

# 民机低速风洞试验通气发房设计

## Design of Through-flow Nacelle for Low-speed Wind Tunnel Testing of Civil Aircraft

胡仞与 张东云 施永毅 / Hu Renyu Zhang Dongyun Shi Yongyi  
(上海飞机设计研究院,上海 201210)  
(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

### 摘要:

通气发房是民机风洞试验中模拟发动机效应的一种有效手段。通过调整通气发房出口面积,可以对通过发房的流量进行控制,实现所需模拟的流量系数,保证进气流场的几何相似性。失速特性是民机的一个重要的性能指标,大量的低速风洞试验工作都着眼于着落构型下失速特性的研究;而在失速特性的适航审定试飞时的发动机将处于慢车功率状态,因此以模拟慢车流量系数作为低速风洞试验通气发房的设计目标,有助于在风洞试验中对失速特性进行预测。慢车功率时,由于发动机风扇压比很小,如保留外涵喷口形状,通气发房还能近似模拟风扇的喷流效应。发动机在慢车功率下的流量系数在 0.5 附近,为实现这一流量系数,在设计通气发房时,需调整内涵出口面积,使发房的总出口面积接近唇口面积的一半。CFD 计算证明这种设计方法得到的通气发房基本能够实现预期的流量系数。

**关键词:** 通气发房; 流量系数; 风洞试验; 发动机

**中图分类号:** V211.74

**文献标识码:** A

[**Abstract**] Through-flow nacelle (TFN) is an effective method of simulating engine effect in wind tunnel Testing. By adjusting the nozzle exit areas of a TFN, the flow passing the TFN could be controlled and the flow ratio (MFR) could be achieved to make sure the similarity around the inlet flow field. As stall characteristics is one of the important factor in defining civil aircraft performance, a great portion of the low speed wind tunnel tests is devoted to the study of the stall characteristics of aircraft in landing configuration; and due to the fact that engines tend to be set at an idle condition during airworthy flight tests for stall speed determination, designing a TFN with a MFR corresponding to an idle power setting is desirable for the prediction of stall characteristics in wind tunnel testing. When running at idle conditions, an engine will have a very low fan pressure ratio, which means if the fan nozzle geometry is maintained, TFN can also be used to simulate approximately the jet effects of idle power setting. A engine running idly will have a MFR of around 0.5, which can be achieved on a TFN which is designed such that the total nozzle area is half of the highlight area. CFD calculation has proved the effectiveness of this methodology.

[**Key words**] through-flow nacelle(TFN); mass flow ratio (MFR); wind tunnel testing; engine

## 0 引言

随着机翼/发动机一体化设计成为现代民机设计的主流思路,如何在风洞试验中模拟发动机效应已经引起了型号单位和风洞试验机构的充分重视,并发展出了如图 1 所示的各种发动机模拟技术。在风洞试验中模拟发动机的进排气效应,最佳的选择显然是使用安装了各种动力模拟器的带动力发房

模型,如 TPS 发房,引射发房等;但由于带动力试验技术复杂,准备周期长,且成本高昂,在一般的常规高低速测力测压风洞试验中,往往使用通气发房(Through-Flow Nacelle,简称 TFN)来部分模拟进排气效应。由于无动力源,通气发房实际只可能模拟发动机的流量效应,而无法模拟压比效应(排气速度效应),且一个通气发房设计只能模拟一个发动机功率状态下的流量效应。

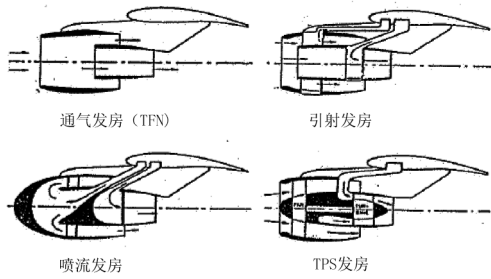


图1 风洞试验中的发动机模拟技术

高速时,需要关注的发动机状态较为单一,多为飞机巡航设计点时的发动机功率状态。因此高速试验通气发房一般被设计成能够模拟巡航点流量效应。低速时则情况较复杂,起飞时发动机处于大功率状态,对机体的气动干扰较大,对飞机能否满足所需的爬升梯度的影响不能忽视;而当发动机处于着落慢车功率时,由于通过发动机的气流流量减少,更多的气流将通过发动机外侧流向机翼,从而影响机翼的分离特性。因此对于低速试验的通气发房,其设计点如何选取,模拟哪一种发动机状态,应取决于试验的关注点和试验数据的使用。

