

民用飞机飞行中推力确定研究

王 涛^{1,3*} 刘 燮² 米 穗² 滕金芳¹

(1. 上海交通大学,上海 200240;2. 中国商飞民用飞机试飞中心,上海 200232;3. 中国商飞公司,上海 200126)

摘要: 确定飞行中发动机安装推力对飞机性能计算、发动机推力管理、经济性评价等具有重要意义。飞行中推力无法直接测量,需要在动力装置内部适当位置安装传感器测量性能参数,计算得出飞行中推力。研究了民用飞机动力装置飞行中推力确定方法,给出发动机安装净推力公式。介绍了推力计算的流程,利用某大涵道比涡扇发动机性能试飞数据,计算了该动力装置的安装净推力,并与参考值进行了对比分析,可为商用飞机型号设计提供参考。

关键词: 民用飞机; 飞行中推力确定(IFTD); 试飞; 安装推力

中图分类号: V235

文献标识码: A

OSID:



0 引言

在民用飞机研制过程中,需开展飞行中推力确定(in-flight thrust determination,简称 IFTD)试验以确定动力装置安装净推力、单位燃油消耗率(specific fuel consumption,简称 SFC)等装机性能数据,并据此进行飞机的性能计算与分析,确定飞机极曲线、燃油消耗率(SFC)、燃油里程(specific range,简称 SR)等重要特性。在飞机减阻研究中使用 IFTD 方法计算动力装置推力,从而得到飞机阻力是国外通行的方法^[1]。如图 1 所示,为了对翼梢小翼减阻效果进行验证,NASA 使用了一架安装有 4 台普惠公司 J57-P-43W 动力装置的波音 KC-135A 作为平台,对动力装置进行了 IFTD 改装,采集动力装置性能数据,计算出动力装置推力^[2]。分别在不安装小翼以及安装小翼的情况下进行试飞,两种情况下的动力装置推力差值即为小翼减小的阻力。

动力装置推力管理中设置了适用于巡航、爬升等特定运行场景下的推力等级对应的参考转速,动力装置的推力控制将依据该参考转速进行,通过 IFTD 试验获得的动力装置性能数据将用于制定动力装置推力管理表,对动力装置控制计划以及推力管



图 1 波音 KC-135A 飞行试验平台

理有重要意义。

单位燃油消耗率是动力装置经济性指标,定义为每小时产生单位推力所消耗的燃油质量。通常动力装置的合同约定了 SFC 由动力装置供应商进行保证。飞机制造商需验证动力装置 SFC 是否满足合同指标,供应商也将根据试验结果调整动力装置出厂标准。SFC 的确定涉及到飞机制造商和动力装置供应商双方利益。IFTD 试验中燃油质量流量由燃油流量计测量得到,因此为计算动力装置 SFC,需要计算动力装置安装推力。

CCAR25.101(c)条款要求飞机性能“必须与在特定外界大气环境、特定飞行条件下的可用推力相对应。”^[3]。通过 IFTD 试验获得动力装置安装性能

* 通信作者。E-mail: wangtao1@comac.cc

引用格式: 王涛,刘燚,米穂,等.民用飞机飞行中推力确定研究[J].民用飞机设计与研究,2024(2):27-32. WANG T, LIU Y, MI Y, et al. Research on in-flight thrust determination of commercial aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2024 (2):27-32 (in Chinese).

数据,可确定飞机-动力装置气动干涉效应、引气与功率提取等安装效应的影响,是验证该条款的主要符合性方法^[4]。

综上所述,开展 IFTD 试验并计算得出动力装置安装净推力对飞机性能计算、动力装置推力管理、动力装置经济性评价、合同指标验证以及出厂验收标准制定具有重要意义。国外针对 IFTD 进行了较为深入的研究,并形成了相应的指南^[5-6]。然而,由于动力装置技术以及性能数据的敏感性,除 AIR 1703A: In-flight thrust determination 指南外,国外飞机制造商在 IFTD 试验过程中的具体实施方案、推力计算等关键技术鲜有文献报道。国内目前尚未有成熟的大涵道比涡扇发动机产品,IFTD 试验这一主题也未受到明显关注。

本文研究了动力装置飞行中推力定义以及计算方法,并利用某新型动力装置性能数据开展了飞行中推力计算。

1 飞行中推力计算方法

飞行中推力确定主要方法有摆动耙法 (nozzle exit traverse)、总体性能法 (overall performance method) 以及气路/喷管法 (gas-path/nozzle)。

