

文章编号:1000-8055(2012)08-1778-07

涡扇发动机空气流量测量飞行试验

赵海刚, 申世才, 张晓飞, 马燕荣, 王小峰

(中国航空工业集团公司 中国飞行试验研究院, 西安 710089)

摘 要: 以某型涡扇发动机科研试飞为平台, 设计搭建了发动机空气流量测量试验系统, 进行了各种飞行工况及涡扇发动机工作状态下的空气流量测量试验研究. 通过对试验数据的分析和研究, 评估了各计算参数对涡扇发动机空气流量测量结果的影响规律, 验证了一种简化流量测量方法的可行性和结果的准确性. 获得了空气流量测量、计算方面的若干重要结论, 为后续型号流量测量和计算提供了工程参考依据. 应用试验数据对三维数值计算模型进行修正, 并计算了相应工况下的空气流量, 计算数据和试验数据进行比较, 发现吻合良好, 误差较小.

关 键 词: 涡扇发动机; 飞行试验; 附面层位移厚度; 三维数值计算; 发动机空气流量

中图分类号: V217.31

文献标志码: A

Flight test of mass flow measurement of turbofan engine

ZHAO Hai-gang, SHEN Shi-cai, ZHANG Xiao-fei,

MA Yan-rong, WANG Xiao-feng

(Chinese Flight Test Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: Based on the flight test of the turbo-fan engine, the system of mass flow measurement of the engine was designed and built, and mass flow of the turbo-fan engine was measured in the flight test under some different flight conditions and engine conditions. The test data was selected, calculated and analyzed, and then, the effect of every factor on mass flow of the engine was evaluated. The technique feasibility and result accuracy was validated and some usable conclusions of the mass flow measurement and analysis for the engine mass flow measurement designed were obtained. All of these provided foundation for the mass flow measurement and analysis of the subsequent models. Numerical simulation model for the engine mass flow was established and modified using flight test data. By comparing some results of numerical simulation with flight test data, it is found that the numerical results are in agreement with flight test data and the error is acceptable.

Key words: turbofan engine; flight test;

momentum thickness of boundary-layer;

three-dimensional numerical simulation; engine mass flow

新一代战斗机大马赫数、高机动飞行对进气道/发动机相容性设计提出了严峻的挑战^[1-3]. 其中进气道与发动机流量的匹配问题至关重要, 如

果流量匹配不好, 会造成发动机性能的降低, 甚至导致发动机空中喘振、停车等不安全事故的发生^[4-9]. 涡扇发动机空气流量测量是评价进气道/

收稿日期: 2011-09-11

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120830.1200.201208.1778_015.html

作者简介: 赵海刚(1979—), 陕西宝鸡人, 男, 工程师, 硕士, 主要从事飞机进气道与发动机相容性试验及航空发动机内流场测试技术研究.

发动机流量匹配的关键参数,同时也是计算发动机推力等性能参数的前提条件^[10]。所以,涡扇发动机不管是新研还是使用飞行状态,空气流量测量和评估至为关键,也是发动机科研试飞乃至鉴定试飞重要科目之一^[11-15]。在国内,无论是地面台架状态还是装机飞行试验,以往的发动机空气流量测量都存在诸多问题,首先,由于空气流量测量重视程度不够,导致对测量方法和测量参数特性分析不透彻,进而缺乏对测量数据的必要、准确地修正,导致测量数据与发动机实际值偏差较大,特别是在发动机小状态时,往往根据测量结果无法计算出发动机流量。其次,在装机试飞中,由于安装空间、试飞安全等因素,对于空气流量测量受感部系统及测试系统难以进行精细化布置,测量计算结果误差较大,以至于无法准确的给出在飞行包线范围内发动机实际空气流量是否符合设计指标。所有这些测试结果的准确性与发动机性能计算和进气道/发动机流量匹配评估的要求相差甚远。针对发动机测量试验方面存在的问题,本次试验详细设计并搭建了涡扇发动机空气流量采集和测试系统,进行了发动机不同海拔高度、进气温度、工作状态及不同控制规律下的飞行试验和地面试验,获得了第一手的涡扇发动机空气流量精细化试飞测量数据。通过对试验数据的分析和研究,并结合数值模拟计算,验证了被试发动机在某飞机使用包线范围内发动机实际空气流量与设计值之间的符合性;给出了发动机空气流量测量、计算方面的若干重要结论,并提出一个简化的空气流量测量方案和修正方法。为后续型号空气流量测量、计算提供了工程参考依据。

