

基于地面试验的涡扇发动机装机推力损失分析^{*}

申世才, 雷晓波, 丁凯峰, 俱利锋, 雷杰, 李志鹏

(中国飞行试验研究院 发动机所, 陕西 西安 710089)

摘要: 为评定涡扇发动机装机推力损失, 基于推力直接确定方法开展了发动机推力测量地面试验。通过改进完善安装节推力数据处理方法、进气道冲压阻力计算方法来提高总推力测量精度, 分析表明: 台架试验推力测量最大误差为2.41%, 11架次飞行后停机状态发动机总推力测量误差小于0.8 kN, 基本满足推力测量评定的需求。以相同状态台架试验数据为基准, 对比发现: 随着发动机功率状态增大, 总推力损失呈明显增大趋势, 中间状态换算总推力损失达到了17.95%, 最大状态换算总推力损失达到了27.72%。通过分析风扇换算转速、换算流量等关键参数, 得出: 装机后受进气道的影响, 导致换算流量明显小于同等状态下台架试验的换算流量, 同时进气道内气流总压的过大损失, 是造成装机后发动机推力损失明显的主要原因。

关键词: 涡扇发动机; 装机推力损失; 推力直接确定; 台架试验; 装机地面试验; 流量损失

中图分类号: V235.13+1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 03-0493-07

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190090

Analysis on Installed Gross Thrust Loss of Turbofan Engine on Ground Test

SHEN Shi-cai, LEI Xiao-bo, DING Kai-feng, JU Li-feng, LEI Jie, LI Zhi-peng

(Power-Plant Institute, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to evaluate installed gross thrust loss of one turbo-fan engine, the thrust measurement on ground test was carried out on direct thrust determination method. The accuracy of gross thrust measurement was improved by developing the processing method of mount thrust data, the computational method of air-inlet ram drags. The results show that the maximum error of thrust measurement was 2.41% in bed test and the errors in shutdown condition after landing are less than 0.8 kN among 11 flights, so the method basically meets thrust evaluation requirement. It is found that installed gross thrust loss presents a significant increase with the increase of engine power condition. The loss of corrected gross thrust reaches 17.95% in military intermediate condition and 27.72% in military maximum condition taking corrected gross thrust in the same condition in bed test as the benchmark. Through analysis of the key parameters such as corrected fan speed and corrected mass flow, it is concluded that due to the influence of the air-inlet, the mass flow is significantly less than that in the same condition in bed test and there is the excessive loss of the total pressure in the air-inlet. The two factors results in the installed gross thrust loss.

Key words: Turbofan engine; Installed thrust loss; Thrust direct determination; Bed test; Ground test; Mass flow loss

^{*} 收稿日期: 2019-01-30; 修订日期: 2019-05-22。

基金项目: 中航工业装备预研联合基金 (6141B05110404)。

作者简介: 申世才, 硕士, 高工, 研究领域为航空发动机工作特性试飞。E-mail: zhanshen-bati@163.com

通讯作者: 雷晓波, 硕士, 高工, 研究领域为航空发动机推力直接确定技术。E-mail: 627983062@qq.com

引用格式: 申世才, 雷晓波, 丁凯峰, 等. 基于地面试验的涡扇发动机装机推力损失分析[J]. 推进技术, 2020, 41(3): 493-499. (SHEN Shi-cai, LEI Xiao-bo, DING Kai-feng, et al. Analysis on Installed Gross Thrust Loss of Turbofan Engine on Ground Test[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(3): 493-499.)

1 引言

发动机飞行推力是评定发动机装机性能的关键参数之一^[1-3],同时也是验证飞发一体化设计符合性的重要依据之一。在飞机及发动机设计阶段,两者配装前后性能差异无法通过仿真计算或者风洞试验精确得出,必须获取发动机装机后推力数据才能准确地评定。在多型飞机试飞鉴定中出现过“到底是发动机自身性能问题还是飞机设计问题,导致飞行性能不满足研制要求”的争论。在此之前,国内尚未突破飞行推力确定技术,单纯依据台架推力参数无法权威地指出问题的症结,也进一步制约着国内飞机性能的提升。