摆动耙法虽然测量直接、计算简单,但如果喷管处马赫数较高,则总静压的测量值需要进行激波修正,对总推力精度影响很大。由于摆动耙安装复杂,且相关安装效应难以校正,目前已几乎不使用摆动耙法测定飞行中推力。

总体性能法是一种使用发动机模型、相关曲线或表格来计算发动机性能和推力的方法,只需要飞机飞行状态和发动机功率设定参数等少量参数即可计算发动机性能和推力。总体性能法不需要在发动机气流通道内安装特殊的仪器。由于只有少量的发动机内部测量数据可用,环境效应(进气畸变或喷管压力比效应)对发动机性能的影响、发动机退化、发动机的热状态、控制公差等因素增加了飞行中推力测量的不确定性。

由于上述原因,出现了在发动机内各截面安装总温、总压耙等气路测量仪器,确定推进系统性能的气路/喷管法,该方法具有较高的精度,为当前开展飞行总推力确定试验的主流方法。本文使用气路/喷管法开展飞行总推力确定。

总推力的计算需要确定喷管的几何形状、入口条件、工作压力比和喷管性能。冲压阻力的计算需

要确定发动机进气总流量。在气体发生器流路中不同位置获取质量流量有不同的选项。燃料添加、引气、泄漏等原因会造成发动机进气空气质量流量与喷管出口气体质量流量不同。因此,使用喷管流量测量来确定冲压阻力需要考虑次级流动。

对分开排气式涡扇发动机涵道模型取控制体,如图 2 所示。

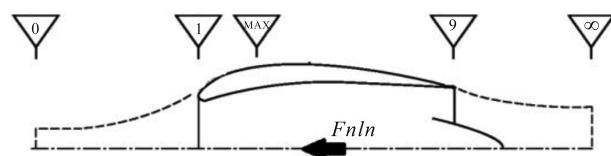


图 2 短舱涵道模型示意图

使用图 2 所示的控制体计算动力装置的有效推力,其中 0-0 截面为未受扰动截面,选取该涵道无穷远排气截面为控制体的边界,短舱最大直径处记为 MAX 截面,该截面作为短舱前体与后体的分界点。对控制体应用积分形式动量方程可得出涵道安装净推力为:

$$F_{\text{eff}} = -W_a c_0 - \int_0^1 (p_s - p_{s0}) dA - \int_1^{\text{MAX}} (p_s - p_{s0}) dA - \int_{\text{MAX}}^9 (p_s - p_{s0}) dA + W_a c_9 + (p_{s9} - p_{s0}) A_9 - X_f \quad (1)$$

式中: W_a 为质量流量; c 为流速; p 为截面压力; A 为截面面积; X_f 为摩擦阻力。

表 1 中列出了动力装置有效推力项目,将短舱外罩压差阻力分解为进气道前缘吸力以及短舱后体阻力具有实际意义,亚声速飞机的进气道具有钝而圆滑的前缘,外流绕过前缘加速减压,产生前缘吸力,前缘吸力与附加阻力基本抵消,因此通常情况下,进气道溢流阻力可以忽略^[7]。

表 1 动力装置净推力项目

| 名 称 | 计 算 公 式 | 备 注 |
|---------|------------------------------------|---------|
| 冲压阻力 | $W_a c_0$ | / |
| 进气道附加阻力 | $\int_0^1 (p - p_0) dA$ | 进气道溢流阻力 |
| 进气道前缘吸力 | $\int_{\text{MAX}}^9 (p - p_0) dA$ | 进气道溢流阻力 |
| 短舱后体阻力 | $\int_{\text{MAX}}^9 (p - p_0) dA$ | / |
| 排气阻力 | $W_a c_9$ | |

为简化分析,本文将进气道溢流阻力、短舱后体阻力及短舱摩擦阻力计入飞机阻力(极曲线),定义动力装置总推力为:

$$F_g = W_9 c_9 + (p_9 - p_0) A_9 \quad (2)$$

定义进气道捕获流管内作用于发动机部件的所有力的合力为发动机安装净推力。即安装净推力为:

$$FnIn = F_g - F_{\text{scrubing drag}} - W_9 c_9 \quad (3)$$

总推力 F_g 定义在喷管出口截面(9 截面)上, 实际 IFTD 飞行中所采取的方法是在内外涵道喷管进口测量气体总温、总压等发动机性能参数。定义理想可调收敛-扩散喷管: 气体在喷管中等熵流动, 喷管出口扩散段面积可调, 喷管出口完全膨胀, 即 $p_9 = p_0$, 动力装置总推力为 $F_{g,\text{ideal}} = W_{9,\text{ideal}} c_{9,\text{ideal}}$ 。

$$F_{g,\text{ideal}} = W_{9,\text{ideal}} c_{9,\text{ideal}} = W_{9,\text{ideal}} \times \sqrt{2RT_t} \frac{\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_{s0}}{p_t} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad (4)$$

