

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2019.02.008

飞机带动力模型试验前准备与校准研究

Research on Preparation and Adjustment of Aircraft Model with TPS

颜 巍 / YAN Wei

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

摘 要:

带有高涵道比发动机的民用飞机无论是在高速还是低速飞行时,发动机进、排气对气动特性的影响都不可忽视,尤其是在低速增升构型时进排气的影响更为重要。为了研究发动机动力影响对飞机气动特性的影响,在一个飞机半模模型的发房内安装了 TPS 发动机模拟器,通过构型变化和运行参数调节来获得低速状态下带动力的影响量。为了获取可靠的数据,试验前需要对 TPS 进行必要的调试与校准,本文对这些内容进行了详细的阐述。

关键词: 涡轮动力模拟器;低速风洞;飞机发动机

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

OSID:



[Abstract] No matter high speed flight or low speed flight, blowing and suction effect on aircraft engine cannot be ignored, especially the high-lift configuration at low speed flight. To investigate the blowing and suction effect on aircraft engine, a TPS was mounted inside the nacelle of a half model of aircraft; influence quantity of TPS at low speed was obtained by changing the model configuration and adjusting running parameter. In order to get the reliable data, it is necessary to test and adjust the TPS unit before wind tunnel test. This paper discusses this process clearly.

[Keywords] turbine powered simulator (TPS); low speed wind tunnel; aircraft engine

0 引言

现代民用客机,无论是采用翼吊式发动机还是采用尾吊式发动机,均采用高涵道比涡轮风扇发动机作为飞机的动力源。发动机的进气与排气对飞机的气动特性有着重要的影响,涉及到飞机的性能、操纵和载荷的相关研究,所以在飞机的型号设计研发试验中,为了获得飞机发动机动力效应对飞机气动力的影响,要在高、低速风洞中进行飞机缩比模型的带动力试验来进行相关的研究。

飞机模型高速带动力试验主要是针对飞机在正常巡航状态下的研究,需要关注的状态点比较单一,而低速情况下的带动力试验所涉及到的因素就比较复杂,除了发动机进、排气对单纯气动力的影响,还夹杂了对增升装置、失速特性及操纵特性的影响等。

而飞机模型带动力试验的复杂程度要远高于一般常规测力试验,在早期,试验技术还不甚完备的情况下,不得不采用一些原始的替代方式,如图 1 中所示的引射式发房和喷流式发房,然而利用这些技术来完全模拟真实发动机的进排气效应仍然有一定的差距。到目前为止,采用涡轮动力模拟器(Turbine Powered Simulator,以下简称 TPS)来模拟发动机的进排气情况是最为接近的,除了 TPS 的内涵排气不能模拟真实发动机内涵的温度和进排气流量比不等于 1 之外,其余和真实发动机的工作情况基本相似^[1]。

为了研究发动机进排气对飞机模型气动力的影响,利用一个 TD411 型 TPS,安装在标模(半模)的发房内,在低速风洞中进行带动力试验。飞机模型带动力试验是一项非常复杂的特种风洞试验技术,

试验前的准备时间远比常规风洞试验要长,下面将详细讨论带动力试验的前期准备工作。

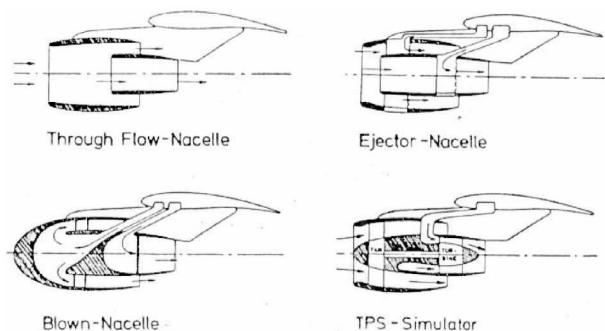
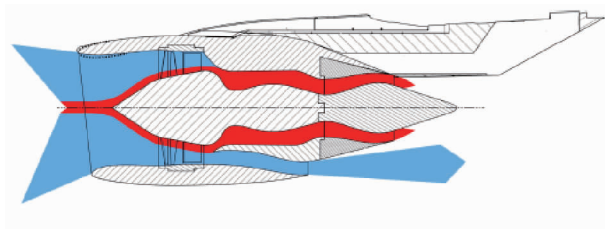