目前,国内外推力确定方法主要分为燃气发生器法 GGM (Gas generator method) 和推力直接确定方法。以欧美、俄罗斯为代表的航空强国在 20 世纪 80 年代已经掌握了计算精度较高的 GGM,并形成了推力测量计算标准^[4-5]。在国内,高扬等^[6]、廉小纯等^[7]开展了大量的研究,取得了一些研究成果,但由于 GGM 需要庞大的测量参数、复杂的计算模型和大量的数值计算,到目前为止,国内仍未完全掌握 GGM。相比 GGM,推力直接确定方法无需大量复杂的数学模型,该方法是在推力销和辅助拉杆布置应变桥路,通过测量计算安装节推力、进气道附加阻力等推阻力,从而获得发动机飞行推力。Marc 等^[8]和 John 等^[9]先后在轴对称推力矢量发动机、大涵道比涡扇发动机上开展了推力直接确定试验,测量结果表明了该方法具有较高的精度,能够满足工程需求。中国飞行试验研究院已开展了小涵道比涡扇发动机飞行推力直接确定试飞,分析得出了飞行推力随高度、速度、发动机状态的变化规律。因此,可以利用推力直接确定方法分析研究装机前后发动机推力损失。

国内外关于发动机推力方面的研究大多聚焦于推力确定方法研究和飞行推力数据分析,关于推力损失的研究较少。Marc 等^[8]在 F-15 飞机上开展了推力矢量发动机喷管偏转特性飞行试验,发现在最大推力状态、喷管偏转 7° 时发动机推力系数高达 103.5%,并指出喷管偏转改善了内流效率是其主要原因。Roth 等^[10]通过选定以相同设计点状态,通过对比分析各部件性能损失造成的推力损失与实际发动机的推力损失的数值差异,来评估部件损失特性。杜长宝等^[11]采用数值仿真以及台架试验,对固体火箭发动机燃气舵推力损失进行了分析,得出燃气舵的推力损失与升力比呈非线性关系,且随着升力比

增大呈现快速增大的趋势。李建榕等^[12]在室内台架上开展了矢量发动机喷管偏转状态对发动机推力损失的试验研究,得到了发动机推力损失随偏转几何角和发动机状态的变化规律。党亚斌等^[13]采用基于流管假设的推阻力划分方法和 CFD 仿真计算,获得了发动机安装和非安装状态下总推力、净推力、安装推力,分析得出,内外涵喷管外壁面推力分量变化是导致发动机安装状态下推力减小的主要因素。由于安装效应与发动机推力之间的复杂性,采用仿真计算或者台架试验得出的推力损失数据,可能与实际结果存在较大差异。因此,有必要开展装机后发动机推力测量试验,分析发动机台架推力与装机后推力的差异及其原因。

本文通过改进完善推阻力测量计算方法提高了推力测量精度,结合台架试验和装机地面试验给出了推力直接确定技术的测量误差。在此基础上,开展了发动机总推力测量地面试验,分析了发动机总推力、安装节推力的变化规律,发现台架试验和地面试验发动机总推力存在显著差异,通过综合对比分析风扇换算转速、换算流量等关键参数的差异,给出了装机后发动机总推力损失明显的若干原因。

2 改进后的推力直接确定方法

2.1 推力直接确定方法

根据文献[2]可知,通过对管路接触力、短舱阻力、喷管阻力等次要力的合理简化,基于推力直接确定方法的发动机总推力 F_g 为

$$F_g = F_m + Q_1 V_1 + A_1 (p_1 - p_0) + mg N_x \quad (1)$$

式中 F_m 为安装节推力, Q_1 为发动机进口流量, V_1 为发动机进口气流速度, A_1 为发动机进口截面积, p_1 为发动机进口气流静压, p_0 为无穷远处大气静压, m 为发动机质量, N_x 为发动机纵向过载。可以看出,发动机总推力由安装节推力 F_m , 进气道出口冲压阻力 $Q_1 V_1$, 进气道压差阻力 $A_1 (p_1 - p_0)$ 以及发动机纵向惯性力 $mg N_x$ 组成。对于小涵道比涡扇发动机而言,发动机通过左右推力销将安装节推力传递给飞机,通过推力销载荷标定试验、应变计温度修正试验,建立高精度的应变-推力标定方程,再根据推力销实时应变和温度数据反算得出安装节推力^[1]。进气道附加阻力测量计算(进气道出口冲压阻力与压差阻力之和)相对复杂,需要在进气道出口截面(简称 AIP 截面)加装测量耙,通过测量总压、静压和总温参数,再根据相关计算公式及修正方法计算空气流量、截面平均静压以及气流速度等物理量,最终得出进气道附加

