

文章编号 : 1007-3124(2002)03-0014-06

# 高超声速风洞测力数据的关联研究

陈河梧

(北京空气动力研究所, 北京 100074)

**摘要:**通过比较分析法研究 AGARD-B 标模在 BIA 的 FD-07 风洞中气动力测量数据与其它高超声速风洞设备测量结果的相互关联。其目的,既可以综合鉴定 FD-07 风洞的流场性能和测试水平,也可以从另外意义上为数值方法的程序校验提供必要的技术支持。结果表明,在  $Ma = 4.94 \sim 7.96$  范围内,所测得 AGARD-B 标模的力、力矩和压心位置,不仅随  $Ma$  和  $\alpha$  的变化趋势与其它风洞一致,而且其变化量比较接近于各风洞测力数据拟合的逼近曲线。

**关键词:**风洞实验; 标准模型; 气动力特性; 高超声速流; 数据相关性

中图分类号: V211.24 ; V211.753 文献标识码: A

## Correlation study on data of force-measuring test in hypersonic wind tunnel

CHEN He-wu

( Beijing institute of Aerodynamics ,Beijing 100074 ,China )

**Abstract :** This paper presents the study, by means of comparison and analysis, on the correlation of the measured data of the aerodynamic forces on an AGARD calibration model B in BIA's hypersonic wind tunnel FD-07 with those in other hypersonic wind tunnels. To do the study of this kind is not only to comprehensively appraise the flow field characteristics and measurement level of wind tunnel FD-07, but also to offer necessary technological support for calibrating the procedure of numerical method. The research results show that, at  $Ma = 4.94 \sim 7.96$ , the changing trends of the measured data of forces, moments and position of pressure center on the calibration model B in wind tunnel FD-07 with Mach numbers and angle of attack are in agreement with those in other hypersonic wind tunnels, meanwhile the variances of the measured data are also close to the fitting curves acquired in other hypersonic wind tunnels.

**Key words :** wind tunnel test ; calibration model ; aerodynamic characteristics ; hypersonic flow ; data correlation

\* 收稿日期: 2001-09-11

作者简介: 陈河梧(1941-), 男, 海南乐东县人, 北京空气动力研究所研究员。

## 0 引言

风洞实验作为评估飞行器性能的重要手段，在航空与航天飞行器的发展中起着关键性的作用，主要体现在飞行器对风洞实验项目和实验能力的广泛需求，以及风洞必须逼真地模拟飞行器模型的绕流流态并为其气动设计提供准确可靠的气动参数。借助标准模型测力实验，既可以综合鉴定一座风洞投入运转后的流场性能和测试水平，又能在与其它风洞测力数据比较和相关分析的基础上，界定各种因素影响下测力数据的准确度精度，以便有效地获得可靠的实验数据应用于飞行器设计。在另外意义上也可为数值模拟复杂流场流动模型的建立和计算方法的程序校验提供必要的佐证。

之所以选择 AGARD-B 标准模型作测力数据相关研究，是因为该模型为带三角翼尖顶圆柱组合体，其流场具有较为一般的特征，其中如翼体干扰、高超声速激波诱导旋涡分离等，都是人们十分关注的重要流动现象。攻角较大时，由于激波诱导边界层分离，体和翼的背风面都会形成旋涡。弹翼的旋涡还可能作用在弹身上，形成复杂的气动干扰。旋涡分离会对其气动特性产生明显的非线性效应。对这种气动构形进行气动特性研究，无疑会对风洞试验中常见的翼体组合体气动布局外形有极其现实的典型意义。

## 1 风洞、模型和实验条件

FD-07 是新建的暂冲吹引式高超声速风洞，喷管出口直径  $\Phi 0.5\text{m}$ ，设计马赫数  $Ma$  范围为 5~12，采用更换喷管的办法改变  $Ma$  数。 $Ma > 5$  的其它轴对称型面喷管，均有水冷却装置，防止喷管结构受热喉道产生变形。

AGARD-B 标准模型是一个带三角翼的翼-身组合体，外形及其主要尺寸如图 1 所示。其基本体为尖顶旋成体与圆柱后身组合，柱段直径  $d = 60\text{mm}$ ，长细比为 8.5。翼平面形状为等边三角形，翼展是弹体直径的 4 倍，翼剖面为对称圆弧，相对厚度等于 0.04。

模型用 30CrMnSiA 材料制成，表面镀铬，光洁度为  $0.8\mu\text{m}$ 。连接模型的天平，其尾支撑外罩直径  $d_s = 0.5d$ ，长  $l_s > 3d$ ，完全符合 AGARD 标准模型设计约定的要求<sup>[1]</sup>。