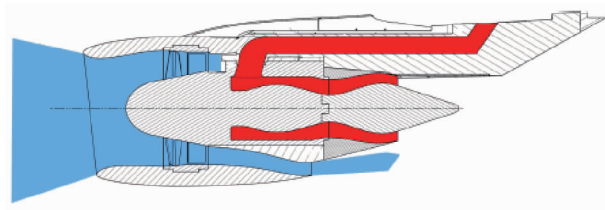
图 1 风洞试验模拟发动机的方式

1 TPS 发房唇口的重新设计

飞机模型低速带动力试验用 TPS 来模拟飞机涡扇发动机的进排气效应,但由于不模拟真实内涵的进排气,TPS 风扇所模拟的进气流量实际上比对应的真实发动机流量要略小,如图 2 所示。此外采用真实发动机的缩比发房,在风洞试验条件下其唇口下游外表面流动会提前分离,继而影响周边气流的流动特性^[2]。



(a) 涡扇发动机内、外涵气流流动

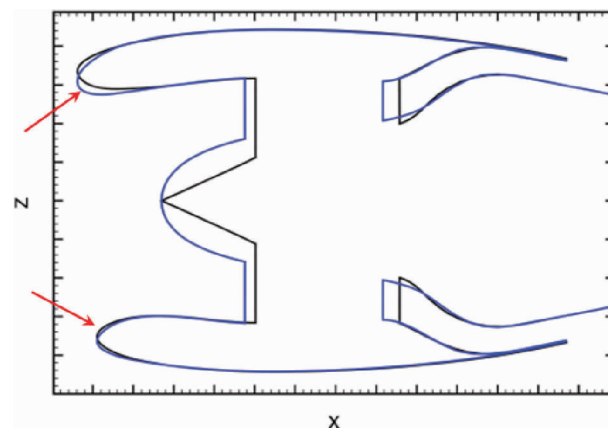


(b) TPS 内、外涵气流流动

图 2 涡扇发动机与 TPS 气流流动的区别

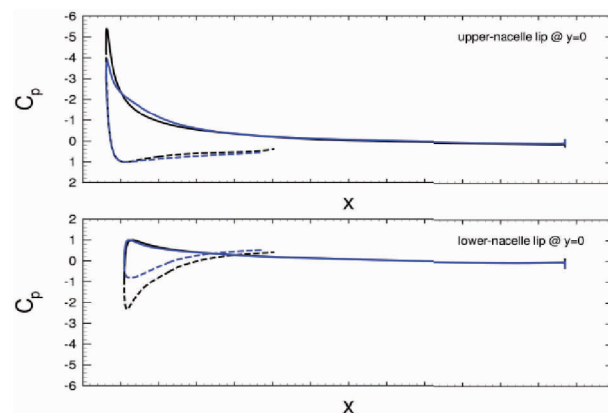
为消弭或减小这些误差需要对缩比发房的唇口进行重新设计,具体就是将唇口向发动机轴线收缩,使得进气道正面进口面积缩小,此外对发房前部外表面进行重新设计,尤其是靠近与机翼/机身连接部位(挂架),使得其压力分布与真实发动机外罩表面

的压力分布一致或接近,修型结果示意图和压力分布对比示意图如图 3 和图 4 所示。



注:黑线,修型前;蓝线,修型后。

图 3 唇口修型前后对比



注:黑线,修型前;蓝线,修型后。

图 4 唇口修型前后内外罩压力分布对比

2 低速带动力试验的原理

半模带动力风洞试验中天平轴向感受到的力是气动力、空气桥路的残留力、冲压阻力和 TPS 推力的合力,如图 5 所示。

其中空气桥路的残留力通过准备性试验获得(标准喷管试验);冲压阻力根据来流速度和风扇入口流量计算得到:

$$\begin{aligned} D_{\text{ram}} &= \dot{m}_0 \times V_0 = \dot{m}_f \times V_0 \\ &= C d_{\text{fan}} \times \dot{m}_{\text{fan_ideal}} \times V_0 \end{aligned} \quad (1)$$

TPS 所产生的推力为:

$$\begin{aligned} X_{\text{gross}} &= (C_{v_fan} \times V_{\text{fan_ideal}}) \times \\ &= (C d_{\text{fan}} \times \dot{m}_{\text{fan_ideal}}) + \dot{m}_{\text{core}} \times V_{\text{core_ideal}} \end{aligned} \quad (2)$$