阻力。

2.2 提高推力测量精度的方法

由式(1)可知,各推阻力的测量精度累加即为总推力的测量精度。推阻力的测量精度主要由参数测量精度以及计算方法来决定。本文中的推力、应变、温度、总压、静压等直接测量参数精度均满足试验需求,要进一步提高推力测量精度,需从推阻力计算方法和数据处理方法上进行改进完善,这两方面也是推力测量误差的主要来源。

针对安装节推力测量方法,本文从提高推力应变信噪比、应变零位选取方法、剔除温度造成的热输出等方面进行改进完善,形成的安装节推力数据处理流程如图1所示,详细测量方法和数据处理过程可参考文献[1,14]。

进气道压差阻力计算简单,无复杂的中间物理量计算,只需对AIP截面上的静压测点进行平均即可。而进气道冲压阻力的计算则较为复杂,需利用总静压先计算出空气流量和流速,而后才能得出进气道冲压阻力。根据文献[15-16],本文将对影响流量测量精度的主要因素边界层厚度、流量计算方法进行修正改进。由于AIP截面上并未安装边界层测量耙,由文献[16]可知,在一定的进气道构型下,进气道出口边界层厚度 δ 取决于风扇换算转速 $N_{1,cor}$,因此,可利用同型号发动机风扇换算转速与边界层厚度之间的拟合公式(2)估算该进气道边界层厚度。

$$\delta = 22.633 - 0.39705 \times N_{1,cor} + 0.0021759 \times N_{1,cor}^2 \quad (2)$$

经误差分析,式(2)的拟合误差满足实际工程需求。由于边界层厚度只影响靠近壁面区域,只需对最外环区域的气动面积进行修正,而不修正其它主流区域内的气动面积。

相比采用AIP截面总压均值、静压均值计算流量流速,采用每块区域内总静压计算区域流量,然后累加求出流量的计算误差更小^[14-15]。图2为AIP截面总

静压测点分布图,每块区域的流量采用环面中心点(将扇形面积二等分的同心圆弧线上的中心点)的总静压计算得出。为克服测量耙内部空间的限制,规避耙臂过长带来的安全风险,测量耙实际测点并不位于等环面中心点,图2中的AS1~AS5为实际测点位置,AT1~AT6为等环面中心点位置。为此,本文采用线性插值法求出等环面中心点的总静压,由于篇幅所限,具体修正过程见文献[14]。

计算时,首先剔除边界层厚度,然后采用分区域总静压计算流量流速,将各区域空气流量与流速相乘累加得出进气道冲压阻力。以发动机台架试验最大状态换算流量为例(本文中空气流量、换算流量都采用相对值,参考基准分别为发动机台架试验最大状态对应的流量、换算流量),将飞行中实测流量转换为换算流量,该方法计算的换算流量误差为1.21%,不剔除边界层厚度且采用AIP截面总压均值、静压均值计算的换算流量误差为2.43%,可以看出改进后的方法能够减小进气道冲压阻力的计算误差。

2.3 推力测量误差分析

为检验推力测量精度,开展了发动机地面台架试验,发动机台架试验进气道采用钟形进气道,发动机推力通过推力销传递到高精度六分力推力天平上,已经修正了各种误差的台架推力等于发动机总推力。图3为发动机不同高压转速 N_2 (低压转速 N_1 、高压转速 N_2 采用相对值,参考基准分别为发动机低压转子转速、高压转子转速设计值)或状态(IC为慢车状态,MIC为中间状态,MAC为小加力状态,MMC为最大状态)台架推力与实测总推力对比曲线,图3中推力采用相对值,参考基准为发动机中间加力状态对应的推力值。从图3可以看出,实测总推力与台架推力很接近,其中,当 $N_2=85\%$ 时相对误差最大,误差值为2.41%,当发动机处在最大状态时,绝对误差最大,误差值为1.02kN,可以看出测量精度满足工程需求。