式中: R 为气体常数; T_t 为总温; P_t 为总压; γ 为绝热指数。

理想喷管处于亚临界状态时, 质量流量为:

$$W_{\text{ideal}} = \frac{AP_1}{\sqrt{RT_1}} \left(\frac{p_{s0}}{p_t} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_{s0}}{p_t} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (5)$$

理想喷管处于堵塞状态时, 质量流量为:

$$W_{\text{ideal}} = \frac{AP_t}{\sqrt{T_t}} \times \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \times \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (6)$$

将推力和流量整理成无因次量分别为:

$$\left(\frac{F_g}{W \sqrt{RT_t}} \right)_{\text{ideal}} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_{s0}}{p_t} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (7)$$

$$\left(\frac{W \sqrt{RT_t}}{AP_t} \right)_{\text{ideal}} = \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (8)$$

$$\left(\frac{W \sqrt{RT_t}}{AP_t} \right)_{\text{ideal}} = \left(\frac{p_{s0}}{p_t} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_{s0}}{p_t} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (9)$$

通过推力系数 C_F 和流量系数 C_V 将实际喷管的性能与理想喷管的性能相关联, 喷管系数定义如下^[8], 其中 W_{act} 为实际质量流量, W_{ideal} 为理论质量流量:

$$C_F = W_{\text{act}} / W_{\text{ideal}} \quad (10)$$

$$C_V = \left[\frac{F_g}{W} \right]_{\text{act}} / \left[\frac{F_g}{W} \right]_{\text{ideal}} \quad (11)$$

用于动力装置实际总推力计算的一组公式为:

$$W_{\text{ideal}} = \frac{Ap_t}{\sqrt{RT_t}} \times \left(\frac{W \sqrt{RT_t}}{Ap_t} \right)_{\text{ideal}} \quad (12)$$

$$W_{\text{act}} = C_F \times W_{\text{ideal}} \quad (13)$$

$$\left(\frac{F_g}{W \sqrt{RT_t}} \right)_{\text{ideal}} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_{s0}}{p_t} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (14)$$

$$F_{g,\text{act}} = C_V \times W_{\text{act}} \times \sqrt{RT_t} \times \left(\frac{F_g}{W \sqrt{RT_t}} \right)_{\text{ideal}} \quad (15)$$

$$c_0 = M \times \sqrt{\gamma RT_\alpha} \quad (16)$$

$$FnIn = F_{g,\text{act}} - W_{\text{act}} c_0 - F_{\text{scrubing drag}} \quad (17)$$

图 3 所示为分开排气的动力装置, 在推力计算中, 将式(12)至式(17)分别运用于内外涵道, 分别得到内外涵流量及总推力。记外涵喷管出口为 19 截面, 内涵喷管出口为 9 截面, 则分开排气动力装置总流量和总推力为:

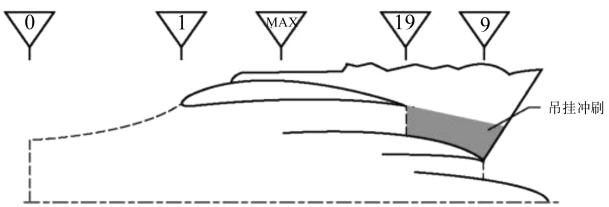


图 3 分开排气动力装置

$$W_{a,\text{act}} = W_{9,\text{act}} + W_{19,\text{act}} \quad (18)$$

$$F_g = F_{g,19} + F_{g,9} \quad (19)$$

动力装置捕获流管内阻力为内外涵气流冲刷罩体、吊挂等表面产生的阻力, 记为 $F_{\text{scrubing drag}}$ 。动力装置安装净推力为:

$$FnIn = F_g - F_{\text{scrubing drag}} \quad (20)$$

2 某型动力装置飞行中推力确定

本节计算了某新型大涵道比分开排气涡扇发动机飞行中推力。为确定该动力装置飞行中推力, 在该动力装置内、外涵喷管进口截面分别加装测压耙, 测量内、外涵道喷管进口总压, 在飞机上加装拖锥系统测量大气静压 p_{s0} 。

