DOI: 10.19416/j. cnki. 1674 – 9804. 2018. 04. 004

# 动力模拟风洞试验中标准推阻分解 方法的适用性分析 Analysis of the Limitation of Standard Bookkeeping Method in Turbine Powered Simulation Wind Tunnel Test

陈 莹 巴玉龙 王奇志 郭传亮 / CHEN Ying BA Yulong WANG Qizhi GUO Chuanliang (上海飞机设计研究院,上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

## 摘要:

从标准推阻分解方法(Standard-Bookkeeping-Method,简称SBM)的原理出发,分析了该方法在不同发动机模 拟状态下的适用性。当发动机风扇压比高、喷管流动达到超音速(壅塞)状态时,动力模拟试验采用SBM方 法计算质量流量和推力,其结果是正确的;当发动机风扇压比低、喷管流动为亚声速流动状态时,此时质量流 量和动力模拟器的推力计算与外涵出口平面处的静压相关,SBM方法中喷口处静压 P<sub>e</sub>与前方来流静压 P<sub>0</sub> 相等的假设,导致计算中引入误差从而影响动力干扰分析。文中给出了不同静压差引起的质量流量和推力 误差量,表明在动力模拟风洞试验中应测量外涵出口平面处的静压以获得可靠的动力干扰量。

关键词:涡轮动力模拟器;标准推阻分解方法;风洞试验;冲压阻力

#### 中图分类号:V211.7

## 文献标识码:A



[Abstract] Based on the calculation theory of Standard-Bookkeeping-Method (SBM), the possibility and limitations of SBM using in TPS wind tunnel test was analyzed. For high fan nozzle pressure ratio situation, the flow in the fan nozzle exit plane is always at choked condition. The mass flow ratio and thrust force calculation are independent of the static pressure of the flow at the nozzle exit plane. SBM is suitable for this condition. For lower fan nozzle pressure ratio power setting condition, the flow in the fan nozzle exit plane is subsonic. The mass flow and thrust are a function of the static pressure in the exit plane  $P_e$ . And SBM calculated by assuming that  $P_e$  is equal to the static pressure of free stream  $P_0$ . The error introduced by the difference between  $P_e$  and  $P_0$  could not be neglected for lower fan nozzle pressure ratio situation. The error of the mass flow and thrust caused by static pressure in the exit plane were gave out in this paper. It's strongly recommended to measure the static pressure in the nozzle exit plane for TPS wind tunnel test.

[Keywords] turbine powered simulators(TPS); standard bookkeeping method(SBM); wind tunnel test; dram drag

# 0 引言

依据适航条例 CCAR25 部第 25.121(b)条款, 民机研制过程中需评估二阶段爬升梯度尤其是单发 停车状态下的爬升梯度,为了满足该条款要求,尤其 是紧凑型的翼吊布局飞机,在型号研制过程中要尽 可能早些开展带动力风洞试验,以准确评估飞机性 能,保证飞行安全<sup>[1-2]</sup>。近年来,随着高涵道比发动 机的应用,发动机直径增加,机翼、挂架和发动机之间的干扰影响问题表现得更为突出,发动机动力对 气动力的影响显著。

在求取进排气干扰量方面,目前国际上公认的 最有效而真实的动力模拟手段是采用涡轮动力模拟 器(turbine powered simulators, 简称 TPS)进行风洞 试验<sup>[3]</sup>。国外对 TPS 风洞试验技术的研究起源于 1970年前后, NASA、ARA、ONERA、DLR、TsAGI等 研究机构在随后的几十年中均开展了大量的研 究<sup>[4-7]</sup>,已有多个民机型号使用该技术进行了动力 影响量修正。但 TPS 试验技术目前没有完全固化 的实施方式,如TsAGI采用发房与机翼分离的方式 进行试验,该方法无需对动力装置进行校准;西欧国 家则采用对飞机加动力发房的构型进行整体测力的 方式,该方法需要对带动力发房单独进行校准,以求 取动力装置的推力,进而获得飞机气动阻力。国内 的几家主力风洞单位以及飞机设计单位都是延续了 西欧国家的试验技术,在此基础上发展 TPS 试验技 术和数据处理方法<sup>[8-10]</sup>。不过西欧国家的 TPS 试 验技术也存在一定的缺陷,如校准箱与风洞试验条 件的转移性问题、内涵流动的模拟问题以及入口流量 的模拟问题等[11-12],经过多年的发展研究,这些模拟 上的不足通过精细的试验设计,极大地减小了试验误 差,可以实现试验的阻力精度在+/-0.0002之内。 但是随着发动机涵道比的增大,采用已有的 TPS 试 验技术及推阻分解方法处理数据时,出现了与常规 认识不符的数据现象,如 H. Frhr. von Geyr<sup>[5]</sup>在文 章中给出的某型号在 Ma = 0.75 条件下动力干扰阻 力随发动机功率的变化未表现出相关规律。本文即 针对西欧国家动力模拟试验技术中的数据处理方 法,对 SBM 的适用条件进行分析和讨论,并将给出 工程修正方法。