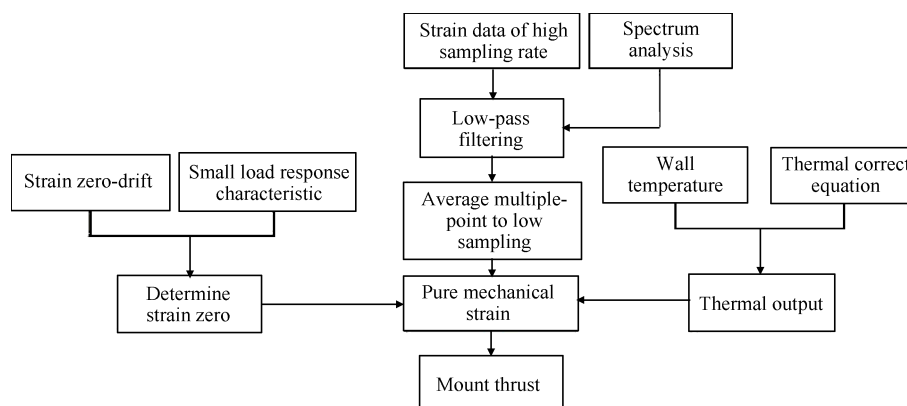


Fig. 1 Processing method of mount thrust data

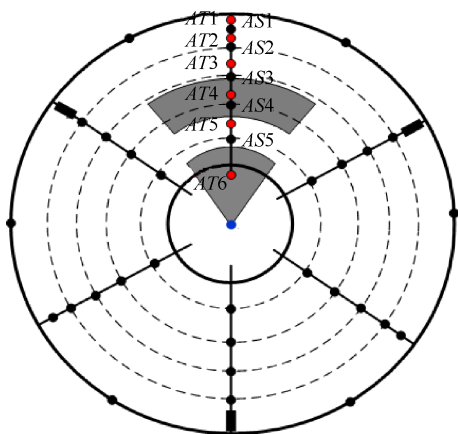


Fig. 2 Schematic diagram of total and static pressure points on AIP

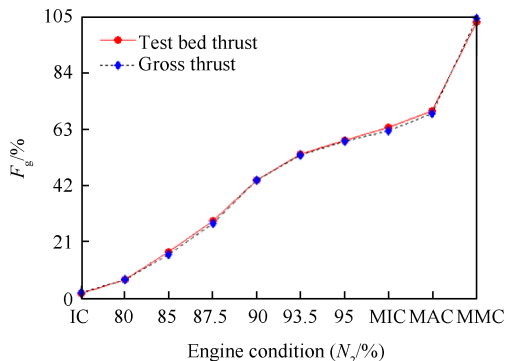


Fig. 3 Measuring thrust and test bed thrust contrast

由于国内推力测量技术及设备的限制,目前无法直接精确地给出发动机装机后总推力测量误差 ΔF_g 。考虑到停机后发动机总推力为0,但由于安装节推力测量计算误差、进气道总静压测量误差、进气道附加阻力计算误差等主要误差源的存在,停机状态下测量的总推力并不会为0,因此可根据停机状态下 ΔF_g 来较准确地评估总推力的测量精度。图4给出了11个飞行架次飞行后停机状态下 ΔF_g 变化曲线,可以看出, ΔF_g 随时间并未呈现明显的上升或下降,而是在 $-0.35\text{kN} \sim 0.44\text{kN}$ 波动,测量误差小于 0.8kN ,基本满足推力测量评定的需求。

3 总推力测量地面试验及推力损失分析

为获取发动机飞行推力,需要对发动机推力销进行应变计改装、推力标定以及温度修正试验,根据载荷标定方程和温度修正方程计算得出安装节推力;在AIP截面上加装总压静压传感器,利用改进后的方法获得进气道附加阻力;结合纵向过载计算出发动机的惯性力,根据式(1)计算得出发动机飞行总推力,从总推力剔除发动机冲压阻力即可得到净推