式(2)中的 $C_{v_{fan}}$ 、 Cd_{fan} 通过校准试验获得,核心流量通过高压气管路中的文氏管测出。带有下标-id 的量通过试验中的压力耙和温度耙测量结果计算得到。然后根据上面公式和天平力就可以算出气动阻力,以及其它各分量的气动力。气动阻力公式如下所示:

$$D_{\text{Drag}} = F_{\text{balance}} - (X_{\text{gross}} - D_{\text{ram}}) - F_{\text{residual}} \quad (3)$$

TPS 进排气对模型的干扰阻力为:

$$D_{\text{干扰阻力}} = D_{\text{Drag}} - D_{\text{慢车}} \quad (4)$$

式中,除了试验中所直接测量的值外,尚有两个待定的参数,即 Cv_{fan} 和 Cd_{fan} 。这两个参数是通过试验前对 TPS 单元的单独校准所获得的。

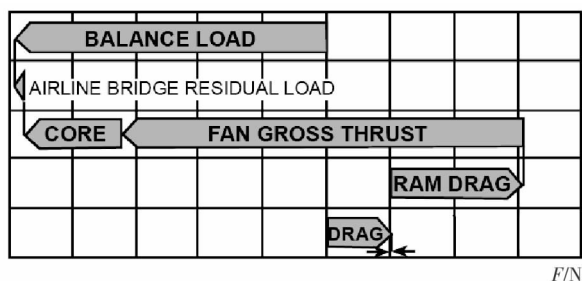


图 5 带动力试验天平受力分析

3 TPS 单元校准箱校准

进行飞机模型带动力试验前必须要对 TPS 单元进行校准,来模拟发动机在不同条件下的真实工况。对 TPS 单元校准需要将 TPS 置于一个校准箱内,如图 6 所示。在校准箱的前部装有可移动式的滑板,板上装有用来测量气动力的天平,TPS 以及相关的连接部件就安装在天平的环形接头上,驱动 TPS 涡轮的高压气通过供气管路从高压气源输送到 TPS 涡轮的前方。在校准箱的后部壁上装有 9 个大小不一的文氏管用来测量通过校准箱的流量,如图 7 所示,文氏管的后方是真空罐。校准时由于无前方来流,如同发动机在飞机停在停机坪上工作,而飞行时是有前方来流的,如图 8 所示,为了模拟真实发动机进气道的流场,在 TPS 前方安装了一个“喇叭口”,如图 9 所示^[3]。

校准试验的两个输入参数为风扇增压比(fan pressure ratio,简称 FPR)和来流马赫数(Ma)。FPR 由喇叭口前方环境总压和风扇后安装的传感器所测量的总压之比所确定,即 $FPR = P_{15}/P_{10}$,站位示意图如图 10 所示。来流马赫数由校准箱内压力 P_{tank}