该型号动力装置内外涵道均使用收敛喷管, 内外涵道喷管特性曲线如图 4 和图 5 所示。

动力装置推力计算中喷管推力系数 C_F 和流量系数 C_V 通过喷管缩比模型试验获取, 模型如图 6 所示。

对于大涵道比涡扇发动机, 大部分推力由外涵道产生, 因此 p_{t13} 对发动机推力具有重大影响^[8-9]。开展 IFTD 飞行试验前, 使用 IFTD 试验发动机开展地面台架试验, 获得风扇压力修正系数(fan pressure coefficient, 简称 FPC)^[10]。在台架试验中直接测量

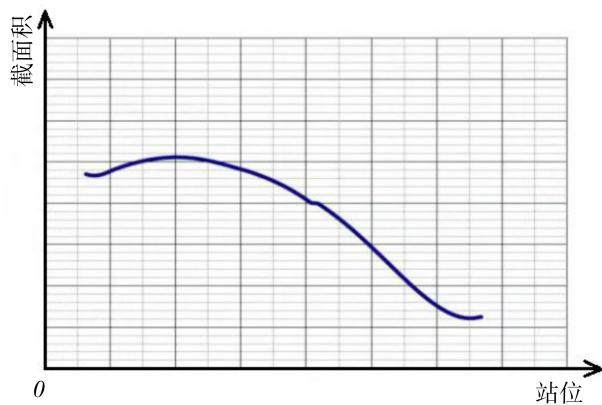


图 4 某型动力装置外涵喷管面积分布

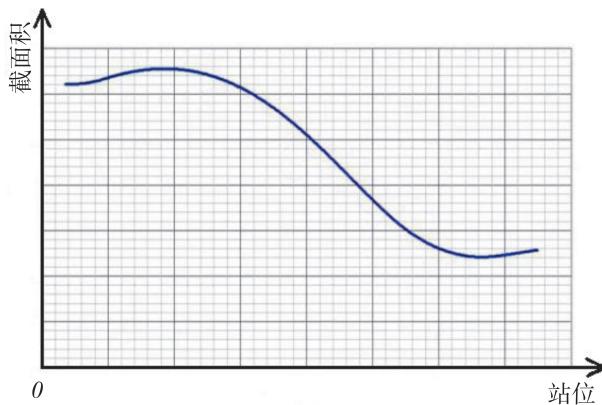


图 5 某型动力装置内涵喷管面积分布

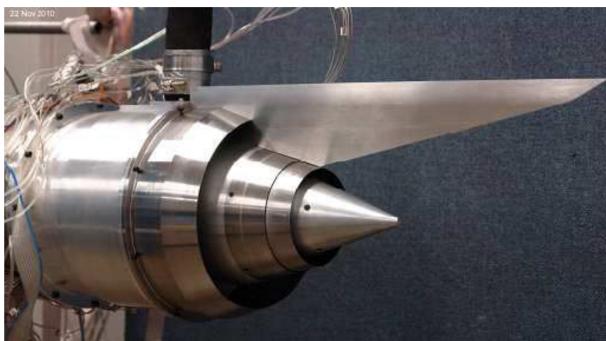


图 6 某型动力装置喷管特性确定模型

动力装置推力 $F_{nIn_{meas}}$ 及进气流量 $W_{a_{meas}}$ ，同时采集发动机性能数据，利用 IFTD 方法进行推力和流量计算。将动力装置台架试车测量得到推力、空气质量流量和 IFTD 推力计算得出 $F_{nIn_{calc}}$ 、 $W_{a_{calc}}$ 之间的偏差归结于 13 截面(风扇出口截面)的总压，选取不同的 FPC 调整 p_{t13} ，计算推力 $F_{nIn_{calc}}$ 、 $W_{a_{calc}}$ ，找出每一个风扇增压比(fan pressure ratio, 简称 FPR)下使剩余误差(residual error, 简称 RERR)最小的