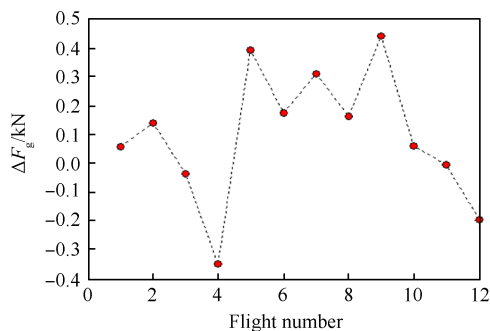


Fig. 4 Gross thrust error curve in shutdown conditions after landing

力。开展发动机飞行推力直接确定试飞时,为减小推力测量误差,录取稳态推力数据时飞机姿态应在5s的时间内保持不变,且应避免飞机进入法向过载 $>2.5g$ 的飞行状态,具体过程可参考文献[1-2,9]。

3.1 总推力测量地面试验

图5给出了发动机装机地面试验(简称地面试验)油门杆角度 PLA (PLA 采用相对值,参考基准为发动机最大状态对应的油门杆角度)、高压换算转速 $N_{2,cor}$ 、进气道附加阻力、安装节推力以及总推力的时间历程曲线,其中推阻力采用相对值,推阻力相对值=(推阻力绝对值/ $F_{s,b}$) $\times 100\%$, $F_{s,b}$ 为发动机某状态台架推力值。从图5可以看出,安装节推力、总推力能够快速响应发动机状态变化,发动机在 $N_{2,cor}=85\%, 90\%, 95\%$ 和MIC稳定工作时,总推力波动小于 0.76% ,说明了基于推力直接确定方法的总推力具有良好的稳态响应。当油门杆由IC推至MMC时,总推力达到最大推力值所需的延迟时间,与该发动机加力油区全开所需的时间是十分吻合的,验证了推力直接确定方法具有实时快速响应的优点,为发动机油门杆响应特性评估、性能衰退评估提供了更为直接的技术途径。

从图5可以看出,进气道冲压阻力随着发动机状态增大而增大,而压差阻力则随发动机状态增大而朝着负方向增大,根据计算,当 $N_{2,cor} \geq 90\%$ 时,进气道出口马赫数在 $0.38 \sim 0.58$ 变化。地面开车时发动机需要将流速很小的气流加速吸入,进气道出口气流静压必然小于大气静压,因此压差阻力表现为负^[17-19]。从表1各推阻力占总推力百分比统计结果可以看出, $N_{2,cor} \geq 90\%$ 时,进气道附加阻力占总推力的百分比 $<1.6\%$,发动机地面开车时总推力可用安装节推力近似代替。

3.2 地面试验总推力损失分析

3.2.1 地面试验与台架试验总推力差异

为分析地面试验与台架试验总推力的差异,表2

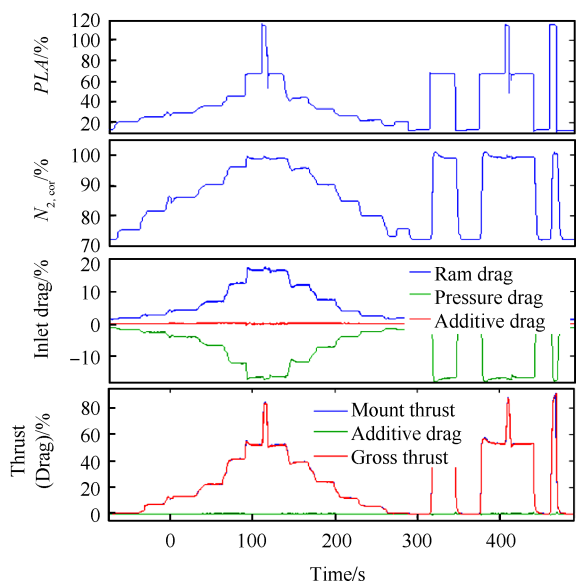


Fig. 5 Variation curves of engine condition parameters and gross thrust

Table 1 Percentages of thrusts(drags) in different conditions on ground test

Engine condition	Additive drag percentage/%	Mount thrust percentage/%
$N_{2,cor}=85\%$	1.71	98.29
$N_{2,cor}=90\%$	1.54	98.46
$N_{2,cor}=95\%$	0.66	99.34
MIC	0.44	99.56
MMC	0.50	99.50