# 1 TPS 试验原理简介

TPS 装置由一个风扇和多组涡轮组成,涡轮受 外部供给的压缩空气冲击从而驱动风扇转动。驱动 涡轮的压缩空气由外部的高压气罐供给,经过机身、 机翼和挂架中的高压气管路进入到 TPS,在涡轮区 膨胀经过主喷管形成中心喷流排出到外界空间。

围绕核心喷流的外涵喷流由风扇吸入,经过风 扇增压后排出,风扇的增压比、喷流速度比以及入口 流量是 TPS 试验需要关注的模拟参数。风扇喷管 压力比的复现可以确保喷气流中激波与膨胀波的位 置和强度;自由流速度与喷气速度之比(以及温度 比)的复现可以保证喷流边界中的混合过程模拟。 由于内涵流动完全处于外涵包裹中,因此机翼发动 机之间的干扰模拟主要由风扇出口的流动模拟决 定<sup>[13]</sup>;而入口流量的模拟可以保证发动机外部绕流 流场相似。

西欧国家的 TPS 模拟技术主要模拟发动机的 风扇喷管压力比,同时配合发房唇口的改型设 计[14],模拟典型飞行状态下的入口流量系数,从而 保证试验中获得的设计点下的动力干扰量的准确 性。配置 TPS 装置进行风洞试验时,高压气驱动 TPS 涡轮模拟发动机的工作状态,此时天平轴向感 受到的力是气动力、内外涵推力、冲压阻力和高压气 对管路的作用力(residual drag)的合力,如图1所 示。气动力是 TPS 试验的目标量,为了获得准确的 气动力,即需要获得准确的 TPS 推力、冲压阻力和 高压气路作用力[15],其中高压气路上的力一部分可 以采用迂回式的管路设计进行消除,剩余部分的  $F_{\text{residual}}$ 可采用标准喷管进行试验求出;冲压阻力  $D_{\text{ram}}$ 根据来流速度和风扇入口流量计算得到,见式(1), TPS 产生的推力 Fgross 根据内涵和外涵的出口流量和 速度计算求出<sup>[2,10]</sup>,见式(2),再根据式(2)和天平 力 $F_{\text{halance}}$ 就可以算出气动阻力 $D_{\text{drag}}$ ,如式(3)所示; 与无动力的状态相比,即可获得发动机进排气干 扰量。

$$\overrightarrow{D}_{ram} = \dot{m}_0 \times \overrightarrow{V}_0 \tag{1}$$

$$F_{gross} = m \cdot V_{je} + Ae(P_e - P_0)$$
(2)  
$$\overrightarrow{D}_{drag} = \overrightarrow{F}_{balance} - (\overrightarrow{F}_{gross} - \overrightarrow{D}_{ram}) - \overrightarrow{F}_{residual}$$
(3)

 $\rightarrow$ 



图 1 TPS 试验中天平力的分解

在风洞试验中,涡轮模拟器的推力和质量流量 都不能直接测定,因此涡轮模拟器在风扇和涡轮的 出口平面处都设计有温度和压力测量耙,假定推力 喷管为等熵连续流动的前提下,从而确定流动的质 量流量和速度。由于测量耙测定的是空间中散点处 的参数,为了准确地确定质量流量和 TPS 推力,需 要一个校准箱,获得质量流量系数  $C_d$  和速度系数  $C_e$ (若是推力与发动机轴线不重合,仍需校准得到 推力角 $\varepsilon$ ,对推力矢量进行分解,此处不进行讨论)。 假定喷口出口处的静压  $P_e$  与来流静压  $P_0$  相等,则 最终 TPS 的推力计算见式(4)。