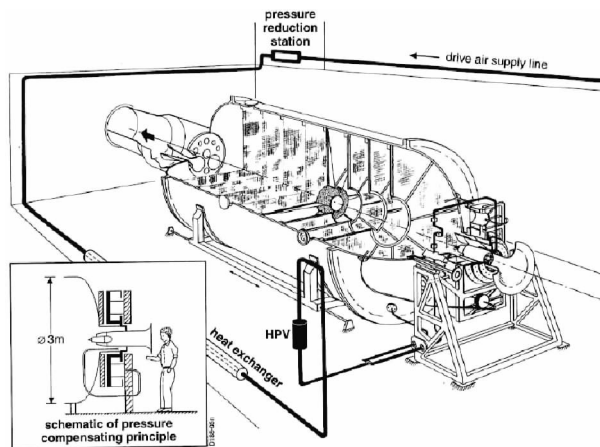


图 6 TPS 校准箱

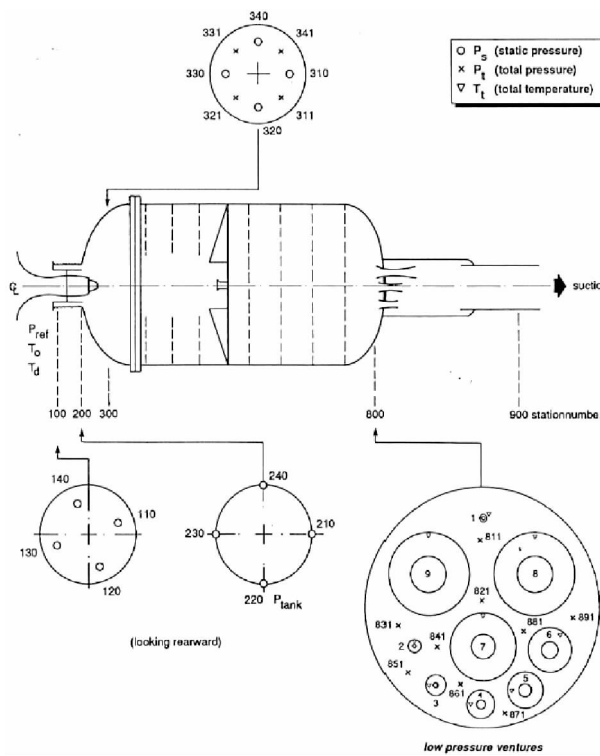
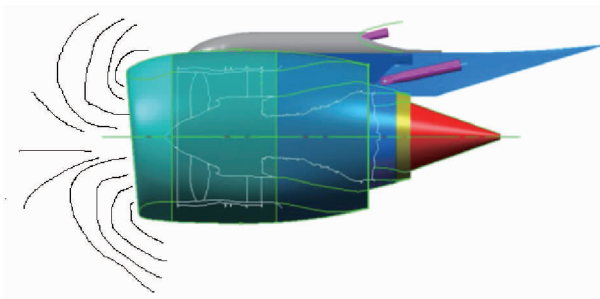


图 7 文氏管流量计/测温测压剖面示意图



(a) $Ma = 0$

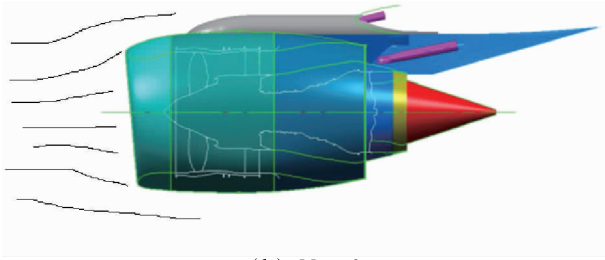
(b) $Ma \neq 0$

图 8 不同状态发动机进气道入流工况

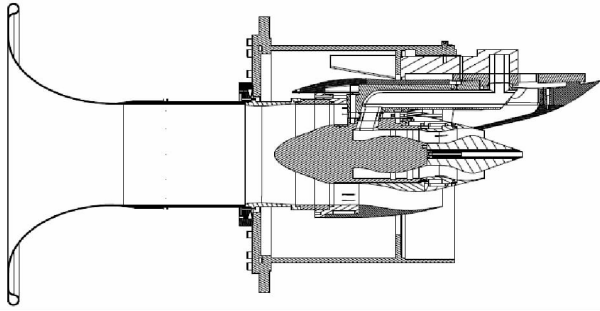


图 9 TPS 单元与前方喇叭口

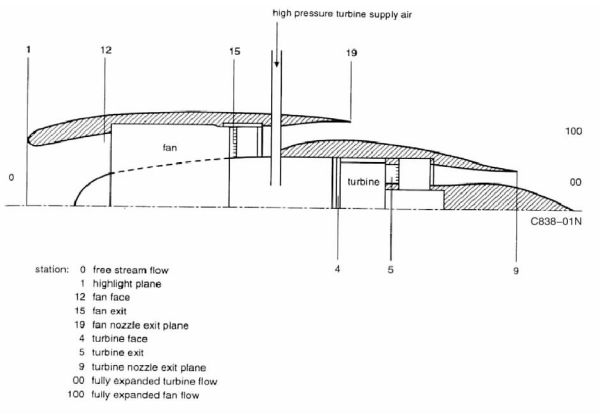


图 10 TPS 单元站位

和试验大厅的环境压力 P_{hale} 所决定,通过调节校准箱内的压力来获得所需要模拟的马赫数,计算公式如下:

$$Ma = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(\frac{P_{\text{hale}}}{P_{\text{tank}}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} \quad (5)$$

通过模拟马赫数和风扇增压比来确定 TPS 的推力和流量,可以准确地求得 TPS 喷管的流量系数 C_d 和 C_v ,利用这两个系数可以准确地 在风洞试验中求得 TPS 的推力。

