

收敛型引射喷管/后体风洞试验研究

成都飞机公司 张荣华

一、试验模型和测量

本试验在600mm×600mm跨超音速风洞里进行。从图1看出, 高压空气通过空心支架进入高压室, 然行经四个径向音速喷咀膨胀进入低压室。在音速喷咀环, 端盖, 活动内套之间有一对金属波纹管来密封。从低压室来的空气分成两股流: 主流经四个空心整流支板的扇形空间; 次流经限流喷咀穿过支板内部翼型通道, 进入环形次流腔, 最后和主流汇合喷出。

40kg杆式天平测量推力, 5kg环式天平测量后体阻力。其校准精度列入表1和表2。

本试验中主喷管出口直径 D_p 为40.5mm, 引射套管直径比 D_e/D_p 为1.35, 间距比 L/D_p 为0.54。试验用了一个主喷管和两个后体。一个后体上无固定式辅助进气门(图1a)。另一个

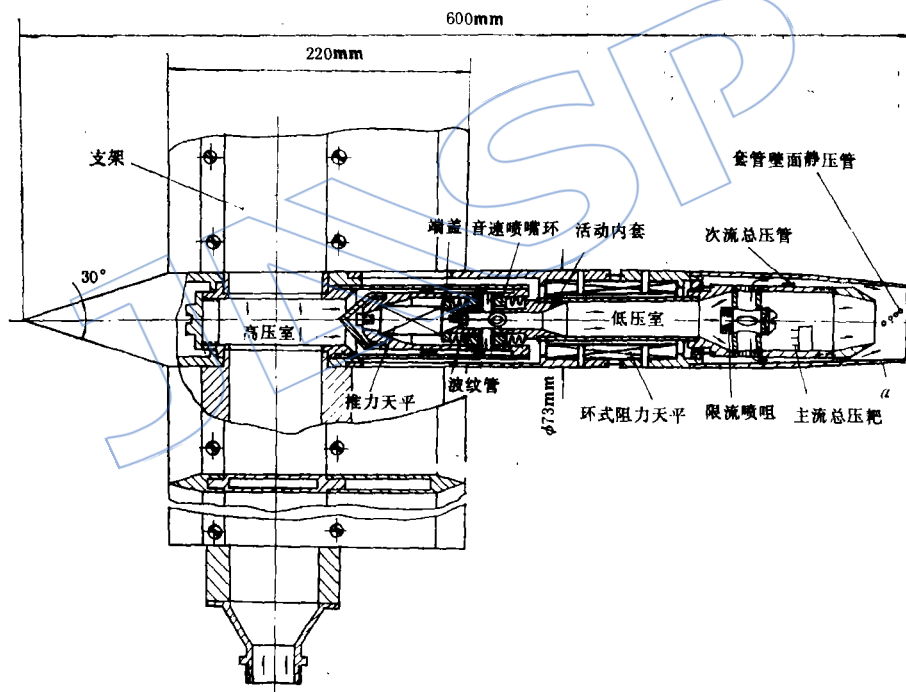


图1 喷管/后体风洞试验模型

表1 天平静校精度

天平	设计载荷	校准载荷	均方根误差 δ	相对误差 $\delta\%$
推力	40kg	50kg	$\pm 0.15\text{kg}$	0.3%
阻力	5kg	7kg	$\pm 0.021\text{kg}$	0.3%

表2 天平动校均方根误差

M	0.7	0.95	1.2
$\sigma_R(\text{kg})$	± 0.1264	± 0.2140	± 0.1413
$\sigma_X(\text{kg})$	± 0.0498	± 0.1559	± 0.1129

本文于1987年9月收到。

同样形状的后体上有六个进气门,补气的总截面积为引射套管出口面积的30% (图1b)。

由于一对波纹管的刚度不可能完全相等,而且波纹管腔内压力越高,刚度不相等越严重。因此当气流从高压室至低压室时波纹管组合件上产生一个轴向波纹管冲力 R_{mom} ,因而带来一个附加的力,被推力天平测入,必须扣除。我们用地面静态试验台,进行主喷管的静态试验,获得了主喷管出口落压比 P_p^*/P_0 和它的推力系数 C_R 间的关系 (图2示)。

