

文章编号: 1007-3124(2004)03-0042-05

2.4m 跨声速风洞带 TPS 测力试验 数据精度要求分析

熊能, 林俊

(中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

摘要:成功建立带 TPS 风洞测力试验技术的一个关键问题是确保试验数据具有足够的精度, 必须精细地分配误差。为获得满足工程需要的高精度测力试验数据, 给出一种基于计算机符号运算的子程序, 完成不确定度计算过程中公式自动推导、计算。最后通过对 TPS 风洞试验数据精度的灵敏度分析, 给出了某运输机在 2.4m 跨声速风洞 TPS 试验中各环节的误差分配要求。

关键词:精度分析; 符号运算; TPS; 风洞试验

中图分类号: V211.79 **文献标识码:** A

An analysis of data accuracy of force measurement testing with TPS in 2.4m transonic wind tunnel

XIONG Neng, LIN Jun

(China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: It is very crucial to obtain test data of high accuracy to the successful establishment of TPS testing technique. So delicate allocation of random error is required during wind tunnel testing. This paper introduces a symbolic-computation-based program that can complete the formula derivation and uncertainty computation automatically. On the basis of sensitivity analysis of the data accuracy, the scheme of random error allocation of the TPS testing of an air transport in 2.4m transonic wind tunnel is presented.

Key words: repeatability analysis; symbolic computation; TPS; wind tunnel test

符号说明

α_m	迎角	q	速压	ΔF	被测量 F 的不确定度
C_D	阻力系数	S	模型参考面积	$\Delta_B X_i$	原始测量参数的偏离极限
F_{ab}	空气桥影响量	TPS	涡轮动力模拟器 (Turbine Powered Simulator)	$\Delta_P X_i$	原始测量参数的精度极限
F_{gross}	TPS 短舱净推力	V_{fan}	TPS 风扇气流速度	$\alpha_{i_{TPS}}, \beta_{i_{TPS}}$	TPS 安装迎角、安装偏角
F_0	来流冲量阻力	V_{core}	TPS 核心气流速度	θ, ϑ	净推力 F_{gross} 的迎角和偏角 (对体轴系)
M	试验马赫数	V_∞	来流速度	σ	精度
m_{fan}	风扇质量流量	X, Y	天平阻力元、升力元测量值	$\bar{\sigma}$	相对精度
m_{core}	核心流量	D'	带 TPS 试验阻力 (模型体轴系)		
P_0	试验段来流总压	L'	带 TPS 试验升力 (模型体轴系)		
P	试验段来流静压				

• 收稿日期: 2003-11-13; 修订日期: 2004-02-04.

作者简介: 熊能 (1978-), 男, 四川安县人, 硕士研究生. 研究方向: 喷流、TPS 动力模拟.

0 引言

飞行器设计研究时常面临的复杂问题是如何以更低的成本在更远的距离上提高有效载荷,降低燃油消耗率和提高巡航气动效率一直是设计者努力追求的目标。这不仅要求提高发动机本身的性能和机体本身的气动效率,如何实现发动机与机体的最佳安装组合,从而获得较高的外部气动效率和优良的内流性能,也是一个十分关键而颇具挑战性的问题。由于问题的复杂性,发动机/机体一体化优化设计和飞行器性能评估主要依靠风洞试验。假如 20 世纪 80 年代初期民机的阻力为“零”,到 20 世纪 90 年代中期,发动机/机体一体化研究和试验使阻力降低了 2.4%,而同一期间,改进发动机喷管,使发动机燃料消耗节省了 1%,对飞机性能的影响,总值达到 3.4%。这充分说明,带涡轮动力模拟器(TPS)的风洞试验技术对于使用涡桨和涡轮发动机的飞行器的研制具有重大意义。我国即将在 2.4m 跨声速风洞建立半模型 TPS 试验技术。