TPS 内涵流量系数为:

$$Cd_{\text{core}} = \frac{m_{\text{core}}}{m_{\text{core_ideal}}} \quad (6)$$

$$Cd_{\text{core}} = f(\text{PNPR}) \quad (7)$$

$$\text{PNPR} = \frac{P_{t_{\text{core}}}}{P_{\infty}} = \frac{P_{t_{15}}}{P_{\text{tank}}} \quad (8)$$

PNPR: primary nozzle pressure ratio。

内涵流量 m_{core} 由引气管上游的文氏管测量。

TPS 外涵流量系数为:

$$Cd_{\text{fan}} = \frac{m_{\text{fan}}}{m_{\text{fan_ideal}}} \quad (9)$$

$$Cd_{\text{fan}} = f(\text{FNPR}) \quad (10)$$

$$\text{FNPR} = \frac{P_{t_{\text{fan}}}}{P_{\infty}} = \frac{P_{t_{15}}}{P_{\text{tank}}} \quad (11)$$

FNPR: fan nozzle pressure ratio。

外涵流量 m_{fan} 由 TPS 前方的喇叭口内置的传感器经过计算获得。

发动机速度系数为:

$$C_{V_{\text{Eng}}} = \frac{F_x}{m_{\text{fan}} V_{j_{\text{fan_ideal}}} + m_{\text{core}} V_{j_{\text{core_ideal}}}} \quad (12)$$

$$C_{V_{\text{Eng}}} = f(\text{FNPR}) \quad (13)$$

F_x 由天平测得。

发动机风扇速度系数为:

$$C_{V_{\text{fan}}} = \frac{F_x - m_{\text{core}} C_{v_c} V_{j_{\text{core_ideal}}}}{m_{\text{fan}} V_{j_{\text{fan_ideal}}}} \quad (14)$$

假定 $C_{v_c} = 1$, $C_{V_{\text{fan}}} = f(\text{FNPR})$

其中下标“ideal”的量是在等熵膨胀到环境压力 P_{∞} 的假定条件下从喷管之前的总状态计算出来的。低速带动力试验的马赫数最大到 $Ma = 0.2$, ($Ma \ll 1$), 所以根据理想气体的气体动力学公式, 可以计算出在亚临界状态下的等熵质量流量和等熵速度, 计算式如下。

外涵喷管等熵质量流量:

$$m_{\text{fan_ideal}} = A_{19} \frac{P_{t_{15}}}{\sqrt{T_{t_{15}}}} \left[\frac{P_{\infty}}{P_{t_{15}}} \right]^{\frac{1}{k}} \times \sqrt{\frac{2}{R} \frac{k}{k-1} \left[1 - \left[\frac{P_{\infty}}{P_{t_{15}}} \right]^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (15)$$

外涵喷管等熵速度:

$$V_{j_{\text{fan_ideal}}} = \sqrt{2RT_{t_{15}} \frac{k}{k-1} \left[1 - \left[\frac{P_{\infty}}{P_{t_{15}}} \right]^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (16)$$

内涵喷管等熵质量流量:

$$m_{\text{core_ideal}} = A_9 \frac{P_{t_5}}{\sqrt{T_{t_5}}} \left[\frac{P_{\infty}}{P_{t_5}} \right]^{\frac{1}{k}} \times \sqrt{\frac{2}{R} \frac{k}{k-1} \left[1 - \left[\frac{P_{\infty}}{P_{t_5}} \right]^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (17)$$

内涵喷管等熵速度:

$$V_{j_{\text{core_ideal}}} = \sqrt{2RT_{i5} \frac{k}{k-1} \times \left[1 - \left[\frac{P_{\infty}}{P_{i5}} \right]^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (18)$$

式(15)~(18)中, A 为喷管出口面积, $k=1.4$, $R=287$ 。当喷管口处 $m < 1$, 喷口处静压等于环境压力 P_{∞} 。 P_{i15} , T_{i15} , P_{i5} , T_{i5} 这四个参数通过风扇后方和涡轮后方所布置的数个测压耙与测温耙来测定, 这些耙可以测量总温和总压的分布, 其平均值作为上式的输入, 譬如:

$$\bar{P}_{i,15} = \frac{1}{A_{15}} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m P_{i15,i,j} \times A_{15,i,j} \quad (19)$$

为了让测量的数值不受环境温度的影响, 需要进行有关的换算, 但需要遵循马赫数相似原则, 换算的量如下:

转速:

$$n_{\text{red}} = n \cdot \sqrt{\frac{T_{\text{iso}}}{T_{\text{to}}}} \quad (20)$$