## 1 通气发房原理

通气发房设计的重点在于对通过发房的流量进行控制,使其流量系数与所需模拟的真实发动机在某一功率状态下的流量系数一致。流量系数(Mass Flow Ratio, MFR)一般定义为来流捕获面积 $A_\infty$ 与发动机唇口面积 $A_{hl}$ 之比,即:

$$MFR = A_\infty / A_{hl} \quad (1)$$

如图2所示,流量系数实际上反映了发房进气流场和其周围流场的几何特征。风洞试验中,如果保证了流量系数的一致性,就能保证进气流场的几何相似性,也能保证翼吊飞机机翼流场的模拟。

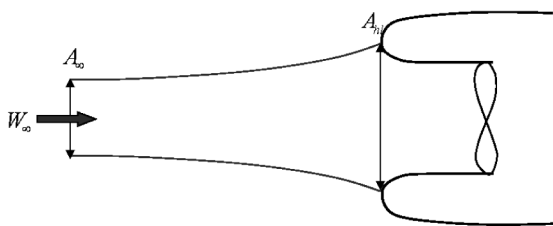


图2 发房进气流场示意图

根据一维等熵流理论,如不计发房内部的粘性损失,可以认为通气发房出流的总压等于来流总压,则有出流的落压比(出流总压与环境静压之比)等于来流总静压比,这意味着发房出流的马赫数

$Ma_{\text{exhaust}}$  等于来流马赫数  $Ma_\infty$ 。由于总温不变,也可推导出发房的出流速度  $V_{\text{exhaust}}$  等于来流速度  $V_\infty$ 。又因为出流马赫数小于1,气流在发房出口处处于完全膨胀状态,即出流的压力  $p$  和密度  $\rho$  等于喷口环境压力  $p_\infty$  和密度  $\rho_\infty$ 。因此如果忽略局部流场的差异,可以近似地认为出流状态(速度、密度和压力)等于来流状态,则由连续性原理,可知通气发房的出口面积等于来流捕获面积,即  $A_{\text{exhaust}} = A_\infty$ ,则有  $MFR = A_{\text{exhaust}} / A_{hl}$ 。因此如图3所示,对于流量系数的控制,可以通过改变发房的出口面积来实现的。

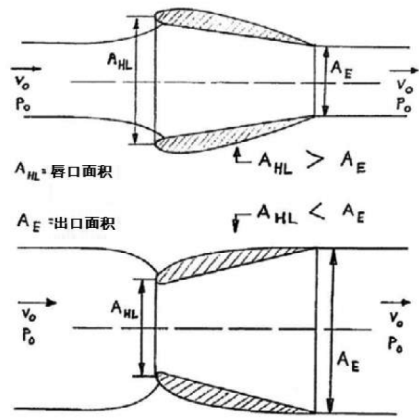


图3 通气发房出口面积与来流捕获面积的关系

根据以上的理论推导,如要模拟流量系数大于1的状态,如起飞功率状态,不但需要去除内涵结构,并要扩大外涵出口直径,从而导致外涵外形的破坏,这往往是不可接受的。但对于流量系数小于1的状态,只需通过改变内涵出口面积就可实现。例如要模拟慢车状态流量系数,只需通过改变内涵后缘长度,控制内涵出口面积,使整个发房的出流面积大致等于唇口面积的一半即可。

## 2 低速通气发房设计点的选取

要在风洞试验中模拟发动机的进排气效应,就需要满足各种反映进排气流场特征的流动参数。对于进气效应,需要满足的流动参数主要是流量系数。流量系数能够影响发房唇口附近的绕流特性。如图4所示,随着流量系数变小,更多的本来应该进入发房内部的气流改为流向发房外侧,这使得速度峰值从唇口内侧移向发房外侧。因此如果模拟了流量系数,不但能够满足发房流量,更重要的是能够准确地模拟发房外侧的流场,以及发房后的机翼流场。对于排气效应,需要模拟的流动参数主要是落压比和流量。其中落压比是喷管流动的重要参

数,能够决定喷管出流的马赫数和流态,是影响喷流与机翼流场干扰的重要因素。由于模拟了进口流量系数,就等于模拟了进出发房的流量,因此如需同时模拟进排气效应,实际的独立变量只有两个:流量系数和落压比。

