

文章编号:1000-8055(2012)08-1773-05

基于地面试车数据的高涵道比涡扇发动机 飞行性能预估方法

屠秋野¹, 施 洋¹, 邱 超², 黄求原², 唐鸿宇²(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;
2. 中国航空工业集团公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 200240)

摘 要: 为了预估高涵道比涡扇发动机飞行性能, 使用 GasTurb 11 软件的试车数据分析功能计算出了某高涵道比涡扇发动机地面试车点与设计点各部件效率和流路损失的偏差, 通过非设计点敏感性分析确定设计点与地面试车点的效率与损失偏差的相关性, 最后预估得到高涵道比涡扇发动机的飞行性能。对某高涵道比涡扇发动机飞行性能预估研究表明: 该方法切实可行, 其中地面试车数据分析、地面和设计点偏差关系图、以及非设计敏感性分析是预估高涵道比涡扇发动机飞行性能的 3 个关键环节。

关 键 词: 高涵道比涡扇发动机; 飞行性能预估; 试车数据分析; 非设计点敏感性分析; 设计点性能
中图分类号: V231 **文献标志码:** A

Method of flight performance prediction of high bypass ratio turbofan engine based on ground test data

TU Qiu-ye¹, SHI Yang¹, QIU Chao², HUANG Qiu-yuan², TANG Hong-yu²(1. School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. Commercial Aircraft Engine Corporation Ltd,
Aviation Industry Corporation of China, Shanghai 200240, China)

Abstract: In order to predict the flight performance of a high bypass ratio turbofan engine. Errors of component efficiencies and pressure losses of a high bypass ratio turbofan engine at ground test point and design point were estimated by using GasTurb 11 software. And then the relationships of the errors between design point and ground test point were determined through the non-design point sensitivity analysis method. In terms of the above relationships determined, the flight performance of the high bypass ratio turbofan engine can be predicted at last. Prediction of the flight performance of a high bypass ratio engine shows that the method is feasible, analysis of ground test data, relationships of delta value of ground point and design point and the non-design point sensitivity analysis are three key links in predicting the flight performance of high bypass ratio turbofan engines.

Key words: high bypass ratio turbofan engine; flight performance prediction;
ground test data analysis; non-design point sensitivity analysis;
design point performance

收稿日期:2011-09-08网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120830.1200.201208.1773_014.html

作者简介:屠秋野(1971—),男,辽宁沈阳人,副教授,博士,研究方向:航空宇航推进理论与工程。

高涵道比涡扇发动机研发中,整机地面性能验证和飞行验证都是必不可少的环节^[1]。由于地面高空台的规模和空气流量的限制,地面高空台性能验证往往只在核心机上进行,而无法在整机上开展。

在发动机研发的技术成熟度定义中,整机地面性能验证达标对应于六级技术成熟度,飞行验证达标则对应于七级技术成熟度^[2-5]。因此无论是对于验证机研制抑或产品发动机研发,从地面性能验证到飞行性能验证都需要一个相对较长的准备过程。实际上,对于高涵道比涡扇发动机而言,飞行台性能试验可以获得的也仅仅是发动机的安装性能,非安装性能仍然无法通过实际测量获得。因此,需要设计人员根据整机地面性能验证的数据对发动机飞行性能数据作出合理的预估。

本文描述了一种高涵道比涡扇发动机飞行性能的评估方法,该方法基于发动机地面性能试车数据,使用 GasTurb 11 软件的试车数据分析功能计算各部件效率和流路损失与标准发动机的偏差,再通过非设计点敏感性分析确定设计点与地面试车点的效率与损失偏差的相关性,从而预估高涵道比涡扇发动机的飞行性能。

1 误差的产生原因

高涵道比涡扇发动机的设计点通常在 11 km, $Ma=0.8$ 的最大爬升或巡航状态,地面性能验证点位于发动机的非设计状态。对于标准发动机,可以通过数学模型计算得到上述不同工况的发动机性能。整机地面试车数据与标准发动机地面性能之间必然存在着误差,在经过相似变换处理后,环境的影响因素如温度、压力和湿度等可以完全消除,此时造成的误差可以归结为以下两个方面因素的影响:

1) 部件效率和流路损失偏差:部件设计过程中,假设的进出口边界条件总是与真实发动机进出口边界条件不一致;实际发动机运转过程中,转静子总是存在着一定的轴向和径向的变形,从而影响转子的叶尖间隙;制造公差;这是造成部件效率和流路损失偏差的原因。

2) 引气偏差和泄漏:设计边界条件与真实边界条件的不一致;在非设计状态,由于高压转子转速变化带来的涡轮转子抽吸能力的差异,极限的情况如起动状态;不同转速下核心机机匣内外压差不同造成的泄漏;制造公差;这是造成引气偏差和泄漏的原因。

2 地面试车数据的误差分析及处理

准确地定位和量化地面试车数据的误差来源是合理预估飞行性能的基础。

部件效率和流路损失偏差的分析属于典型的气路故障诊断问题。这一问题在国内外开展过广泛而深入地研究^[6-14],本文在此不做赘述。

如果同样采用气路故障诊断的方法分析引气和泄漏,就会导致与部件效率和流路损失偏差的耦合,从而造成分析结果的失真。因此,要准确地分析地面试车数据的误差,必须首先获得实际引气量和泄漏。

高涵道比涡扇发动机的引气主要来自核心机,实际引气量可以通过部件试验获取。假定核心机试验实测进口流量(即高压压气机进口流量) W_{a25} , 中间级引气量 $W_{a25, bleed}$, 末级引气量 $W_{a3, bleed}$, 则实测高压压气机百分比引气量如下:

$$\delta_{total, bleed} = \delta_{25, bleed} + \delta_{3, bleed} = \frac{(W_{a25, bleed} + W_{a3, bleed})}{W_{a25}} \quad (1)$$

式(1)中 $\delta_{25, bleed}$ 为高压压气机中间级百分比引气量, $\delta_{3, bleed}$ 为高压压气机末级百分比引气量, $\delta_{total, bleed}$ 为整个压气机的百分比引气量。在慢车以上的工况,高压压气机和高压涡轮各截面百分比引气量保持不变。这是本文研究工作的第 1 个假设条件。

漏气是由装配间隙造成的,主要存在于高压压气机。漏气通常有 3 个流向:一是通过高压压气机机匣漏向外涵;二是经高压轴、低压轴向后漏向尾锥;三是经高压轴向前漏向增压级,又被重新吸入高压压气机。实际漏气量可以通过核心机低温试验获取,漏气的确定可以采用以下方法。

根据确定的高压压气机百分比引气量,可以计算得到涡轮一导喉部流量表达如下:

$$W'_{g4} = W_{a25} (1 - \delta_{total, bleed}) + W_f \quad (2)$$

式(2)中 W_{a25} 表示实测的高压压气机进口流量, W_f 表示实测的主燃烧室燃油流量。

根据实测高压涡轮几何流路计算得到高压涡轮一导喉部流量表达如下:

$$W_{g4} = \frac{K p_3 \sigma_b \sigma_4 A_4 q(M_4)}{\sqrt{T_4}} \quad (3)$$

式(3)中 p_3 表示实测高压压气机出口总压, σ_b 表示实测燃烧室冷态总压恢复, σ_4 表示实测高压涡轮一导进口至喉部的冷态总压恢复, A_4 表示实测高压涡轮一导喉部面积, T_4 表示高压涡轮进口总温,可以通过实测的高压涡轮出口总温和高压压

气机功计算得到。假定地面试验条件下,高压涡轮进口导向器喉部临界,这是本文研究工作的第2个假设条件。由此可以确定高压涡轮进口导向器喉部密流函数 $q(M_4) = 1.0$ 。

以上两种不同方法计算得到的高压涡轮导向器喉部流量存在的差异,即为此工况下核心机的泄漏。定义核心机百分比漏气量 δ_{leakage} 如下:

$$\delta_{\text{leakage}} = \frac{W_{\text{leakage}}}{W_{a25}} = \frac{W'_{g4} - W_{g4}}{W_{a25}} \quad (4)$$