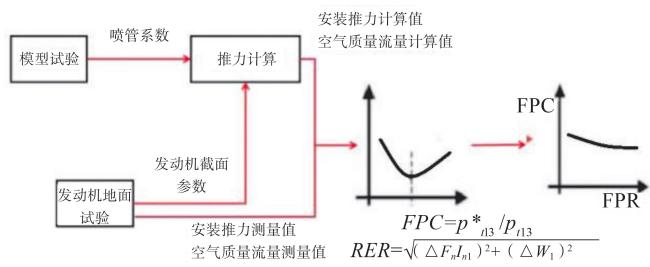


图 7 FPC-FPR 曲线

FPC，得出 FPC 修正曲线。该过程如图 7 所示。

飞行中推力确定试飞中，设定试验动力装置到特定的换算转速(N1K)(corrected fan speed)，通过调节非试验发动机推力和飞机构型保持在指定试验高度、马赫数稳定直线平飞，待试验发动机状态稳定后，采集试验发动机性能数据。在飞行试验中，该型动力装置内外涵流动情况如图 8 所示。外涵道喷管达到堵塞状态，管外流动具有明显的马赫盘结构，内涵道处于不堵塞状态。因此内外涵道流量需采用不同的流量函数进行计算。

图 9 为适用于外涵道的推力计算过程，内涵道推力计算与外涵道推力计算相似。

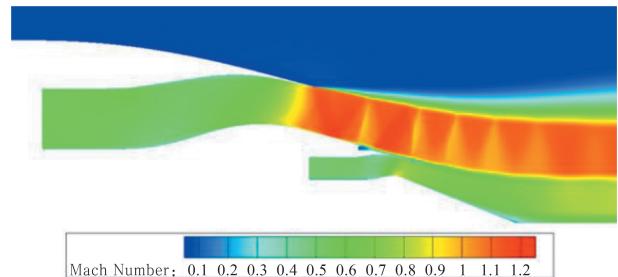


图 8 某型动力装置内外涵流动马赫数图

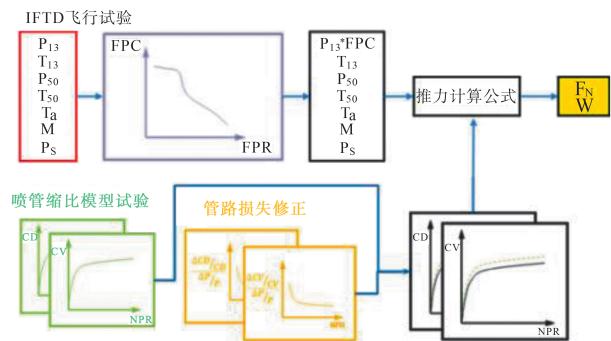


图 9 IFTD 推力计算流程

本文选取 IFTD 飞行试验中具有代表性的 4 个飞行试验点计算飞行中推力。试验点飞行高度为

35 000 ft, 飞行速度为 0.785 Ma, 试验发动机换算转速分别 89%、92%、95%、98%, 试验点时间历程曲线如图 10 所示。

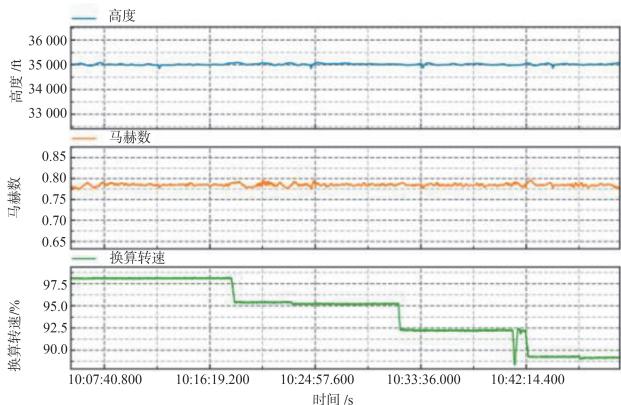


图 10 35 000 ft-0.785 Ma 飞行试验点

利用动力装置性能数据,推力计算推力结果如图 11 所示。推力计算过程中外涵道计入壁面摩擦、粗糙度、结构件阶差、降噪声衬、预冷器等结构造成的流动损失,内涵道计入壁面粗糙度以及降噪声衬造成的流动损失。