1 试验研究方案与测量系统设计

1.1 试验研究方案

试验研究方案如图1所示。根据试飞测量数据,从以下几个方面进行研究分析:①分析空气流量计算的重要参数 静压的两种测量方式结果的差异规律及修正;②附面层特性测量、计算以及对空气流量计算结果的修正;③基于试验数据下的空气流量 CFD(computational fluid dynamics)数值计算修正;④基于以上3方面的研究得出本次试验的计算结论,并提出简化的流量测量方案及修正方法,供后续型号参考应用。

1.2 测试系统设计

图2为测量系统布置设计图和安装图。整个

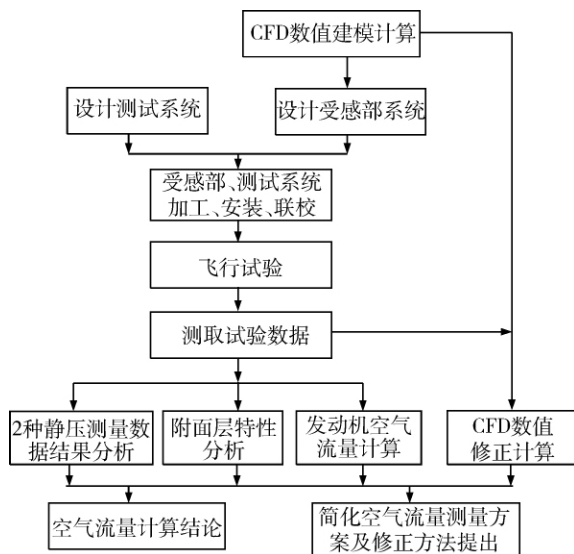


图1 流量测量研究方案

Fig. 1 Scheme of study on mass flow measurement

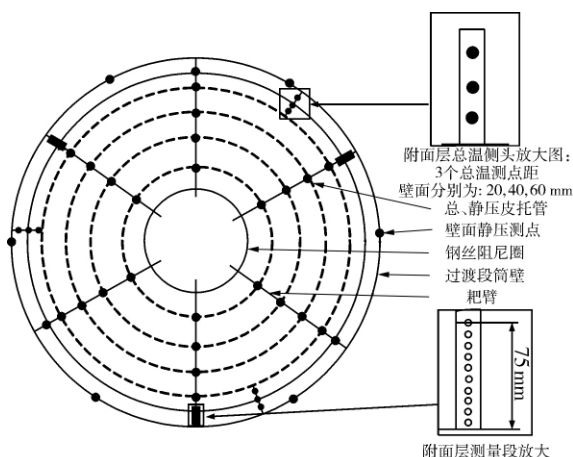


图2 测量系统布置设计图

Fig. 2 Schematic of system of mass flow measurement

测量系统安装在发动机进口同一截面,包含6支压力测量耙、3支总温测头(每支3个测点)和6个壁面静压测点组成。其中3支压力耙带10个附面层总压测点和4个等环面布置皮托管测头,3支带5个等环面布置皮托管测头,如图3所示。表1为附面层总压测点距壁面尺寸列表。在试验前,进行了管路气密性检查和整个测试系统加装飞机后进行了地面联校。

表1 附面层总压测点距壁面距离

Table 1 Distance between total-pressure position of boundary-layer and wall

序号	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
距离/mm	10	15	20	25	35	43	51	59	67	75



图 3 单支耙臂图

Fig. 3 Photos of the pressure rake

在以往空气流量测量试验中,对于测量系统的布置,往往单独、直接地采用绝压传感器测出总压、静压,然后进行相减来得到压差,这种测量计算方法获得的压差结果误差大,甚至在发动机小状态时,由于压差数据小而存在被绝压传感器的精度“吃掉”情况,从而无法计算出小状态下发动机空气流量.为了避免以上结果的重现,本次试验改装测试系统时,加装了一批高精度、小量程压差传感器,以每个皮托管总压、静压为输入,直接测量出两者的压差.同时,将总压引气管通过三通连接引入绝压传感器,以测出总压,再通过压差传感器测出的压差数据得到皮托管的静压值,从而得到总、静压、压差数值,用于空气流量的计算.这种测量方式极大的减小了测试系统带来的误差,提高了结果的准确性.设计方案如图 4 所示.