速度:

$$V_{\text{red}} = V \cdot \sqrt{\frac{T_{\text{iso}}}{T_{\text{to}}}} \quad (21)$$

力:

$$F_{\text{red}} = F \cdot \frac{P_{\text{iso}}}{P_{\text{to}}} \quad (22)$$

质量流量:

$$\dot{m}_{\text{red}} = \dot{m} \cdot \frac{P_{\text{iso}}}{P_{\text{to}}} \cdot \sqrt{\frac{T_{\text{to}}}{T_{\text{iso}}}} \quad (23)$$

压力:

$$P_{\text{red}} = P \cdot \frac{P_{\text{iso}}}{P_{\text{to}}} \quad (24)$$

温度:

$$T_{\text{red}} = T \cdot \frac{T_{\text{iso}}}{T_{\text{to}}} \quad (25)$$

“iso”, 基准状态; $T_{\text{iso}} = 288.15^\circ$, $P_{\text{iso}} = 101\,325\text{ Pa}$; “to”, 试验时非标准环境状态参数; “red”, 换算得到的参数。经过仔细的反复的校准, 获得了不同马赫数条件下的 $Cd_f \sim \text{FNPR}$ 和 $Cv_f \sim \text{FNPR}$ 的曲线, 其中 $Ma=0.0$ 和 $Ma=0.2$ 条件下的曲线如图 11 和图 12 所示。

通过校准试验还获得了发房的力矩参考点, 以及推力的垂直和横向的推力角, 推力角的计算式如下所示:

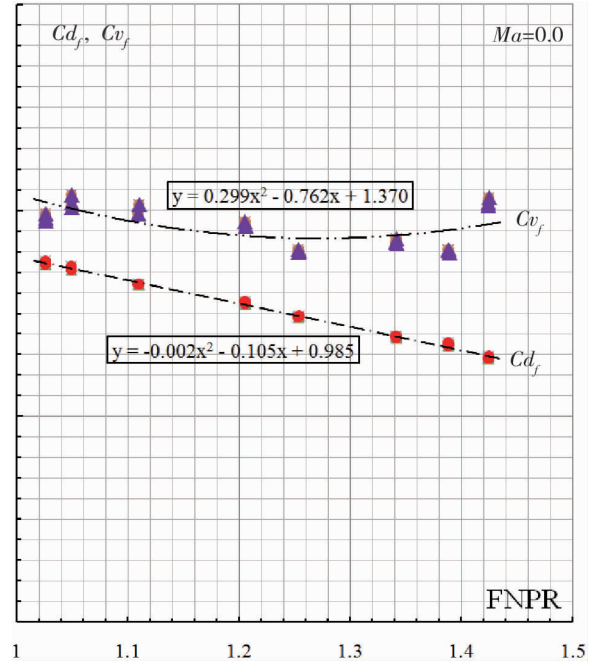


图 11 $Ma=0.0$ $Cd_f \sim \text{FNPR}$ 和 $Cv_f \sim \text{FNPR}$

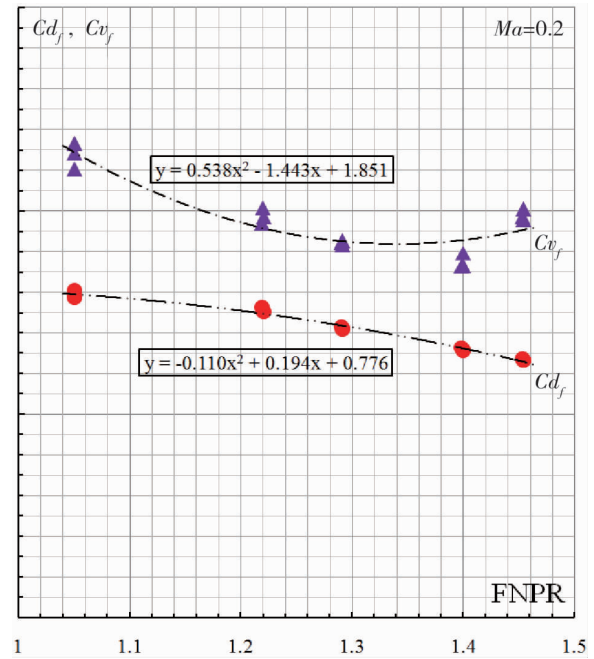


图 12 $Ma=0.2$ $Cd_f \sim \text{FNPR}$ 和 $Cv_f \sim \text{FNPR}$

上仰推力角:

$$\varepsilon = \arcsin\left(\frac{Fz_{\text{cor}}}{\sqrt{Fz_{\text{cor}}^2 + Fx_{\text{cor}}^2}}\right) \quad (26)$$