在慢车以上的工况,核心机百分比漏气量保持不变。这是本文研究工作的第3个假设条件。

根据地面试车数据结果,使用 GasTurb 11 软件中的试车数据分析功能,输入地面试验实测的发动机各截面参数,高压压气机各截面百分比引气量,以及核心机百分比漏气量,即可计算分析部件效率和流路损失的偏差。

3 设计点偏差与地面偏差的相关性分析

建立正确的设计点偏差与地面偏差之间的变化关系是合理预估飞行性能的关键。这些关系可以通过标准发动机在地面试车点的非设计敏感性分析计算获得。

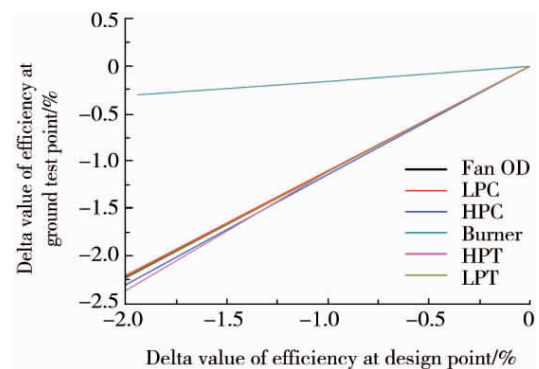
非设计点敏感性分析是指发动机全部设计参数和流路几何确定后,设计点部件效率、流路损失和部件引气量的微小变化,通常是 $\pm 1\%$ (相对值) 或 ± 0.01 (绝对值),带来的发动机热力循环参数和工作点的重新匹配。获得准确的非设计敏感性分析结果的前提条件是:必须通过地面台架试验得到可靠的部件特性。

在慢车以上的工况,地面台架试验得到的部件特性与实际工况的部件特性保持一致,这是本文研究工作的第4个假设条件。

图1和图2为针对某型大涵道比涡扇发动机设计方案,使用与该型发动机部件性能相似的部件特性^[15],选取各部件效率和流路损失的偏差量为 $\pm 2\%$,使用 GasTurb 11 软件的非设计点敏感性分析功能,计算地面试车点的上述参数的偏差量,得到的上述参数的设计点偏差与地面试车点偏差之间的关系。

图1描述的是部件效率在设计点与地面性能试车点之间的偏差关系。可以看出:当设计点部件效率发生变化后,部件在非设计点的工作点重新进行匹配,因此地面试车点的部件效率偏差量要大于设计点的偏差量,这种影响在高压压气机效

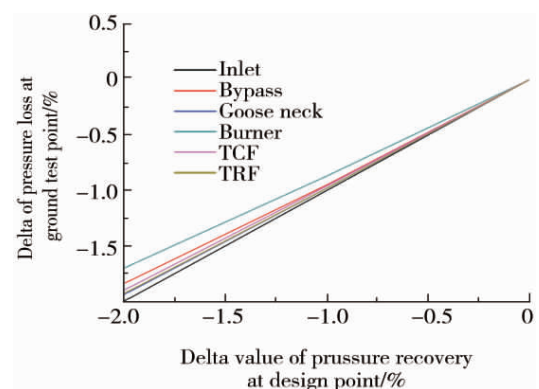
率和高压涡轮效率的变化上表现得尤为突出。图1中燃烧效率的变化比较特殊,因为影响燃烧效率的主要因素之一是燃烧室进口总压,在地面试车点燃燃烧室进口总压远高于设计点,所以燃烧效率损失相对较小。图2描述的是流路损失在设计点与地面性能试车点之间的偏差关系。可以看出:设计点与地面试车点流路损失偏差变化相近。原因是当流路几何确定之后,流路损失变化主要取决于各段流路的进口马赫数,在共同工作线上,如果地面试车点距设计点较近,则各段流路的进口马赫数变化很小,相应地流路损失的变化也很小。