试验数据具有足够高的重复性(精度),是成功建立带 TPS 风洞测力试验技术的关键问题之一,对于亚声速运输机,以阻力系数 C_D 为代表要求其精度优于 0.5%,这对风洞测量设备提出考验。为了在设备改造过程中有的放矢,笔者对数据误差源对 C_D 精度的影响进行敏感度分析,其难点在于:(1)数学模型复杂;(2)公式推导过程繁杂容易出错;笔者给出的 SubProgram1, SubProgram2 基本上解决了这两个问题。对 1.2m 跨超声速风洞中重点型号 I 模型试验数据进行计算,计算结果与试验结果有很好的-致性,证明了程序的正确性,最后通过对 TPS 风洞试验测量误差源精度的敏感度分析,给出了某运输机在 2.4m 跨声速风洞 TPS 试验中各环节的误差分配要求。

1 数学模型

1.1 常规试验数学模型

在风轴坐标系下,

$$C_D = \frac{F}{qS} \quad (1)$$

式中:

$$q = 0.7 \rho M^2 \quad (2)$$

$$P = P_0(1 + 0.2M^2)^{-3.5} \quad (3)$$

$$M = \{5[(P_0/P)^{2/7} - 1]\}^{1/2} \quad (\text{亚声速}) \quad (4)$$

$$F = X \cos \alpha_m + Y \sin \alpha_m \quad (5)$$

将(2)~(5)代入方程(1),可得到 C_D 的显示计算式。

1.2 带 TPS 试验数学模型

图 1 是 TPS 受力简图(体坐标系),为节省篇幅,不给出确定 F_{gross} 、 F_0 、 F_{ab} 的详细过程,直接给出 TPS 推力矢量分析,由此重新定义公式(5)中的 X 、 Y 。

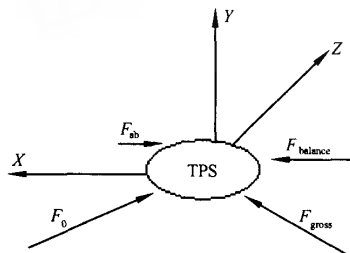


图 1 TPS 受力简图

Fig.1 Force diagram of TPS

净推力分解:

$$X_i: T(1) = F_{\text{gross}} \cos(\vartheta + \beta i_{\text{tps}}) \cos(\theta + \alpha i_{\text{tps}}) \quad (6)$$

$$Y_i: T(2) = F_{\text{gross}} \cos(\vartheta + \beta i_{\text{tps}}) \sin(\theta + \alpha i_{\text{tps}}) \quad (7)$$

冲压力分解:

$$X_i: D(1) = -F_0 \cdot \cos \beta i_{\text{tps}} \cos \alpha i_{\text{tps}} \quad (8)$$

$$Y_i: D(2) = F_0 \cdot \cos \beta i_{\text{tps}} \sin \alpha i_{\text{tps}} \quad (9)$$

$$X' = X + F_{\text{ab}} - [T(1) + D(1)]_{\text{tps1}} - [T(1) + D(1)]_{\text{tps2}} \quad (10)$$

$$Y' = Y - [T(2) + D(2)]_{\text{tps1}} - [T(2) + D(2)]_{\text{tps2}} \quad (11)$$

其中,

$$F_{\text{gross}} = m_{\text{fan}} V_{\text{fan}} + m_{\text{core}} V_{\text{core}} \quad (12)$$

$$F_0 = m_{\text{fan}} V_{\infty} = m_{\text{fan}} M_{\infty} \sqrt{1.4RT} \quad (13)$$

半模型最多带两台 TPS 试验,对每一台 TPS 需要单独计算推阻力,最后用(10)、(11)式计算得 X' 、 Y' 替换(5)式的 X 、 Y 即得到 TPS 试验 C_D 的计算公式。

2 计算

2.1 计算方法

按照理论推导方法,假定被测物理量数学模型为:

$$F = F(x_1, x_2, x_3, \dots, x_i) \quad (14)$$

式中, x_i 是风洞原始参数测量结果,认为是不相

量,则 F 的不确定度,

$$\Delta F = \sqrt{\sum_i \left(\frac{\partial F}{\partial x_i} \Delta_{Bx_i}\right)^2 + \sum_i \left(\frac{\partial F}{\partial x_i} \Delta_{Px_i}\right)^2} \quad (15)$$

手工计算的难点在于公式推导过程繁杂且容易出错,且公式有微小变化必须重新推导,计算效率低下,为此给出两个基于符号运算的程序分别完成式(14)、(15)的推导过程,得到 C 和 Fortran 的计算式。令公式(15)中所有系统偏差为零,可以计算被测量 C_D 的精度。