横向推力角:

$$\chi = \arcsin\left(\frac{Fy_{\text{cor}}}{\sqrt{Fy_{\text{cor}}^2 + Fx_{\text{cor}}^2}}\right) \quad (27)$$

4 风洞校准

TPS 单元以及短舱模型安装到半模试验模型上之前,还要进行几项测试。首先是检查气体压力变化对天平输出的影响,检验时在供气管路进入 TPS 前且在空气桥之后的位置安装堵头,提高供气的压力,检查压力变化对天平输出的影响。其次是标准喷管试验,目的是求得气体质量流通过空气桥时对天平输出的影响,此外也求得温度变化对天平输出的影响,所采用的标准喷管如图 13 所示,喷管安装在外式天平上方,用支杆支撑。试验时在相同空气流量的情况下,将喷管安装角分别调整指向 12 点方向和 6 点方向,2 次测量求和得到质量流对天平信号的影响,如图 14 所示。最后一项试验前检查是在风洞无风的条件下进行 TPS 运行工作的检测,进气道采用与校准试验时一样的喇叭口来保证前方来流的稳定性与均匀性,如图 15 所示。在保证马赫数为零的条件下,采用与校准试验时相同的各个转速,将求得各个参数的量值与校准试验结果进行对比,这里需要澄清,由于发房仅安装在天平上方的支杆上,不存在发动机进排气和机身/机翼的相互作用又产生的新的气动力,所以发房喷流在风洞中没有产生新的流动,其结果与校准箱试验结果具有良好的一致性^[4]。

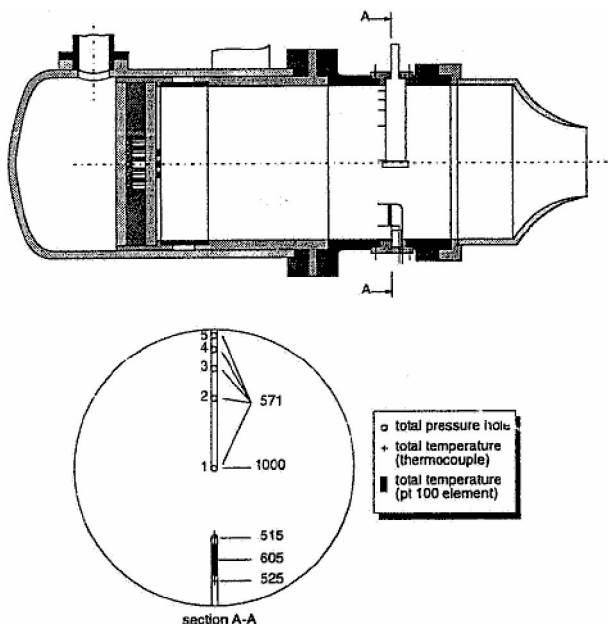


图 13 标准喷管示意图



(a) 喷口指向来流方向



(b) 喷口指向下游方向

图 14 喷管校准试验



图 15 TPS 风洞校准

5 结论

介绍了民用飞机低速带动力试验的试验前准备工作,包括发动机唇口的重新设计,TPS 在校准箱中的校准,风洞中喷口的校准,TPS 在风洞中的校准。最重要的是获得了 Cv_{fan} 和 Cd_{fan} 这两个参数随 FNPR 变化的规律,为风洞试验结果的推阻划分提供了重要的依据。

参考文献:

[1] 李周复. 风洞特种试验技术[M]. 北京:航空工业出版社

社,2011.

[2] LABAN M, SOEMARWOTO B I. Reshaping engine nacelles for testing in wind tunnels with turbofan propulsion simulators[C]. 41st AIAA ASME SAE ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005, 10-13 July.

[3] KOOI J W, CORBY N, BECLE J P, etc. TPS calibration procedures, German-Dutch Wind Tunnel (DNW), Emmeloord [M]. The Netherlands: OpenGrey Repository, 1995.

作者简介

颜 巍 男,博士,工程师。主要研究方向:大迎角试验,动态试验。E-mail:yanwei2@comac.cc