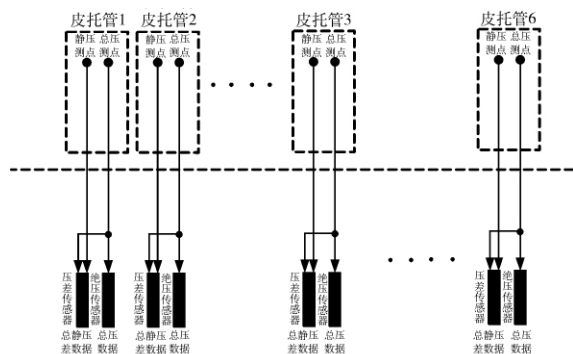


图 4 主流区总、静压测量方案图

Fig. 4 Scheme of the mass flow measurement system for inlet

附面层特性的测量,关键是要尽可能准确的测量出发动机进口截面附面层总压梯度数据.在以往附面层总压测量布置时,往往每个总压管单独连接一支大量程的绝压传感器而直接测出各个

测点的总压.同理,这种测量方式的弊端就是大量程的绝压传感器带来的大误差“吃掉”了各个压力测点之间小的压差数据,导致附面层特性测量误差大甚至失败.所以本次试验弃用了以往测量系统的布置方式,重新对附面层总压梯度测量方式进行了设计:在发动机吊舱中部设计一稳压测量盒,使其在飞行条件下内部压力尽可能接近大气静压,将稳压盒内的压力作为基准压力通过 30 路测量管路接入 30 个压差传感器的一路进口,将附面层 30 个总压测点的空气管路接入压差传感器的另一路压力入口.通过测量附面层总压与稳压盒内基准压力的差值来间接的测量出附面层内的总压梯度,从而极大的降低了测量误差,提高了附面层压力梯度测量的精确性.设计方案如图 5 所示.

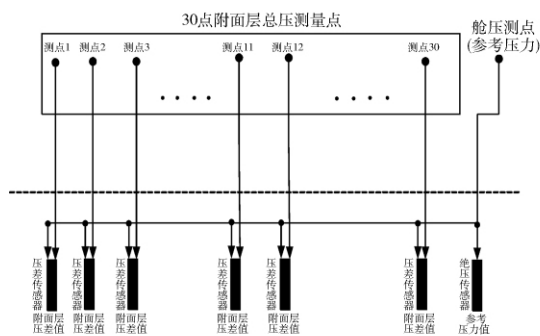


图 5 附面层总压测量方案图

Fig. 5 Schematic of the mass flow measurement system of boundary-layer

2 数值计算方法

图 6 是根据飞机进气道实际尺寸建立三维数值几何模型,为了符合压力远场所需的条件,在进气道进口处建立了一个半径为 40 m 的半球,另外鉴于进气道实际尺寸较短,将进气道出口向后延长 5 m 以确保计算边界出口气流平缓,加速收敛.

进口边界条件设为远场压力边界,其中静压、马赫数、温度均为飞行工况下飞机大气机记录参数.出口条件为压力出口,其中进气道出口压力、温度为当前飞行工况下,发动机进口实际测量数据.