由此求得主喷管的推力 R_p ,然后再把风洞模型安装在地面喷流试验台上进行主喷管的喷流试验。并使用 R_p , R_{mom} ,天平测得的推力 R_b 之间的轴向力平衡: $R_p = R_b - R_{mom}$ 地面试验时测出 R_b , P_p^*/P_0 和波纹管腔内压力 P_r ,这样就找到了 $R_{mom} = f(P_r)$ 的曲线 (图3)。最后用计算机把曲线拟合为方程,为喷管/后体风洞试验数据提供实时修正。

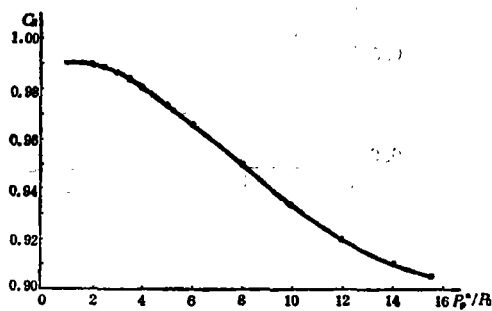


图2 主喷管推力特性

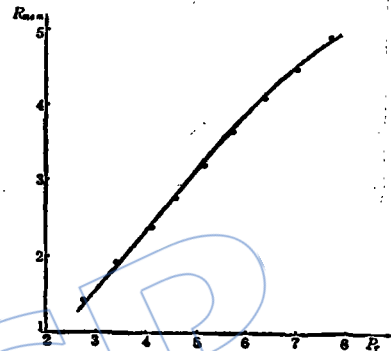


图3 波纹管冲力和内腔压力特性

二、试验结果及分析

试验的 Ma 数为0.6~1.2。在上述 Ma 数下模型的攻角和侧滑角均为零。根据图4的曲线则主喷管出口落压比为2.6~4.3。次流与主流的重量流量比为3.5%，它由限流喷嘴来控制。

1. 从图5看出,对于无辅助进气门的曲线,可以分为三段。第一段 $P_p^*/P_0 < 3.6$,当落压比 P_p^*/P_0 增加,引射喷管推力系数 R_e/R_{ip} 是增加的,此区域相当于主喷流自由膨胀。第二段 $3.6 < P_p^*/P_0 < 3.8$,当 P_p^*/P_0 增加则 R_e/R_{ip} 是减少的。这是因为喷管内过度膨胀越来越严重。第三段 $3.8 < P_p^*/P_0 < 4.3$,当 P_p^*/P_0 增加则 R_e/R_{ip} 也是增加的。这是由于喷管内部静压从小于过渡到大于外界自由流的压力,过度膨胀逐渐消失。此外还可以看出有门引入三次流的曲线略高于无门的曲线,其推力系数增大1%~1.6%。这说明补气减少了过度膨胀,使推力系数增大。

2. 从图6看出,在无辅助进气门的情况下,当 $P_p^* < P_0 < 3.7$ 时,随着 P_p^*/P_0 的增加,则引射喷管推力 R_e 减去后体阻力 X_a 与主喷管的理想推力 R_{ip} 之比被称为喷管效率的量却是迅

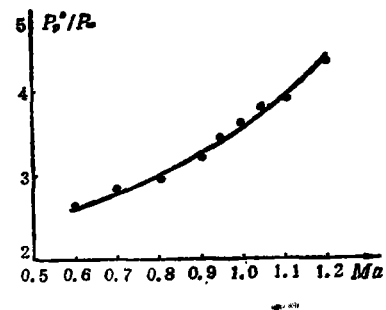


图4 马赫数与主喷管出口落压比

速地减少。当 $3.7 < P_p^*/P_\infty < 4.3$ 时, 随着 P_p^*/P_∞ 的增加, 则 $(R_e - X_a)/R_{ip}$ 是急剧地增加。这条曲线是由推力和后体阻力合成的结果。这种园弧形的后体, 其后体阻力变化趋势见参考文献。比较图 5 和图 6 的后体无门的曲线可以看出, 由于存在后体阻力, 致使有效推力减少许多。从图 6 上还可以看出, 有门补气的曲线比无门的曲线略高些, 其喷管效率增大 1.6% ~ 3.8%。