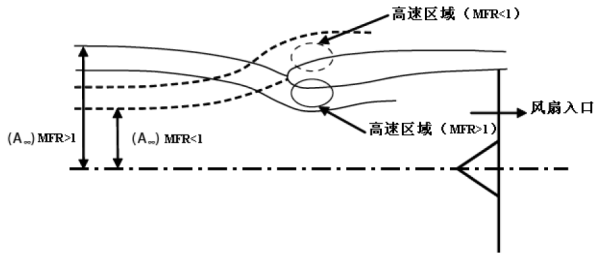


图4 流量系数对唇口绕流的影响

表1列出了现代民机所使用的大涵道比涡扇发动机在起飞功率和慢车功率时的典型的流量系数和外涵喷管的落压比。其中的落压比是通过 $Ma=0.2$ 时的来流总静压比乘上对应功率状态下的风扇增压比获得的。如前所述,通气发房内部无动力源,如不计壁面粘性损失,喷口落压比等于来流总静压比。由此可得,来流马赫数 $Ma=0.2$ 时,通气发房的喷口落压比为1.03,与真实发动机在慢车状态时的外涵喷管落压比很接近。

表1 典型大涵道比涡扇发动机的流量系数和落压比

	流量系数(MFR)	落压比
起飞功率	1.5	1.65
慢车功率	0.5	1.05

根据一维气体动力学理论,喷管的流量决定于四个因素:喷管落压比、喷口面积、喷流总压以及喷流总温。由于在慢车功率下,发动机处于小功率状态,风扇对来流的做功作用很小,出流的总压和总温相较于来流变化很小。例如,慢车功率时风扇增压比为1.02,即风扇出流的总压仅比来流总压高2%,以此认为通气发房出流的总压和总温与真实情况差别较小。因此,如果在低速通气发房上保留一部分内涵结构,使得外涵出口的形状得以维持,那么通气发房就能基本模拟外涵出口流量。

综上所述,通气发房无法模拟起飞功率的发动机,但通过对内涵结构进行一定的处理,可以较好地模拟慢车功率时发动机的进气效应和外涵的排气效应。对于大涵道比发动机,内涵喷流由于流量小,且包涵于外涵喷流中,通常不是动力影响研究的关注点。即使在带动力试验中,如TPS试验,内涵的流量和压比都往往与真实情况有明显的出入。

由于低速风洞试验,尤其是低速高雷诺数风洞试验,着落构型的失速特性往往是研究的重点,而此时发动机又处于慢车状态,因此如将用于低速风洞试验的通气发房设计为模拟慢车状态,那么将有助于在低速风洞试验中,尤其是现阶段还无法使用TPS技术的低速高雷诺数风洞试验中,准确地模拟和研究飞机的高升力特性和失速特性。此外,由于各种带动力试验中,均以慢车状态作为基准状态,在无动力试验中使用对应慢车流量的通气发房将有助于无动力数据和有动力数据的衔接,完善型号数据库。例如对于起飞构型,可以将无动力试验中获得的带慢车流量系数通气发房的气动数据,与TPS试验中获得的动力影响量叠加获得完整的起飞构型气动特性数据。因此,低速试验的通气发房应将慢车状态选为设计点。

### 3 通气发房设计

如前所述,通气发房的流量系数可以通过改变内涵出口面积来进行调节。从图5中可以看出,发动机的内涵喷口由内涵和尾锥构成。在设计TFN时,一般先将尾锥去除,再将内涵外形面沿其倾角延伸或截短,以达到缩小和扩大内涵出口面积的目的。

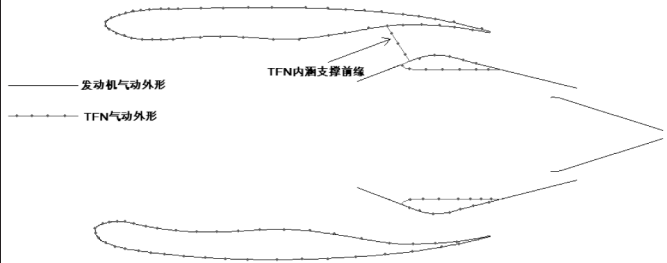


图5 发动机与通气发房气动外形比较

对于内涵内型面,可以进行简化,用等直段取代原来的喷管曲面,以使出流较为平顺。因为低速试验中,通气发房内部流场比较简单,没有高速时的局部超音速区和各种波系。对于内涵和内涵支撑件(小挂架)的前缘的处理不像高速通气发房的要求那么高。对于内涵的前缘,设计中一般可以取一个长短轴长度比不小于3的标准椭圆,并使其分别与内涵内外型面相切。

在前面关于通气发房原理的讨论中,假设了气流在流经发房内部时无粘性损失,出流总压与来流完全一致。但实际上,在靠近发房内壁面的流动区

(下转第37页)