3 试验结果计算与分析

3.1 壁面静压与皮托管静压测量结果分析

空气流量测量中静压数据对于计算结果的准确性比较关键.由于静压测量方式的不同,结果也有很大的差异.在试验中采用 2 种方式测量静压:

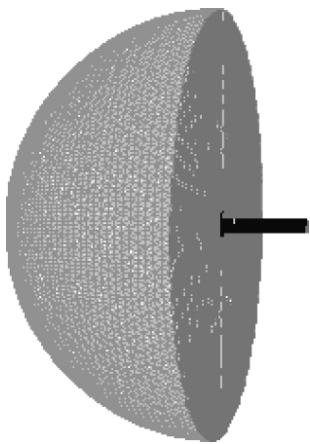


图6 三维数值计算模型

Fig. 6 Three-dimensional numerical simulation model

一是在发动机进口安装耙体,通过耙臂上的皮托管测量出整个流道截面上均布的静压;二是在进气道出口同一截面壁面周向安装6个静压测量孔来获得来流静压代替流道静压.壁面测量方式数据相对流动速度误差较大,而皮托管测量数据准确度高但测量设备准备周期较长、费时、费力,使用时有一定的风险.

为了在以后空气流量测量试验中简化测量系统,抛弃安装耙体来测量进气静压这一方式,同时又要获得精度较好的静压测量数据.本次试验布置了壁面测量静压和耙体测量静压2种方案.通过两种测量数据的分析,找出壁面静压和皮托管静压测量结果差异的规律,进而通过多项式拟合公式定量的给出采用壁面测量静压的修正方法.为以后简化测量方式、提高数据准确性提供数据支持.

为了消除压力高度对2种静压测量结果带来的影响,将压差值进行了无量纲处理,定义了压差相对值 $\Delta \bar{p}_s$,即

$$\Delta \bar{p}_s = |p_{sp} - p_{sb}| / p_{sp} \times 100\%$$

式中 p_{sp} 为皮托管测量值, p_{sb} 为壁面静压孔测量值.

将不同飞行高度(包括地面试验场高)下,同一发动机状态(分别整理了慢车状态和中间及以上状态)时的压差相对值,整理成如图7所示的曲线,来分析飞行高度对于两种测量方式结果带来的差异.从图7可以看出:压差相对值不随气压高度变化而变化.可知在非畸变状态下,发动机状态决定进气道出口的气流流动特性.从图中可以看出压差相对值随气压高度曲线虽平稳,但略有波动,分析原因可知:同一状态下由于发动机的

换算转速略有差异,进而影响到气流的流动状态,导致压差相对值波动.但不影响气压高度对压差相对值无影响这一结论.

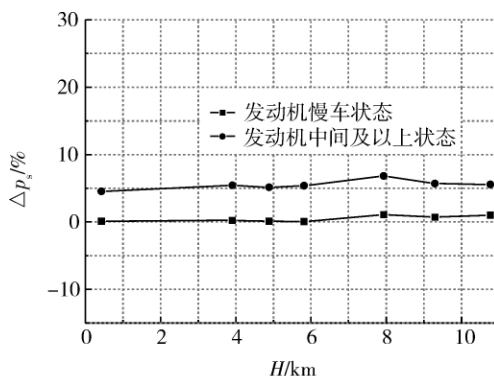


图7 气压高度与压差相对值关系曲线

Fig. 7 Static-pressure coefficient vs. altitude

将不同发动机状态下的压差相对值和风扇换算转速整理成如图8所示的曲线.从图中可以看出,随着发动机风扇换算转速的提高,压差相对值呈上升趋势,最高相对压差在6.8%.即随着发动机状态的提高(风扇转速增大),发动机所需要的空气流量增大、进气道内部的气流速度增大,使得皮托管静压孔和进气道壁面静压孔表面的气流流动特性发生变化,从而导致2种测量方式测得的静压压差增大.

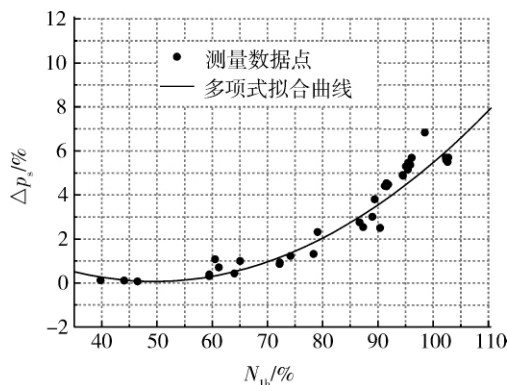


图8 换算转速与压差相对值拟合曲线

Fig. 8 Static-pressure coefficient vs. N_{1h}

为了定量的描述发动机换算转速与压差相对值的关系,便于后续测量试验中2种静压间相互修正,将两者数据进行了2阶非线性拟合.