Fan OD 风扇外涵; LPC 增压级; HPC 高压压气机; Burner 燃烧室; HPT 高压涡轮; LPT 低压涡轮

图1 设计点与地面试车点部件效率偏差关系示意图

Fig. 1 Relationships of delta values of efficiency at design point and ground test point



Inlet 进气道; Bypass 外涵道; Goose neck 增压级出口过渡段; TCF(turbine control frame) 涡轮级间支板; TRF(turbine rare frame) 涡轮后支板

图2 设计点与地面试车点流路损失偏差关系示意图

Fig. 2 Relationships of delta values of pressure loss at design point and ground test point

根据第 3 节介绍的数据处理方法计算得到的地面各部件效率、流路损失的偏差,代入上述各偏差关系图,即可计算得到各部件效率、流路损失在设计点的偏差值和实际值。

4 基于地面试车数据的飞行性能预估方法

在得到设计点偏差后,即可对飞行状态的各部件误差和飞行性能进行预估,采用的方法仍然是非设计点敏感性分析。预估的飞行状态性能可以是安装性能,也可以是非安装性能。两者的差异在于:在相同飞行条件下,由于摩擦损失,以及飞行器的引气和功率提取的影响,安装工作点和非安装工作点是不一致的。

图 3 给出了整个飞行性能预估方法的流程图。图中矩阵的行分别表示标准发动机,各部件效率和流路损失的偏差,以及实际发动机;矩阵的列

分别表示地面试车点、设计点和空中性能点。矩阵中的各元素,包括最终需要预估的飞行性能,可以按照图中箭头所示的流程走向逐一确定。显然,确定标准发动机与实际发动机在设计点的部件效率、流路损失、百分比引气量和百分比漏气量的偏差是问题的核心。地面试车分析、地面和设计点偏差关系图、以及非设计敏感性分析这 3 种方法,是预估高涵道比涡扇发动机飞行性能的 3 个关键环节。另外,图中给出的 3 个假设条件也是发动机性能分析和计算中常用的假设。即:①假定慢车以上工况,高压压气机百分比引气量、百分比漏气量保持不变;②假定地面台架试验得到的各部件特性与整机实际工况的部件特性一致;③假定地面试验点高压涡轮进口导向器喉部临界。本文提出的基于高涵道比涡扇发动机地面性能试验数据预估飞行性能的方法就是基于这样 1 个核心、3 个关键环节和 3 个假设条件建立起来的。

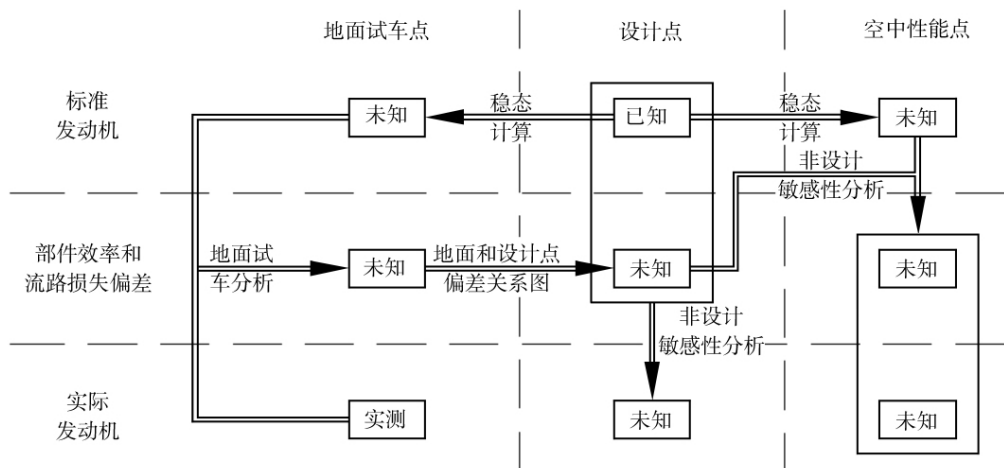


图 3 飞行性能预估方法流程图

Fig. 3 Flowchart of flight performance prediction method

5 结 论

本文描述了一种高涵道比涡扇发动机飞行性能的评估方法:

1) 基于发动机地面性能试车数据,使用 Gas Turb 11 软件的试车数据分析功能计算各部件效率和流路损失与标准发动机的偏差。

2) 通过非设计点敏感性分析确定设计点与地面试车点的效率与损失偏差的相关性,从而预估高涵道比涡扇发动机的飞行性能。目前国内不具备大涵道比涡扇发动机地面高空台试车条件,所以无试验数据。本文所介绍的方法还有待验证。

本文建立的评估方法中,确定标准发动机与实际发动机在设计点的部件效率、流路损失、百分比引气量和百分比漏气量的偏差是问题的核心。地面试车分析、地面和设计点偏差关系图、以及非设计敏感性分析这 3 种方法,是预估高涵道比涡扇发动机飞行性能的 3 个关键环节。

参考文献:

- [1] Walsh P P, Fletcher P. Gas turbine performance[M]. Oxford: Blackwell Science Ltd., 1998.
- [2] Mattingly J D, Heiser W H, Pratt D T. Aircraft engine design[M]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.

- [3] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
- [4] 张宝诚,刘孝安. 航空发动机可靠性和经济性[M]. 北京:国防工业出版社,1998.
- [5] 《高效节能发动机文集》编委会. 高效节能发动机文集[M]. 北京:航空工业出版社,1991.
- [6] 郝英,孙健国,白杰. 航空燃气涡轮发动机气路故障诊断现状与展望[J]. 航空动力学报,2003,18(6):753-760.
HAO Ying, SUN Jianguo, BAI Jie. State-of-the-art and prospect of aircraft engine fault diagnosis using gas path parameters[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 753-760. (in Chinese)
- [7] 徐波,唐海龙,李行善. 基于 DTW 的涡扇发动机气路故障定量诊断方法[J]. 北京航空航天大学学报,2004,30(6):524-528.
XU Bo, TANG Hailong, LI Xingshan. DTW based quantitative fault diagnosis of gas path component in turbofan[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(6): 524-528. (in Chinese)
- [8] 陈恬,孙健国. 粗糙集与神经网络在航空发动机气路故障诊断中的应用[J]. 航空动力学报,2006,21(1):207-212.
CHEN Tian, SUN Jianguo. Aeroengine gas path fault diagnosis using rough sets and neural networks[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 207-212. (in Chinese)
- [9] 张鹏,黄金泉. 航空发动机气路故障诊断的平方根 UKF 方法研究[J]. 航空动力学报,2008,23(1):169-173.
ZHANG Peng, HUANG Jinquan. SRUKF research on aero-engines for gas path component fault diagnostics[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(1): 169-173. (in Chinese)
- [10] 陈恬,孙建国,郝英. 基于神经网络和证据融合理论的航空发动机气路故障诊断[J]. 航空学报,2006,27(6):1014-1017.
CHEN Tian, SUN Jianguo, HAO Ying. Neural network and Dempster-Shafer theory based fault diagnosis for aero-engine gas path[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6): 1014-1017. (in Chinese)
- [11] 陈恬,孙健国,杨蔚华,等. 自组织神经网络航空发动机气路故障诊断[J]. 航空学报,2003,24(1):46-48.
CHEN Tian, SUN Jianguo, YANG Weihua, et al. Self-organizing neural network based fault diagnosis for aero-engines gas path[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(1): 46-48. (in Chinese)
- [12] Urban Louis A. Gas path analysis applied to turbine engine condition monitoring[J]. Journal of Aircraft, 1973, 10(6): 400-406.
- [13] Ogaji S O T, Singh R. Study of the optimization of measurement sets for gas path fault diagnosis in gas turbine[R]. ASME Paper GT2002-30050, 2002.
- [14] Romessis C. Bayesian network approach for gas path fault diagnosis[J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 2006, 128(1): 64-73.
- [15] Cornell W G. Experimental quite engine program summary report[R]. NASA CR-2519, 1975.