2.2 常规试验 C_D 精度计算及分析

由于公式推导过程由计算机完成,结果不便于阅读,这里没有给出推导结果,为了验证程序的正确性,按照表 1 给出的精度分配对重点型号 I 的试验结果进行计算,结果见表 2。计算结果与试验结果吻合良好,说明推导、计算过程的正确性。对重点型号 II 模型试验结果计算,在巡航迎角 4° 条件下,马赫数 0.6 和马赫数 0.75 时阻力系数的相对精度分别是 0.875%、0.979%,这和 0.5% 以内的要求有很大差距。

表 1 FL-24 基本参数测量精度

Table 1 Data repeatability of FL-24 wind tunnel

风洞	$\bar{\sigma}_{\rho_0}$	$\bar{\sigma}_{PC}$	$\bar{\sigma}_x$	$\bar{\sigma}_y$	σ_a
FL-24	0.03%	0.03%	0.1%	0.1%	0.05°

表 2 重点型号 I 模型测力试验 C_D 精度 ($M=0.95$)

Table 2 Repeatability of C_D of model I

α	σ_{C_D}	
	FL-24 试验	计算结果
4°	0.0002	0.0003
10°	0.0007	0.00069
16°	0.0011	0.00105

3 精度分析与分配

因为 TPS 的精度误差是由校测试验精度确定,对风洞改造而言,是不可调节的,因此本文试图提高测量设备的精度,至少使得常规试验满足阻力系数精度好于 0.5%,然后对带 TPS 进行估算。笔者选择型号 II 的常规试验数据,对试验的几个主要误差源对 C_D 影响的敏度进行分析,这些分析有一定的通用性,也由此给出合理的精度分配方案。

(1) 迎角精度

图 2 显示出对大升力系数 C_L 模型来说,迎角精度严重影响试验精度,其精度约占 C_D 精度的 80%。在计算过程中,升力系数 C_L 是迎角精度的系数,这是图 3 中 $\bar{\sigma}_{C_D}$ 随迎角增大而增大的原因,因为升力系数一般随迎角增大而增大。为了找出合理的迎角精度要求,计算重点型号 II 半模模型巡航试验状态下对应的临界迎角精度(认为只有迎角带来误差 0.33%)为 0.018° 。考虑其他误差源和现有迎角精度水平,迎角精度选择 0.01° 。从图 4 看出,马赫数 0.6 时,当迎角精度从 0.05° 提高到加到 0.01° 后, $\bar{\sigma}_{C_D}$ 从 0.875% 提高到 0.52% 左右。

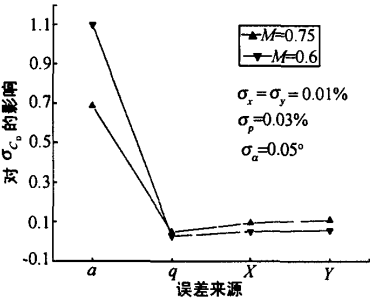


图 2 各误差源对 $\bar{\sigma}_{C_D}$ 的相对影响量

Fig.2 Relative contribution of error sources to the repeatability of $\bar{\sigma}_{C_D}$

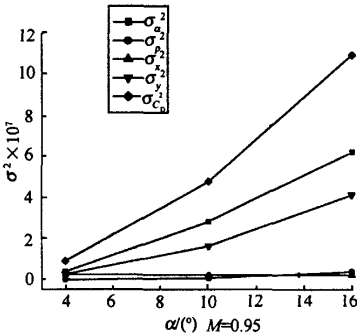


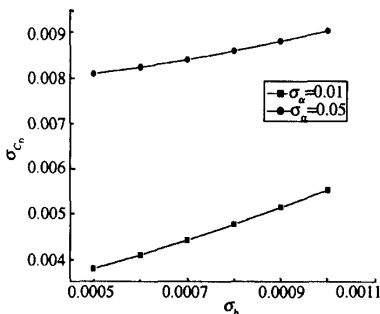
图 3 C_D 精度及误差来源影响量随迎角的变化 ($M=0.95$)