3.2 附面层特性测量数据分析

图9是典型飞行工况下发动机各状态附面层测点的总压梯度曲线.在任何发动机特定的状态下,附面层总压由进气道壁面到主流区由小变大,

并接近等于主流区的总压值. 同时随着发动机状态的提高, 附面层“底部”总压和主流区总压差异增大. 总压是流体做功能力的衡量值, 此结果表明随着附面层总压减小, 其做功能力逐渐降低. X 是各压力测点距进气道壁面的距离, 以下同.

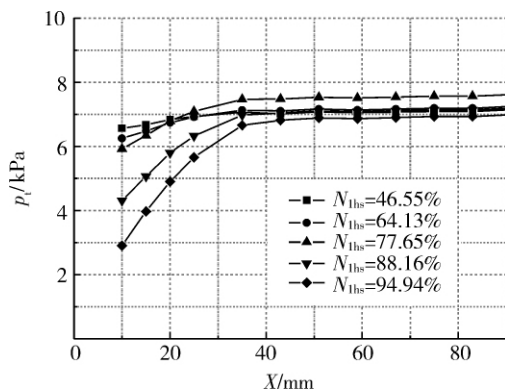


图 9 不同换算转速附面层总压变化曲线

Fig. 9 Total-pressure on boundary-layer vs. X

图 10 是发动机进口静压(壁面测量值)随发动机风扇换算转速的变化规律图, 从图中可以看出: 随着发动机状态的提高, 发动机进口静压在降低, 分析可知, 随着发动机状态的提高, 进口流速增大, 即动能增大, 相应的压力势能降低, 从而导致静压值的减小.

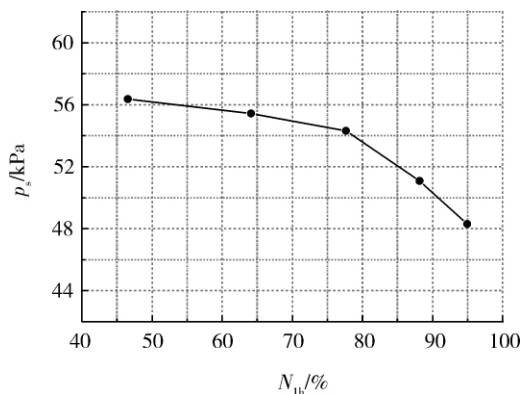


图 10 附面层内静压随换算转速变化曲线

Fig. 10 Static-pressure on boundary-layer vs. N_{1h}

图 11 是典型飞行工况下发动机各状态下根据试验测量和相关计算公式获得的附面层区域及主流区发动机进口截面上的速度变化图, 从图中可以看出: 从进气道壁面到主流区之间, 速度在附面层内部速度增长很快, 从附面层边界外到主流区这段区域速度基本保持不变. 从图中可以看出: 随着发动机状态的增大, 壁面到附面层速度稳定区域即物理附面层的厚度在增大.