 $\overrightarrow{F_{gross}} = C_{vf} \cdot C_{df} \cdot \overrightarrow{m_f} \cdot \overrightarrow{V_{jf\_id}} + C_{vc} \cdot C_{dc} \cdot \overrightarrow{m_c} \quad (4)$ 

# 2 推阻分解方法的适应性分析

在某型号的带动力试验中曾观察到一种奇特的 气动特性,实验中改变 TPS 装置的功率,由小到大 即代表着推力逐步增加,而求出的模型气动阻力随 功率的变化表现为波动形式,为判定该现象的真伪, 对发房附近机翼表面的压力分布进行了测量,其结 果显示物面压力随 TPS 功率的增大是单调发展的, 由此可以判定测力试验中求出的气动阻力有疑问, 为了寻找问题的来源,需要对气动阻力的计算方法 进行细致的分解。

#### 2.1 质量流量和速度计算方法

TPS 试验装置中测压耙与测温耙的布置位置如 图 2 所示,图示标号与发动机地面试验所采用的剖 面站位表示方式相同,下文公式中的数字下标即为 剖面标号。假设推力喷管内的流动为无损失的等熵 连续流动,式(4)中的流量和速度即可采用涵道内 测压耙和测温耙的数据计算求出。



图 2 TPS 动力装置的典型站位

流量与速度的计算方法与喷管内的流动状态有 关,当推力喷管内的气流处于亚临界状态时,副喷管 的质量流量和速度计算见式(5)和(6),由于在风洞 试验中发房喷口处壁厚有限,布置静压孔困难,因而 采用假定喷管出气口截面的静压  $P_{19}$ 与远场静压  $P_0$ 相等的方式,用  $P_0$  代替  $P_{19}$ 进行计算;主喷管的公式 与副喷管的类似,采用该喷管特征平面内的总压和 总温进行计算即可,此处不再罗列。当喷管气流处 于超临界状态,即  $P_t/P_0 \ge 1.89$  时,喷管出口处的流 动达到拥塞状态,此时副喷管的质量流量和速度计 算与出口处的静压无关,仅是风扇后总温与总压的 函数,如式(7)和(8)所示。

$$\dot{m}_{is19} = A_{19} \frac{P_{i15}}{\sqrt{T_{i15}}} \left[ \frac{p_{19}}{p_{i15}} \right]^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{2}{R}} \frac{k}{k-1} \left[ 1 - \left[ \frac{p_{19}}{p_{i15}} \right]^{\frac{k-1}{k}} \right]$$
(5)  
$$V_{is19} = \sqrt{2R} \frac{1}{k} \frac{k}{k-1} \left[ 1 - \left[ \frac{p_{19}}{p_{i15}} \right]^{\frac{k-1}{k}} \right]$$
(6)

$$\dot{v}_{is19} = \sqrt{2K \cdot T_{i15}} \cdot \frac{1}{k-1} \cdot \left[1 - \left[\frac{m}{p_{i15}}\right]^{-1}\right] (6)$$
$$\dot{m}_{is19} = A_{19} \cdot \frac{P_{i15}}{\sqrt{T_{i15}}} \cdot \left[\frac{2}{k+1}\right]^{\frac{1}{k-1}} \cdot \sqrt{\frac{2}{R} \cdot \frac{k}{k+1}} (7)$$

$$V_{is19} = \sqrt{2R \cdot T_{i15} \cdot \frac{k}{k+1}} \tag{8}$$

#### 2.2 推阻分解方法存在的问题

综上,喷管的质量流量和速度计算公式(5)和 (6),实际计算中将假设喷管出口截面的静压与远 场压力 $P_0$ 相等,使用风洞中的远场静压 $P_0$ 进行计 算。在校准条件下,因为没有外流场,校准箱内的静 压确定,假设的条件是成立的。而在风洞中,尤其是 高速状态下及高涵道比的发动机,在机翼、挂架等部 件的影响下,涵道出口处的流动扩散率受到外部流 场的影响,喷口处的静态压力 $P_{19}$ 与用于计算的来流 静压 $P_0$ 是不相等的,针对这个问题 H. Frhr. von Geyr 等人<sup>[5]</sup>使用数值模拟方法进行了研究。计算 中保持发动机转速不变,维持涵道内的总温和总压 为常数,改变外部流场Ma数,研究了发房外表面处 的压力分布与外部流场Ma数之间的关系,如图 3 所示。其结果显示,发动机后缘出口处的压力值在 Ma = 0时与外流场一致,当外流场Ma数增大后,风