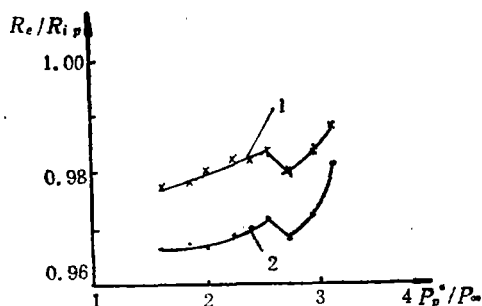


图 5 喷管推力系数的特性

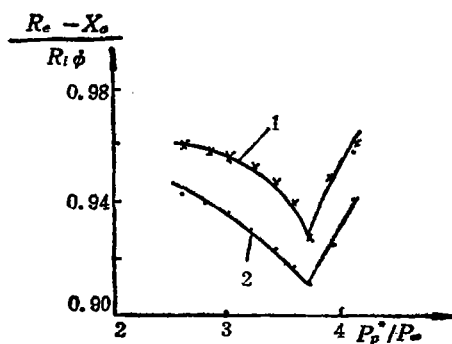


图 6 喷管效率的特性

三、结 论

1. 通过试验获得在自由流和喷流相互干扰下飞机孤立后体和引射喷管的安装性能。
2. 使用一对金属波纹管来密封会对推力测量带来误差, 利用波纹管冲力和其内腔压力的函数关系, 在喷管/后体风洞试验时, 对数据提供实时修正。
3. 在较低的次流和主流重量流量比下, 有固定式辅助进气门的引射喷管比无门的同样的引射喷管, 其喷管推力系数增加 1% ~ 1.6%, 喷管效率增加 1.6% ~ 2.8%

参 考 文 献

- [1] Carson Jr. G. T. and Lee Jr. E. E., "Experimental and Analytical Investigation of Axisymmetric Supersonic Cruise Nozzle Geometry at Mach Numbers From 0.6 to 1.3", NASA TP-1953, 1981.

TECHNICAL NOTES

EXPERIMENTAL STUDY OF ROTATING STALL IN SINGLE-STAGE AXIAL COMPRESSOR

Qiao Weiyang and Wang Zongyuan

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract

A three-hole dynamic probe is reported in this paper which can measure the unsteady flow direction, flow velocity, total and static pressures of a 2-D flow field. Three miniature pressure transducers are mounted in the probe to detect the pressure fluctuation of the unsteady flow. The dynamic pressure signals are recorded with a digital data acquisition system controlled by a microcomputer. The flowfield in rotating stall regime of a single-stage axial compressor can be studied by means of this probe and the system. The distributions of the flow velocity, flow direction, the total and static pressures in the rotating stall cells have been obtained in detail.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF CONVERGENT EJECTOR NOZZLE/AFTERBODY IN WIND TUNNEL

Zhang Ronghua

(Chengdu Aircraft Company)

Abstract

The work is aimed at determining the overall installation performance of the convergent ejector nozzle/afterbody with or without fixed auxiliary inlet doors. The experimental mach numbers range from 0.6 to 1.2. The nozzle pressure ratio extends from 2.6 to 4.3. The corrected secondary weight flow ratio is 3.5%. The testing technique presented gives the correlation of the axial momentum tare forces of bellows with the pressure measured in the bellows. The wind tunnel test data can be revised in timely manner with the tare forces computed. The tests show that due to the effect of the tertiary flow the nozzle thrust coefficient and efficiency of the ejector nozzle with fixed auxiliary inlet doors increase by 1 to 1.6% and 1.6 to 2.8% respectively compared with one without these doors.