统计了相同状态下两类试验总推力、换算总推力。以相同状态下的台架试验总推力为基准,地面试验总推力损失 η 、换算总推力损失 η' 定义为

$$\begin{aligned}\eta &= F_{g,b} - F_{g,g} \\ \eta' &= F'_{g,b} - F'_{g,g}\end{aligned}\quad (3)$$

式中 $F_{g,b}$ 为台架试验总推力, $F_{g,g}$ 为地面试验总推力, $F'_{g,b}$ 为台架试验换算总推力, $F'_{g,g}$ 为地面试验换算总推力。从表2可以看出,随着发动机功率状态增大,地面试验总推力损失越来越大,中间状态 η 达到了18.18%,最大状态 η 达到了28.38%,推力损失相当大。为消除大气条件差异带来的影响,分析换算总推力差异,从表2中不难看出,中间状态 η' 达到了17.95%,最大状态 η' 达到了27.72%,换算总推力损失与总推力损失都很明显。

3.2.2 地面试验总推力损失原因分析

以相同状态下台架试验的数据为基准,地面试验风扇换算转速差 $\Delta N_{1,cor}$ 、排气温度差 ΔT_6 、空气流量损失 ΔQ 、换算流量损失 $\Delta Q'$ 、进气道总压损失 σ_1 (台架试验总压损失接近于零^[18-19])定义为

Table 2 Gross thrust on ground test and test bed thrust contrasts

Engine condition	$N_{2,cor}=85\%$	$N_{2,cor}=90\%$	$N_{2,cor}=95\%$	MIC	MMC
$F_{g,b}/\%$	15.74	28.22	49.09	70.98	120.24
$F_{g,g}/\%$	12.88	24.80	40.00	52.80	91.86
$\eta/\%$	2.86	3.42	9.09	18.18	28.38
$F'_{g,b}/\%$	16.04	28.77	50.04	72.35	122.57
$F'_{g,g}/\%$	12.76	25.25	40.89	54.40	94.85
$\eta'/\%$	3.29	3.51	9.15	17.95	27.72

$$\begin{aligned}\Delta N_{1,cor} &= N_{1,cor,b} - N_{1,cor,g} \\ \Delta T_6 &= T_{6,b} - T_{6,g} \\ \Delta Q &= Q_b - Q_g \\ \Delta Q' &= Q'_b - Q'_g \\ \sigma_1 &= ((p_{t0} - p_{t1})/p_{t0}) \times 100\%\end{aligned}\quad (4)$$

式中 $N_{1,cor,b}$ 、 $T_{6,b}$ 、 Q_b 、 Q'_b 分别为台架试验风扇换算转速、排气温度、空气流量、换算流量; $N_{1,cor,g}$ 、 $T_{6,g}$ 、 Q_g 、 Q'_g 分别为地面试验风扇换算转速、排气温度、空气流量、换算流量; p_{t0} 为地面试验大气总压; p_{t1} 为地面试验AIP截面气流总压。

从图6可以看出,不同状态下 ΔT_6 很小,因此不可能是排气温度的差异导致了推力损失。按照发动机流量调节通用规律,在相同的进气条件下,风扇换算转速越大,发动机的换算流量将会越大,中间状态 $\Delta N_{1,cor}$ 仅为0.15%,但 Q'_g 比 Q'_b 要小17.07%;最大状态 $N_{1,cor,g}$ 比 $N_{1,cor,b}$ 要大2.27%的条件下, Q'_g 比 Q'_b 仍要小15.84%,装机地面试验空气流量损失、换算流量损失很明显。

与流量变化规律相似,地面试验进气道总压损失 σ_1 随着发动机状态增大而不断增大,中间状态 σ_1 达到了11.5%,最大状态 σ_1 达到了12.5%,明显大于飞行中进气道的总压损失。造成地面总压损失过大的原因可能是:进气道内气流压力势能转化为动能的过程造成了较大的总压损失,具体原因还需进一步分析。结合换算总推力损失、换算流量损失、进气道总压损失变化规律,不难得出:发动机装机后由于进气道的影响导致进口空气流量明显小于同等状态下台架试验的空气流量,同时进气道造成气流总压的过大损失,是装机地面试验发动机推力明显小于台架推力的两个主要原因。