图 3 发房外表面压力分布随 Ma 数的变化曲线<sup>[5]</sup>

扇喷流的扩散率将下降,引起出口处的静压增大, Ma 数越大,外涵出口处静压与远场静压之间的偏 差越大,图 3 显示在 Ma = 0.75 时,两者间的偏差已 接近 4%。动力试验中求取的目标干扰阻力量,相 比于动力装置的推力是一个小量,如高速试验时约 为 0.001 5 的量级,所以流量和推力计算中 4% 的静 压差将引入不容忽视的误差。

# 3 现有推阻分解问题的影响分析

下面分别假定外涵喷管出口处的静压与远场压 力存在 1%、2% 和 3% 的差异,即 P19/P0 = 1.01、 1.02、1.03,计算外涵流量以及净推力由此产生的误 差,分析静压误差对于推阻分解的影响。图4和图 5 给出的就是不同静压差下,质量流量和净推力的 误差值。曲线清晰地显示出增压比越小计算误差就 越大,且流量与净推力的偏差等级相当。考虑到发 动机的特性,涵道比越高则增压比越低,因此该曲线 也表明现有的推阻分解方法对于低涵道比发动机的 影响较小,如涵道比 B = 5 的发动机在高速巡航下 的风扇压比 FNPR。大于 1.89,已不受出口静压处的 影响;在低马赫数范围内如  $Ma = 0 \sim 0.4$  时, FNPR。 也大于1.7,此时1%的静压差,引起的风扇流量和 净推力计算误差均小于 0.3%。而对于涵道比 B = 15 的发动机,在低马赫数范围内如 Ma = 0~0.4 时, FNPR。处于1.3~1.4的水平,流量和推力计算误差 是低涵道比发动机的三倍以上,在喷口静压差达到 3%时,推力计算误差将达到3.3%。

因此,对于高涵道比及超高涵道比的发动机,进行 TPS 带动力风洞试验时,当 *P*<sub>t</sub>/*P*<sub>0</sub> <1.89 时,需要



图 4 外涵出口处静压对流量计算的影响



考虑喷管出口处静压的影响,在式(5)和(6)中的 P<sub>19</sub>不能采用远场静压 P<sub>0</sub>的值进行计算,采用试验 中测量 P<sub>19</sub>的方式才能反映真实的发房流量及推力, 当试验中无法获得 P<sub>19</sub>时,可采用数值模拟方法获得 喷口静压与远场静压的比例关系对数据结果进行 修正。

此外,动力干扰分析处理中通常选择 TPS 压比 为1时的状态作为无动力基准值,此时外涵喷口处 于非壅塞状态,尽管压比为1,因为机翼挂架部件的 存在,发房出口处的速度和压力也将与远前方来流 存在差异,进而给推阻分解计算带来误差,因此采用 第2节所述的推阻分解方法进行数据处理时,应对 求解基准进行合理的修正或者选择无动力通气发房 构型作为带动力试验下的参考状态,用于计算动力 干扰量,以获得正确的数据。

