

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_e 与前方来流静压 P_0 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

OSID:



[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; 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^[1-2]。近年来, 随着高涵道比发动

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_v (若是推力与发动机轴线不重合,仍需校准得到推力角 ε ,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)。

$$\vec{F}_{gross} = C_{vf} \cdot C_{df} \cdot \vec{m}_f \cdot \vec{V}_{f-id} + C_{vc} \cdot C_{dc} \cdot \vec{m}_c \quad (4)$$

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。

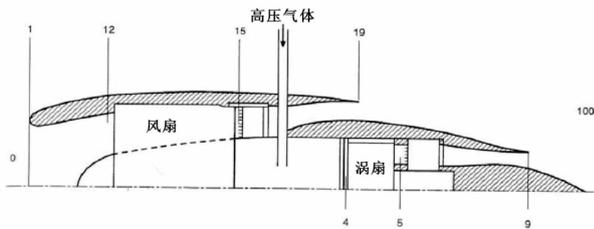


图 2 TPS 动力装置的典型站位

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 $P_e/P_0 \geq 1.89$ 时,喷管出口处的流

动达到阻塞状态,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。

$$\dot{m}_{is19} = A_{19} \frac{P_{t15}}{\sqrt{T_{t15}}} \left[\frac{P_{19}}{P_{t15}} \right]^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{2}{R} \frac{k}{k-1} \left[1 - \left[\frac{P_{19}}{P_{t15}} \right]^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (5)$$

$$V_{is19} = \sqrt{2R \cdot T_{t15} \cdot \frac{k}{k-1} \cdot \left[1 - \left[\frac{P_{19}}{P_{t15}} \right]^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (6)$$

$$\dot{m}_{is19} = A_{19} \cdot \frac{P_{t15}}{\sqrt{T_{t15}}} \cdot \left[\frac{2}{k+1} \right]^{\frac{1}{k-1}} \cdot \sqrt{\frac{2}{R} \cdot \frac{k}{k+1}} \quad (7)$$

$$V_{is19} = \sqrt{2R \cdot T_{t15} \cdot \frac{k}{k+1}} \quad (8)$$

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^[5]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

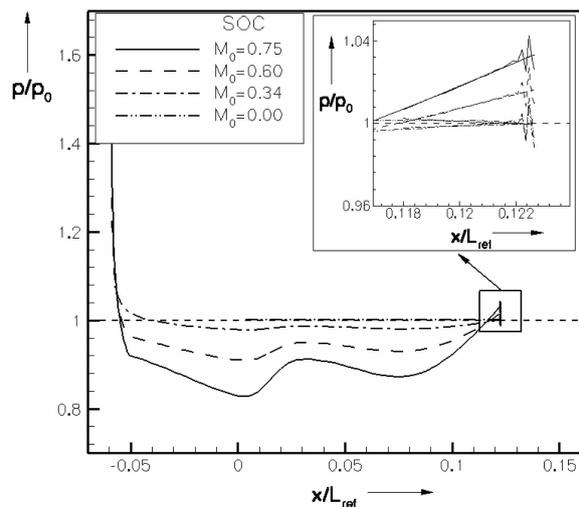


图 3 发房外表面压力分布随 Ma 数的变化曲线^[5]

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0.0015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 $P_{19}/P_0 = 1.01$ 、 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 $FNPR_0$ 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, $FNPR_0$ 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 $Ma=0\sim 0.4$ 时, $FNPR_0$ 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 $P_1/P_0 < 1.89$ 时,需要

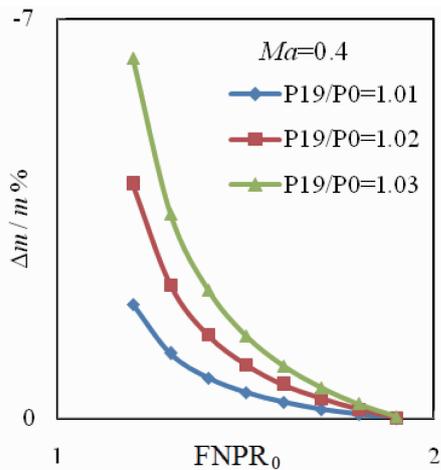


图4 外涵出口处静压对流量计算的影响

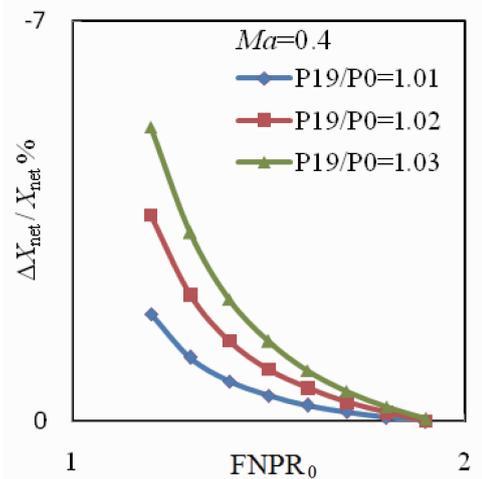


图5 外涵出口处静压对净推力计算的影响

考虑喷管出口处静压的影响,在式(5)和(6)中的 P_{19} 不能采用远场静压 P_0 的值进行计算,采用试验中测量 P_{19} 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_{19} 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

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, GILLETTE 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 inter-

ference drag of a subsonic transport; NASA TN D-4693 [R]. National Washington: Aeronautics And Space Administration, 1968.

[8] MUNNIKSMAS 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, 邓学莹, 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