图 12 是根据试验测量数据对附面层厚度计

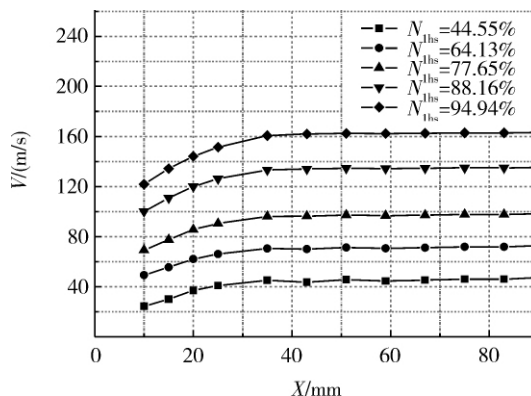


图 11 不同换算转速下附面层速度变化曲线

Fig. 11 Velocity of boundary-layer vs. X

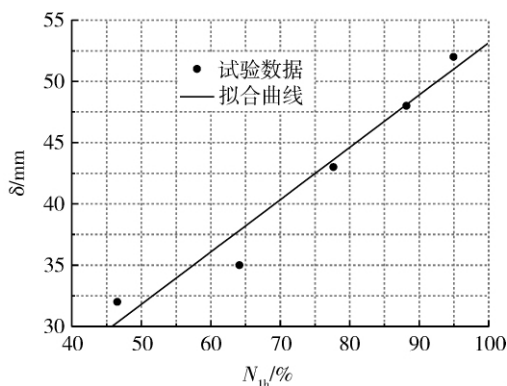


图 12 附面层厚度随换算转速变化曲线

Fig. 12 Thickness of boundary-layer vs. N_{1h}

算的数据结果, 并将结果与发动机风扇换算转速的对应点拟合的一阶线性曲线, 拟合误差在实际允许的限度之内.

图 13 是根据试验测量数据和相关计算理论计算出的发动机不同状态下的附面层位移厚度, 并将结果与发动机风扇换算转速对应点拟合成一元二次多项式曲线, 拟合误差在允许的限度之内,

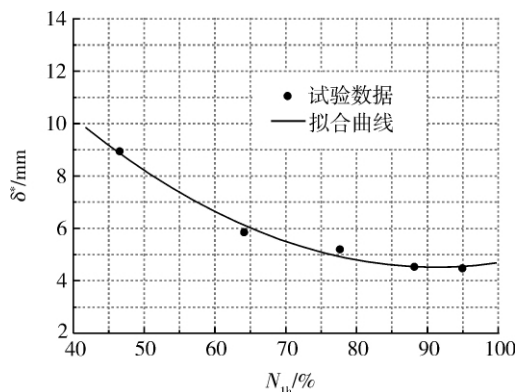


图 13 不同换算转速下位移附面层厚度变化曲线

Fig. 13 Momentum thickness of boundary-layer vs. N_{1h}

以便为后续型号工程相关方面的测量、计算提供支持。

从图 12、图 13 可以看出: 随着发动机状态的提高, 物理附面层厚度在增加, 而位移附面层厚度在降低。分析原因可知, 发动机状态的增大, 进气道内部主流区的流速增加, 从壁面“零速”状态增大到主流区流速的速度变化量在变大, 从而物理附面层厚度在增加, 而在较大的发动机状态时, 主流区大的流速带来较强的流动惯性力远大于附面层本身的黏性力, 从而使得速度增长速率变大(分析图 11 的速度曲线可知), 所以大的发动机状态下, 大的物理附面层厚度内空气流量的流通能力在增强, 进而使得位移附面层厚度在降低。

3.3 发动机空气流量试验分析和 CFD 数值计算

在考虑附面层、静压测量方式的差异等因素下, 将发动机不同状态下, 试验测量结果和 CFD 数值修正计算结果绘制成图 14 所示的曲线, 其中 $G_h^* = G_h / G_{h1=100\%} \cdot 100\%$, G_h 为各发动机状态下换算空气流量, $G_{h1=100\%}$ 风扇换算转速 $n_1 = 100\%$ 时换算空气流量。从图 14 中可以看出, 流量 G_h^* 值与发动机状态的变化呈下凹半抛物线型关系, 发动机小状态和最大状态时流量变化比较平缓, 数值计算结果和试验结果进行比较, 发现吻合良好, 误差较小。

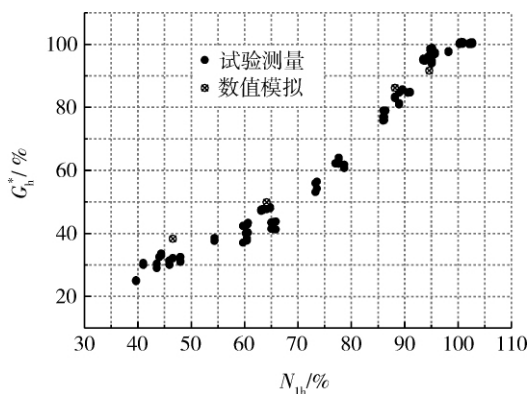


图 14 各换算转速下的空气流量相对值变化曲线

Fig. 14 Engine mass flow modified vs. N_{1h}

4 结 论

通过以上分析, 可以得出如下结论:

1) 测量系统设计对整个试验数据结果的准确性有很大的影响, 尤其是对试验结果敏感性的强、变化梯度小参数测量, 在布置测试系统前要仔细分析测试误差。

2) 皮托管测量静压结果优于壁面测量结果,

两者的差异随着发动机状态的提高而增大, 在后续发动机空气流量测量试验时, 用进气道壁面测量结果加数据修正来代替皮托管静压测量, 以简化试验测试系统布置。

3) 物理附面层厚度随着发动机状态的提高而增大, 而影响空气流量计算位移附面层厚度随发动机状态的提高在减小, 附面层对空气流量影响程度随发动机状态而异。

4) 可以采用“耙体总压+壁面静压”测量方式加对静压和附面层计算修正公式对空气流量进行测量、修正计算。

5) CFD 数值计算在一定程度上可以替代试验对涡扇发动机空气流量进行计算和分析, 但数值计算模型必须依托试验结果进行修正。

参考文献:

- [1] Saravanamuttoo H I H. Recommended practice for measurement of gas path pressures and temperatures for performance assesment of air craft turbine engines and components[R]. AGARD Advisory Report No. 245, 1990.
- [2] Trong T B, David L O. Design and evaluation of a new boundary-layer measurement rake for flight testing[R]. NASA TM-2000-209014, 2000.
- [3] Robert D Q, Leslie G. In-flight boundary-layer measurements on a hollow cylinder at Mach number of 3. 0[R]. NASA TP-1980-1764, 1980.
- [4] 杨琳, 邹正平, 李维, 等. 尾迹作用下不同负荷分布叶型边界层发展研究[J]. 工程热物理学报, 2006, 27(5): 751-753.
YANG Lin, ZOU Zhengping, LI Wei, et al. Investigation of boundary layer developm ent for different loading distribution considering wake effect[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(5): 751-753. (in Chinese)
- [5] 杨海涛. 低速压气机中 CLOCCING 效应的数值模拟[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2004.
YANG Haitao. Numerical simulation of CLOCCING effect in a low speed compressor[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2004. (in Chinese)
- [6] 侯安平, 周盛. 轴流式叶轮时序效应的机理探讨[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1): 70-75.
HOU Anping, ZHOU Sheng. Probe into the mechanism of docking effect in turbomachinery[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1): 70-75. (in Chinese)
- [7] 赵桂杰. 弯掠扩压叶栅附面层流动控制的实验研究与数值模拟[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2005.
ZHAO Guijie. Experimental and numerical study on the curved swept compressor cascade boundary layer flow control[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2005. (in Chinese)
- [8] Ottavy X, Vilmin S, Opoka M, et al. The effects of Wake

- passing unsteadiness over a highly-loaded compressor-like flat plate[R]. ASME Paper GT-2002-30354, 2002.
- [9] Waiters D K, Leylek J H. A CFD study of wake-induced transition on a compressor-like flat plate[R]. ASME Paper GT-2003-38680, 2003.
- [10] 刘波, 王掩刚, 肖敏. 压气机叶栅叶片表面附面层流态变化影响因素探讨[J]. 推进技术, 1999, 20(3): 64-68.
LIU Bo, WANG Yangang, XIAO Min. Effect of inlet flow condition boundary flow on compressor blade surface[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(3): 64-68. (in Chinese)
- [11] Mayle R E. The role of laminar-turbulent transition in gas-turbine engines [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1991, 113(4): 509-537.
- [12] Keener E R, Spaid F W. Hypersonic nozzle-afterbody experiment; flow visualization and boundary-layer measurements[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(3): 326-332.
- [13] Bobby L B, Melissa B C, Brian G A. High Reynolds number investigation of a flush-mounted, S-duct inlet with large amounts of boundary layer ingestion[R]. NASA TP-2005-213766, 2005.
- [14] Murthy A V. Calculation of sidewall boundary-layer parameters from rake measurements for the langley 0.3 meter transonic cryogenic tunnel[R]. NASA CP-1987-178241, 1987.
- [15] Beale D K, Cramer K B, King P S. Development of improved methods for simulating aircraft inlet distortion in turbine engine ground test[R]. AIAA Paper 2002-3045, 2002.