3.2.3 加力状态推力损失增大原因分析

对比分析表2中间状态和最大状态的换算流量、换算总推力变化可知:发动机由中间状态增大到最大状态时(发动机主机状态不发生变化),台架试验

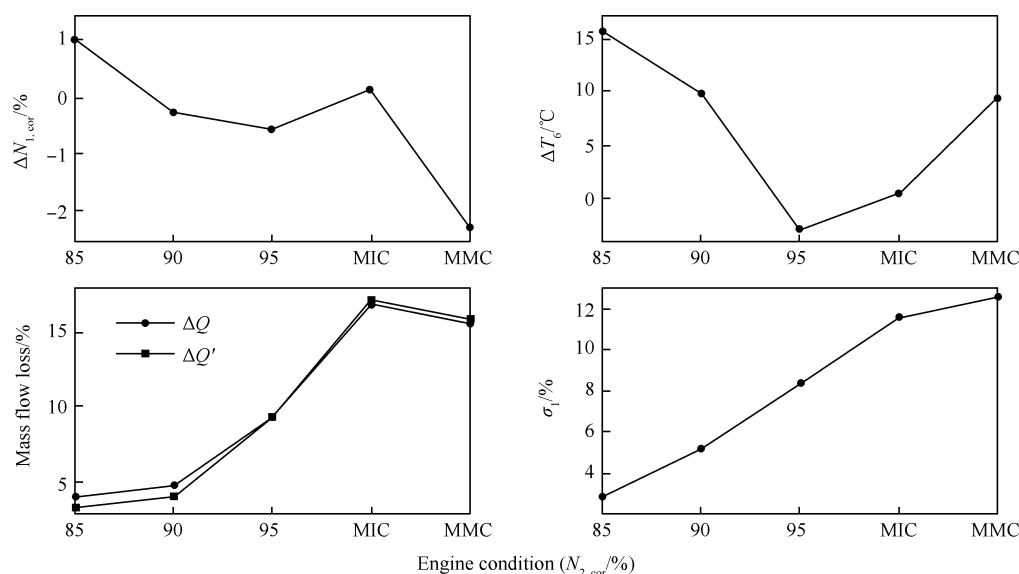


Fig. 6 Difference values or loss variation curves of key parameters in different conditions

Q'_b 增大了1.62%,地面试验 Q'_g 增大了2.8%;台架试验 $F'_{g,b}$ 增大了50.22%,地面试验 $F'_{g,g}$ 增大了40.48%,地面试验比台架试验推力增大幅度小了约10%。除了流量损失、总压损失这两个主要原因以外,考虑是否还存在其它影响因素,为此,将实测总推力除以空气流量即可得到各状态下每kg流量所产生的推力值,记作单位流量推力 $F_{e,g}$ 为

$$F_{e,g} = (F_g/Q) \times 100\% \quad (5)$$

通过分析得出:由于加力燃烧室的工作,对于台架试验, $F_{e,g}$ 由中间状态的61.4%急剧增大到最大状态的102.7%,增幅为41.3%;对于地面试验, $F_{e,g}$ 由中间状态的54.9%急剧增大到最大状态的90%,增幅为35.1%。地面试验 $F_{e,g}$ 增幅是台架试验增幅的85%,小了约15%。这也是空气流量都未明显增大的条件下,发动机由中间状态增大到最大状态时,装机地面试验总推力损失进一步增大的原因之一。

4 结 论

为提高推力测量精度,对安装节推力数据处理方法、进气道冲压阻力测量计算方法进行了改进完善。在此基础上,开展了发动机装机地面总推力测量试验,分析研究了涡扇发动机装机后推力损失明显的原因,得出以下结论:

(1)台架试验总推力测量最大误差为2.41%,装机后停机状态总推力测量误差小于0.8kN,基本满足推力测量评定的需求。

(2)发动机装机地面试车时,高压换算转速大于等于90%时,进气道附加阻力占总推力的百分比小

于1.6%,发动机地面试车时总推力可用安装节推力近似代替。

(3)以相同状态下台架推力为基准,装机后发动机总推力损失随着发动机功率状态增大呈明显增大趋势,中间状态换算总推力损失达到了17.95%,最大状态换算总推力损失达到了27.72%。