Fig.3 Repeatability of C_D and contribution of error

(2) 天平精度

天平校测通常不给出天平精度而只给出天平的不确定度,前面的计算采用不确定度的三分之一,天平量程选用设计天平指标:阻力元 1300N,升力元 20000N,从图 4 看到,在迎角精度 0.01° 时,当天平升

力阻力元精度增大 0.02%, 阻力系数的精度增大 0.1%, 可见天平精度对阻力系数精度影响非常大。我部天平精度先进指标阻力元 0.08%, 升力元 0.06%, 天平按照这一指标计算, 在马赫数 0.6 条件下可以达到阻力系数精度 0.5% 以内。



$M = 0.6 \quad \delta_p = 0.0003 \quad \delta_x = \delta_y$
图 4 C_D 精度随天平精度的变化

Fig.4 C_D repeatability change with balance

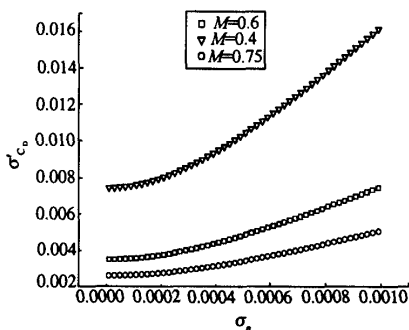


图 5 C_D 精度随压力传感器精度的变化

Fig.5 C_D Repeatability change with pressure repeatability

(3) 压力传感器精度

总压、静压测量精度影响马赫数、速压精度, 从图 5、图 6 看出, 在低马赫数范围 ($M = 0.4$), 阻力系数精度对压力精度很敏感, 而马赫数提高到 0.6 后, 敏感度迅速降低, 压力精度对阻力系数精度的影响也显著减小。图 6 清楚地表明, 速压精度与马赫数不是线性关系而是双曲线函数关系, 马赫数小于 0.5 以前速压精度变化十分激烈, $M > 0.6$ 后变化趋于平缓。

通过对几项主要误差源的分析, 给出重点型号 II 半模型试验各原始参数可能的测量精度要求见表 3。从计算结果分析, 马赫数大于 0.6 后, 各误差源对 C_D 精度的影响趋于平衡 (见图 7), 单独提高某一项误差源精度不能显著地提高 C_D 的精度。马赫数 0.4

时, 迎角精度的影响远小于其它误差源, 原因是迎角的影响主要取决于升力系数大小, 而低马赫数时升力系数有减小的趋势。分析在低马赫数 C_D 精度降低的原因是静压增大马赫数减小的结果, 这导致两个结果, 一是速压精度降低, 二是速压值减小使计算式中天平精度项的系数增大, 两方面原因使 C_D 精度迅速降低, 在 2.4m 跨声速风洞试验中, 是不可避免的。

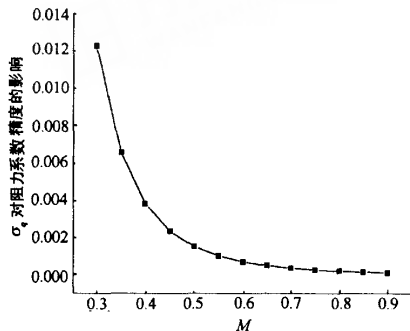


图 6 速压精度随马赫数的变化

Fig.6 Velocity pressure repeatability change with Mach number

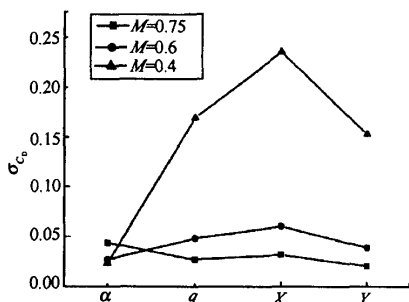


图 7 各误差源对 C_D 精度的影响

Fig.7 Relative effect of error sources to C_D

表 3 2.4m 跨声速风洞原始参数测量精度要求
Table 3 The scheme of random error distribution of 2.4m transonic wind tunnel

