞行时,超音速进气道/发动机/超音速喷管匹配问题变得非常突出。它不仅可能严重地影响到发动机的工作状态,而且还可能大大改变了飞机的外部阻力,从而影响到

飞机的可用推力和飞机的使用性能。目前正在对推力/阻力计算系统和飞机/发动机一体化试飞等问题进行研究,以便在风洞试验的基础上,计算飞机的阻力和推进系统的推力,使之既满足飞机性能计算精度的要求,又满足飞机、发动机设计部门之间的协调要求。

从飞机/发动机一体化设计的观点出发,超音速进气道/发动机/超音速喷管三者组成的推进系统,其匹配的总性能越好,则发动机的安装净推力越大,飞机的可用推力也越大。

1. 发动机的安装净推力 F_{naz} 其值等于发动机标准净推力 F_{nbz} 扣除安装推力损失 ΔF $F_{naz} = F_{nbz} - \Delta F$, $F_{nbz} = p_a C^2 q A_a + (p_n - p_o) A_a - q_{mk} V_o$ 。发动机安装推力损失有进气道总压损失引起的 ΔF_1 、进口畸变引起的 ΔF_2 、引射喷管的 ΔF_3 (也可能是增益)、飞机附件功率分出引起的 ΔF_4 、飞机系统引气引起的 ΔF_5 和高空雷诺数引起的 ΔF_6 , 表达式如下:

$$\Delta F = \Delta F_1 + \Delta F_2 + \Delta F_3 + \Delta F_4 + \Delta F_5 + \Delta F_6$$

2. 飞机的可用推力 F_{ky} 其值等于发动机的安装净推力扣除进、排气装置产生的与发动机节流有关的阻力增量 ΔX_{jq} 和 ΔX_{pq}

$$F_{ky} = F_{naz} - \Delta X_{jq} - \Delta X_{pq}$$

$$\Delta X_{jq} = \Delta X_{jq1} + \Delta X_{jq2} + X_{jq3}$$

式中 ΔX_{jq1} 为进气道溢流阻力增量; ΔX_{jq2} 为进气道内附面层抽吸与不抽吸时的阻力差; ΔX_{jq3} 为进气道放气、旁路, 发动机冷却、通风以及漏气产生的阻力差。

$$\Delta X_{pq} = \Delta X_{pq1} + \Delta X_{pq2} + \Delta X_{pq3}$$

式中: ΔX_{pq1} 为发动机排气引起的底部阻力的变化; ΔX_{pq2} 为发动机排气引起的飞机/喷管之间的干扰阻力; ΔX_{pq3} 为发动机排气引起的飞机后机体阻力的变化。

为了得到准确的飞机可用推力, 需要进行风洞与飞行相关性, 以及飞行/发动机一体化试飞中的推力测量技术、飞行试验方法等的研究。实践表明, 试风和风洞吹风都难以准确地确定进气溢流、喷流引射等情况, 以及内外流干扰等状况。就目前现状来看, 首先用试飞值来检查修正风洞测量、发动机设计计算和台架测量结果, 然后才能使风洞和发动机的数据应用于飞机的性能计算。

参 考 文 献

- [1] 陶增元、许岐山, “关于发动机战术技术要求中安装性能要求的探讨”, 空军工程学院学报, 1988年第一期。
- [2] “航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范” GJB241-87。
- [3] “标准大气” GB1920-80。
- [4] [苏]Э.А.索洛欣, “航空空气喷气发动机试验”, 国防工业出版社, 1982年。
- [5] “涡喷涡轮发动机性能的温度修正规范”, GJB378-87。
- [6] “涡喷涡轮发动机性能的湿度修正规范” GJB359-87。
- [7] 王平治, “某型发动机在飞行台上的高度速度特性试验”, 《飞行试验》。

ABSTRACTS OF FULL-LENGTH PAPERS

ON EVALUATION OF AIRCRAFT PROPULSION SYSTEM PERFORMANCE

Tao Zengyuan (*Air Force Engineering Institute*)

Xu Qishan and Chen Xiaoxiong (*Air Force*)

In order to meet the requirements of performance evaluation for an aircraft propulsion system, the paper elaborates on how to implement the procedures, contents and methods specified in National Military Standards and other concerned problems. The paper can serve as a reference in designing, developing and testing an aircraft or an aeroengine and as one of the main arguments for checking and accepting the aircraft propulsion system performance in aircraft qualification flight tests.

PERFORMANCE ANALYSIS OF A PROPULSION SYSTEM

Zhang Jing (*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

Performance analysis programs of a propulsion system are established and recommended as tools for estimating installation penalties. The performance parameters such as inlet capture area, inlet pressure recovery, inlet drag, nozzle gross thrust coefficient, nozzle/afterbody drag, installed thrust and specific fuel consumption can be obtained on condition that the uninstalled engine performance is matched with the inlet/nozzle internal and external performances. The influences of design parameters and operation conditions on the propulsion performance are also discussed. Finally, an aircraft/propulsion system integrated program has been worked out which can optimize the engine cycle parameters. The numerical results obtained show that the installation penalties are 20% to 30% at the identical flight conditions and throttling settings. Therefore it is very important to reduce the installation penalties and to reach the optimal integrated propulsion performance.