(4)发动机进气道,导致进口空气流量明显小于同等状态下台架试验的空气流量,同时进气道造成气流总压的过大损失,是造成装机后发动机推力损失明显的主要原因。

(5)对于装机地面试验,发动机由中间状态增大到最大状态时,单位流量推力增幅只相当于台架试验增幅的85%,这是导致总推力损失进一步增大的原因之一。

致 谢:感谢中航工业装备预研联合基金的资助,感谢中国飞行试验研究院演示验证试飞团队、推力直接确定试飞研究团队的辛勤付出,感谢中国航发606所高为民副总师、白伟高工在数据分析时提供的帮助。

参考文献

- [1] 雷晓波,李 密,张 强,等. 航空发动机推力直接测量飞行试验[J]. 航空动力学报, 2018, 33(7): 1631-1638.
- [2] 雷晓波,张 强,文 敏,等. 航空发动机安装节推力测量技术与试验研究[J]. 航空学报, 2017, 38(12).
- [3] 吴颖川,贺元元,张小庆,等. 超燃冲压发动机推力性能评估方法[J]. 推进技术, 2019, 40(1): 26-32. (WU Ying-chuan, HE Yuan-yuan, ZHANG Xiao-qing, et al. Assessment of Scramjet Engine Thrust[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(1): 26-32.)

- [4] Burcham S, Frank W. An Investigation of Two Variations of the Gas Generator Method to Calculate the Thrust of the Afterburning Turbo Fan Engines Installed in an F-111A Airplane[R]. *NASA-TN-D-6297*.
- [5] Ray R J. Evaluating the Dynamic Response of In-Flight Thrust Calculation Techniques During Throttle Transients [R]. *NASA-TM-4591*.
- [6] 高扬, 王朝蓬, 屈霁云, 等. 某型大涵道比涡扇发动机飞行推力确定方法研究[J]. *航空发动机*, 2011, 12(4): 46-49.
- [7] 廉小纯, 刘选民, 陈辅群, 等. 飞机飞行中发动机推力的测定[J]. *航空动力学报*, 1994, 9(1): 1-4.
- [8] Marc B, Jens F, Detlev W. Development and Validation of an On-Wing Engine Thrust Measurement System[R]. *ASME 2017-GT-62377*.
- [9] John S, Robert L. Selected Performance Measurement of the F-15 ACTIVE Axisymmetric Thrust-Vectoring Nozzle [R]. *NASA-TM-348096*.
- [10] Roth B, Luis J. Lost Thrust Methodology for Gas Turbine Engine Performance Analysis[R]. *ASME 2005-GT-68200*.
- [11] 杜长宝, 李军. 固体火箭发动机燃气舵推力损失的数值分析与测试[J]. *弹箭与制导学报*, 2010, 30(2): 155-157.
- [12] 李建榕, 白伟. 喷管偏转对航空发动机特性影响的试验[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(5): 1213-1218.
- [13] 党亚斌, 刘凯礼, 谭兆光, 等. 民用飞机尾吊发动机安装效应对推力影响研究[J]. *推进技术*, 2018, 39(8): 1712-1719. (DANG Ya-bin, LIU Kai-li, TAN Zhao-guang, et al. Numerical Study of Engine Installed Effect on a Tail-Mounted Civil Aircraft Thrust Characteristic [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(8): 1712-1719.)
- [14] 雷杰, 雷晓波, 申世才, 等. 提高进气道冲压阻力测量精度的方法[J]. *科学技术与工程*, 2019, 19(18): 334-339.
- [15] Bui T, Oates D L. Design and Evaluation of a New Boundary-Layer Measurement Rake for Flight Testing [R]. *NASA-TM-209014*.
- [16] 赵海刚, 申世才, 张晓飞, 等. 涡扇发动机空气流量测量飞行试验[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(8): 1778-1883.
- [17] 廉筱纯, 吴虎. *航空发动机原理*[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [18] 侯敏杰. *高空模拟试验技术*[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014.
- [19] 钟易成, 余少志, 吴晴. 凸包(Bump)进气道/DSI模型设计及气动特性研究[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(5): 740-746.

(编辑: 史亚红)