设计,可实现配电系统装置和线路的最优化设计。

飞机系统安全标准和电源接口标准,是电源系统最基本、最重要的规范,也是飞机电源系统架构、接口及组件性能定义优化的首要途径和规则。

#### 参考文献:

- [1] 中国民用航空总局. CCAR25-R4 中国民用航空规章第 25 部:运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空总局,2011.
- [2] FAR Part 25 Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes[S].
- [3] CS25 Certification Specifications and Acceptable Means of

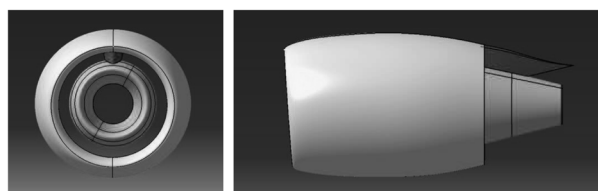
Compliance for Large Aeroplanes[S].

- [4] MIL-HDBK-516 Airworthiness Certification Criteria[S].
- [5] ISO 1540 Characteristics of electrical systems[S].
- [6] MIL-STD-704 Aircraft electric power characteristics[S].
- [7] RTCA/DO-160. Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment[S].
- [8] GJB181A-200. 飞机供电特性[Z].
- [9] MIL-STD-21480B. Generator System, Electric Power, 400 Hz, Alternating Current, Aircraft; General Specification for》
- [10] ARP 4761. Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process Civil Airborne Systems and Equipment[S].

(上接第 9 页)

域内,粘性的影响不可忽略,这会导致通气发房出流中局部区域的总压会低于来流总压,从而使实际的流量系数略小于理论值。为修正发房内部粘性损失对出流的影响,保证所需模拟的流量系数,可将内涵出口略微放大一点,增加出流量。

图 6 所示是一个基于上述设计理念和思路而设计的低速通气发房,设计时,为模拟 0.5 左右的流量系数,并考虑可能的粘性损失,在真实发动机的外形基础上,先去除尾锥,再按内涵后部倾角将其后缘略微延伸,经过试算,最终选定发房总出口面积(内涵出口面积与外涵出口面积之和)与唇口面积比( $A_{\text{exhaust}}/A_{\text{lip}}$ )约为 0.56。



(a) 正视图 (b) 侧视图

图 6 慢车流量通气发房设计示意图

为检验设计结果是否满足设计要求,利用 CFD 商业软件 CFX 对图 6 所示的通气发房进行了数值计算,计算马赫数取为 0.2,攻角有 0°、5°、10°、15°、20°和 25°。图 7 是计算得到的流量系数与攻角的关系。从图可见,计算得到的流量系数与预期的流量系数较接近,但计算所得流量系数具有一定的攻角效应,随着攻角的增大,流量系数略有增大,从 0°的 0.502 增大至 25°的 0.555。在后续研究中,将通过对内涵喷管形状的优化,获得更为稳定的发房流量,减弱流量系数的这种攻角效应。

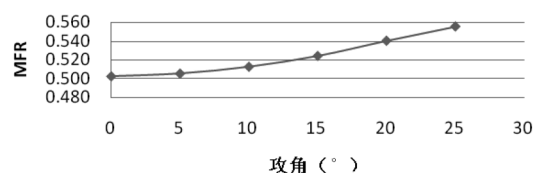


图 7 CFD 计算获得的流量系数(MFR)随攻角的变化

## 4 结论

根据通气发房原理,在保留外涵喷口形状的前提下,通过改变内涵出口面积,使发房出口总面积大致为唇口面积的一半,则可较为准确地模拟发动机在慢车状态下的进气效应和外涵的排气效应。如果将这种以模拟慢车流量系数作为设计目标的通气发房用于民机低速风洞试验,则不但能够较准确地在风洞中模拟飞机在着落进场或接近失速状态时发房与机翼附近的流场,获得可靠的高升力特性和失速特性;也有助于无动力试验数据和带动力试验数据的衔接,提高气动数据库的完善性。

#### 参考文献:

- [1] Burgsmuller W, Castan C, Hoheisel H, Kooi J W. Preparation and use of TPS-Technique for low speed investigations on transport aircraft [R]. International Forum on Turbine Powered Simulation, 1995.
- [2] OBERT E. Aerodynamic design of transport aircraft [M]. Published by IOS Press under the imprint Delft University Press.
- [3] 潘锦珊,等. 气体动力学基础[M]. 北京:国防工业出版社,1988.