## 4 结论

在使用涡轮动力模拟器进行动力干扰风洞试验时,应根据发房喷管出口流动的状况,采用不同的推 阻分解方法。

 1)当喷管流动达到超声速状态时,外涵流量可 以采用假设喷管出口处的静压与远前方来流静压相 等的方法进行计算,使用标准推阻分解方法对阻力 和推力进行划分是可行的。

 2)当喷管流动处于亚声速时,喷管出口处的静 压与远前方来流静压的差异将在推阻分解中引入不 可忽视的误差,此时标准推阻分解方法不适用。

3)为了避免标准推阻分解方法带来的问题,在

27

进行带涡轮动力模拟器的风洞试验时,应对外涵喷 管出口处的静压进行测量,或者采用数值模拟的方 式辅助修正静压值,再进行流量、速度及推力的 计算。

4)若选择涡轮动力模拟器压比为1时的工况 作为无动力基准状态,应对求解基准进行合理的修 正或者选择无动力通气发房构型作为带动力试验下 的参考状态。

#### 参考文献:

[1] HAFTMANN B, DEBBELER F J, GIELEN H. Takeoff drag prediction for Airbus A300-600 and A310 compared with flight test results[J]. Journal of Aircraft, 1988,25(12):1088-1096.

[2] HARRIS A E, PALIWAL K C. Civil turbofan propulsion system integration studies using powered testing techniques at ARA, Bedford [C]// 13th Aerodynamic Testing Conference, [S. l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1984 :74-98.

[3] DECHER R, GILETTE W B, TEGELER D C. Nacelle-airframe integration: model testing for nacelle simulation and measurement accuracy: AGARD-CP-174 [ R ]. [ S. l. ]: Advisory Group for Aerospace Research and Development, 1975.

[4] HARRIS A E, CARTER E C. Wind tunnel test and analysis techniques using powered simulators for civil nacelle installation drag assessment: AGARD-CP-301(24) [R]//Aerodynamics of Power Plant Installation, [S. l. ]: Advisory Group for Aerospace Research and Development.

[5] GEYR H F, ROSSOW C C. A correct thrust determination method for turbine powered simulators in wind tunnel testing [C]// 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Tucson: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.

[6] KOOI J W, HAIJ L, HEGEN G H. Engine simulation with turbofan powered simulators in the German-Dutch wind tunnels [C]//22nd AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, ST. Louis: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.

[7] JAMES C, PUTTERSON J C. A wind-tunnel investigation of jet-wake effect of a high-bypass engine on wing-nacelle interference drag of a subsonic transport: NASA TN D-4693 [R]. National Washington: Aeronautics And Space Administration, 1968.

 [8] MUNNIKSMA B, JAARSMA F. Jet interference of a podded engine Installation at cruise conditions: AGARD-CP-150
[C]//Fluid Dynamics Panel Symposium, Rome: Advisory Group for Aerospace Research and Development, 1974.

[9] 郝卫东,邓学蓥,曲芳亮. 高速风洞发动机进排气动力 模拟试验技术[J]. 北京航空航天大学学报,2005,31(4): 459-463.

[10] 徐铁军,郝卫东,李聪,等. 气动院校准箱工作原理分析 及 TPS 校准目标量的获得方法[J]. 流体力学实验与测量, 2004,18(4):99-104.

[11] WOLF W B. Possibilities and limitations of VHBR and UHBR turbofan simulations in engine/airframe integration wind tunnel experiments [C]// DLR-Mitteilung 96-01, 1996, 21: 1-18.

[12] HOHEISEL H, KNAP M. Development and use of an ultra-high-bypass ratio engine simulator[C]// International Forum on Turbine Powered Simulation, The Netherlands, 1995.

[13] HOHERSEL H, GEYR H F. The influence of engine thrust behaviour on the aerodynamics of engine airframe integration[J]. CEAS Aeronautical Journal,2012, 3(1):79-92.

[14] LABAN M, SOEMARWOTO B I, KOOI J W. Reshaping engine nacelles for testing in wind tunnels with turbofan propulsion simulators [C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Tucson: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.

[15] DECHER R, TEGELER D C. High accuracy force accounting procedures for turbopowered simulator testing [C]// AIAA/SAE 11th Propulsion Conference, Anaheim: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1975.

#### 作者简介

陈 莹 女,博士,高级工程师。主要研究方向:民用飞机的 气动特性。E-mail:chenying2@comac.cc

**巴玉龙** 男,硕士,工程师。主要研究方向:民用飞机气动特性。E-mail: bayulong@ comac. cc

王奇志 女,硕士,高级工程师。主要研究方向:试验空气动 力学。E-mail: wangqizhi@ comac. cc

**郭传亮** 男,硕士,研究员。主要研究方向:风洞试验与气动 特性。E-mail: guochuanliang@ comac. cc