由图 11 可知,相对动力装置性能模型计算结果,本文推力计算值偏差不超过 2.3%,计算结果能够满足工程要求。

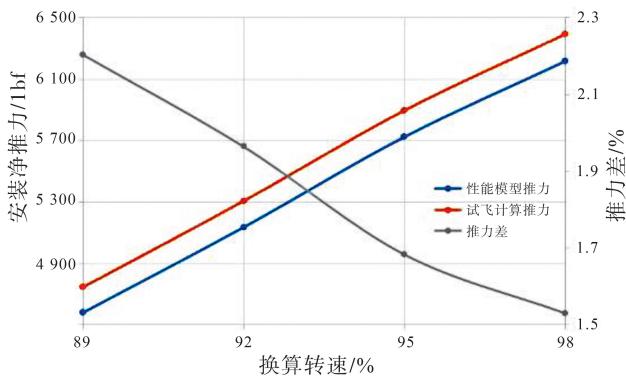


图 11 某新型大涵道涡扇动力装置飞行中推力计算

3 结论

本文对民用飞机动力装置飞行中推力确定进行了研究,提出了动力装置飞行中推力的计算方法。在给出推力公式的基础上,利用某新型动力装置性能数据开展了飞行中推力计算,推力计算结果

与发动机性能模型的一致性较好,计算结果可以满足工程需求。

参考文献:

- [1] HUGHES D L. Comparison of three thrust calculation methods using in-flight thrust data: NASA-TM-81360 19810021573[R]. U. S. :NASA, 1981.
- [2] NASA. KC-135 Stratotanker [EB/OL]. (2009-09-28) [2023-09-11] <https://www.nasa.gov/image-article/kc-135-stratotanker-5/>.
- [3] 中国民用航空局.运输类飞机适航标准:CCAR-25-R4 [S]. 北京:中国民用航空局,2011.
- [4] Federal Aviation Administration. Flight test guide for certification of transport category airplanes: AC 25-7D [S]. U. S. :FAA, 2018.
- [5] Society of automotive engineers. Aerospace information report 1703A—In-flight thrust determination: AIR 1703A[S]. [S. l.] :SAE, 2006.
- [6] Society of automotive engineers. Aerospace information report 1678B—Uncertainty of in-flight thrust determination: AIR1678B[S]. [S. l.] :SAE, 2011.
- [7] 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.
- [8] 朱之丽.航空燃气涡轮发动机工作原理及性能[M].上海:上海交通大学出版社,2014.
- [9] MATTINGLY J D. Elements of propulsion: gas turbines and rockets[M]. U. S. :American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 2006.
- [10] DEL MONACO MONTEIRO P ,MACHIAVERNI R M, BRINGHENTI C, et al. In-flight thrust determination for high-bypass-ratio turbofan using residual error methodology[J]. Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, 2018, 40.

作者简介

王 涛 男,硕士,试飞工程师,正高级工程师。主要研究方向:民用飞机飞行试验与验证。E-mail:wangtao1@ comac. cc

刘 瑾 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:民用飞机动力装置飞行试验与验证。E-mail:liuyi1@ comac. cc

米 蓝 男,博士,试飞工程师,正高级工程师。主要研究方向:民用飞机飞行试验与验证。E-mail: miyi@ comac. cc

滕金芳 女,硕士,博士生导师。主要研究方向:叶轮机械气动热力学,高负荷压气机流动控制,航空发动机优化设计,流固耦合计算仿真,航空发动机 AI 应用。E-mail: tjf@ sjtu.edu. cn

Research on in-flight thrust determination of commercial aircraft

WANG Tao^{1,3 *} LIU Yi² MI Yi² TENG Jinfang¹

(1. Shanghai Jiao Tong University, Shanghai, 200240, China;
2. Commercial Aircraft Corporation of China Ltd Flight Test Center, Shanghai 200232, China;
3. Commercial Aircraft Corporation of China Ltd, Shanghai 200126, China)

Abstract: The net thrust of engine is of great significance for aircraft performance calculation, engine power management and engine performance evaluation etc. Due to the impossibility to measure in-flight thrust of propulsion system directly, sensors must be installed into the engine interior flow paths to collect performance data, then the in-flight thrust can be calculated. The method of determining in flight thrust of civil aircraft powerplant is studied, and a formula for the net thrust of installed engine is provided. The process of thrust calculation was introduced, and the installed net thrust of a new high bypass ratio turbofan engine is calculated by using the data of engine performance flight test, and the comparison and analysis are made with the reference value. This study can provide reference for commercial aircraft design.

Keywords: commercial aircraft; in-flight thrust determination (IFTD); flight test; installed thrust

* Corresponding author. E-mail: wangtao1@comac.cc