总压、静压精度	迎角精度	天平阻力元精度	天平升力元精度
0.03%	0.01°	0.08%	0.06%

2.3 带 TPS 试验 C_D 精度计算及分析

在没有 TPS 试验数据的条件下, 采用最大值估算的方法, 可以保证分析结果有一定的裕度。因此, 在计算过程中采用如下假设: TPS 在各试验状态 (M 不

同)总是在最大工作状态;TPS 对全机 C_D 的干扰量不考虑,在估算 C_D 、 C_L 时用带通气短舱模型试验数据;空气桥影响量全部放在阻力元。

表 4 给出按照表 3 给出精度分配的计算结果可以看到, σ_{C_D} 达到精度 0.5% 以内是可行的。

同时,可以发现,如果巡航马赫数小于 0.6,重点型号 II 带 TPS 的半模试验精度极限在 0.4% ~

0.5%。计算过程中,TPS 带来的推力误差计算使用荷兰 DNW 校测精度,质量系数精度 0.1%,速度系数精度 0.15%,这也是现阶段此类校测最高水平;天平精度已经非常高,与单台 TPS 阻力元引入的误差相当,提高天平精度效率很低;表 4 计算了迎角精度提高到 0.005° 的结果, C_D 精度只提高了 0.03% 左右;压力传感器精度已经达到 0.03%,提高的可能性很小。

表 4 按表 3 精度分配计算带 TPS 试验 C_D 精度

Table 4 Computational results of C_D repeatability testing with TPS according chart 3

M	α	σ_α	σ_{C_D}	$\bar{\sigma}_{C_D}$	一台 TPS		两台 TPS	
					σ_{C_D}	$\bar{\sigma}'_{C_D}$	σ_{C_D}	$\bar{\sigma}'_{C_D}$
0.75	4°	0.01°	0.000112	0.279%	0.000131	0.327%	0.000148	0.370%
0.6			0.000133	0.379%	0.000152	0.442%	0.000174	0.497%
0.75		0.005°	0.000096	0.239%	0.000118	0.294%	0.000136	0.340%
0.6			0.000125	0.356%	0.000148	0.423%	0.000168	0.478%

3 结 论

(1) 从理论推导的角度,Subgram1、Subgram2 基本上实现了利用误差传递公式计算试验数据精度的自动计算,解决了公式推导过程繁杂易出错的难点,极大提高了计算效率,有很高应用价值;

(2) 通过与重点工程 I 试验数据比较,证明本计算程序计算结果有很高的准确性,而精度计算正确与否的关键在于正确确定各个误差源精度;

(3) 对大升力系数模型,迎角精度严重影响 C_D 的试验精度,一般 C_D 精度随升力系数增大而迅速增大。因此,本文提出 0.01° 精度要求只能满足特定模型在特定状态(巡航状态或 $C_L < 0.5$)的试验要求;

(4) 当迎角精度提高后,试验条件特别是试验马赫数对 C_D 精度的影响之大是计算前没有估计到的,马赫数 0.4 ~ 0.6 变化十分剧烈,试验马赫数越高(亚声速条件), C_D 精度越高,0.6 后趋于平缓;

(5) 笔者提出的精度分配要求(见表 3),除迎角精度要求较高外,其他原始测量参数的精度要求没有

超过我部的现有水平。通过计算,这一结果能够达到 C_D 精度在 0.5% 以内的要求,同时,笔者认为这也是重点型号 II 带 TPS 半模试验能达到的合理的指标,可以作为改造方案设计的参考指标。

参考文献:

[1] 周 岭. 2.4 米风洞半模试验技术研究 [J]. 气动研究与发展, 2003.

[2] 恽起麟. 试验空气动力学 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1991.

[3] 刘智敏. 不确定度及其实践 [M]. 北京: 中国标准出版社, 2000.

[4] 黄 勇. 战术导弹相关性研究模型 2SSDD-1A 风洞试验数据不确定度评估 [R]. CARDC-2, 2001.

[5] 尹陆平. XXX 飞机模型 FL-26 风洞测力试验 [R]. CARDC-2, 2002.

[6] 张 平. 921-3 工程跨超声速测力试验技术研究总结报告 [R]. CARDC-2, 1996.

[7] KOOI J W, L de Haij. Engine simulation with turbofan powered simulators in the German-dutch wind tunnels.