标模 B 在  $Ma = 4.94, 5.93, 7.96$  三种流场校测  $Ma$  数的自由来流条件下，使用六分量应变式天平进行纵向气动力特性的测量，其升力、阻力和俯仰力矩的测量精度（测量值的均方根误差）分别为 0.003、0.001 和 0.001。上述三种  $Ma$  数下的实验攻角变化范围都是  $-4^\circ \sim 15^\circ$ ，以模型全长为特征长度的雷诺数分别为  $Re_L \times 10^{-6} = 11.5, 9.1$  和 6.8。

## 2 AGARD-B 标模的气动力特性

### 2.1 升力特性 万方数据

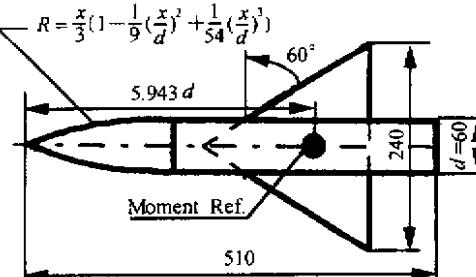
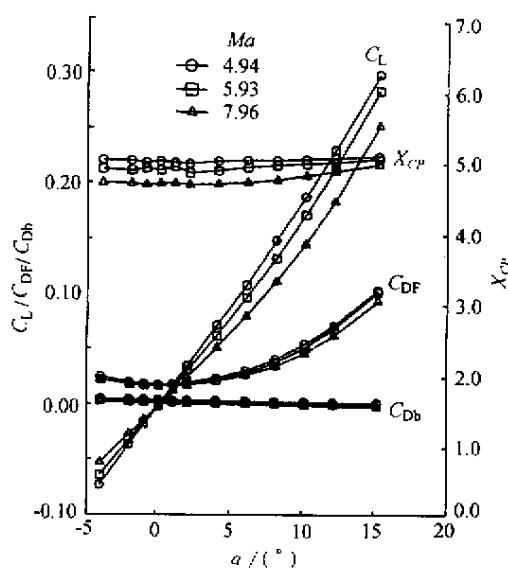


图 1 AGARD-B 标准模型外形及其特征尺寸

Fig.1 AGARD-B model drawings

图 2  $C_L \sim \alpha$ 、 $X_{CP} \sim \alpha$ 、 $C_{DF} \sim \alpha$ 、 $C_{Db} \sim \alpha$  曲线Fig.2  $C_L$ ,  $X_{CP}$ ,  $C_{DF}$  &  $C_{Db}$  vs  $\alpha$  曲线

标模 B 这种翼体组合体构形 ,在有攻角绕流条件下 ,其弹身的背风面上将形成旋涡并拖向下游。当攻角不太大时 ,激波附着于翼前缘。而当攻角增大时 ,翼背风面边界层分离也形成旋涡。这种分离旋涡的形成和发展 ,都会影响着升力变化。从图 2 看出 , $Ma = 4.94 \sim 7.96$  ,大约从  $\alpha = 4^\circ$  开始已出现非线性升力。随  $\alpha$  的增大 ,分离区逐渐扩大 ,升力系数  $C_L \sim \alpha$  曲线更加向外弯曲 ,显然非线性升力增量加大。

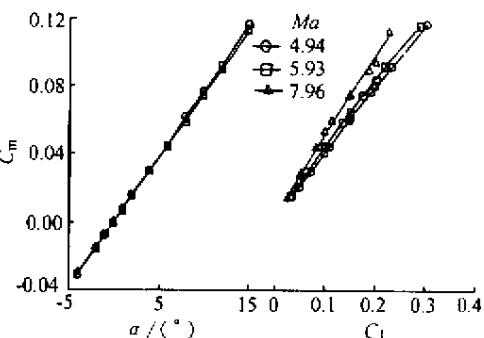
高超声速翼体之间的干扰气动特性已不同于亚、超声速 ,柱体对翼的干扰气动量变小 ,甚至可能转为不利干扰。而且 ,分离涡导致的粘性升力估计已不如压缩性对非线性升力的影响那么重要。所以图 2 也显示了升力系数随  $Ma$  数的增加而减小 ,这应该是随  $Ma$  数的增加 ,体和翼的激波强度都加大了的缘故。

## 2.2 俯仰力矩特性

对国外约定距头部顶点  $5.943d$  的力矩参考点之俯仰力矩  $C_m$  (以平均气动弦为参考长度)随攻角  $\alpha$  的变化如图 3 所示 , $Ma = 4.94 \sim 5.93$  随  $\alpha$  的增大 , $C_m$  几乎没有变化 而  $Ma$  高到 7.96 ,才显示出  $C_m$  略有减小的变化趋势。图 3 也给出这 3 个  $Ma$  数下  $C_m$  随  $C_L$  的变化曲线。在  $C_L = 0 \sim 0.3$  的升力范围内 , $C_m$  随  $C_L$  的增大而较为平缓地增加 ,且其变化率随  $Ma$  数的增加有加大的趋势 ,尤以  $C_L > 0.15$  时更为明显。

## 2.3 压心变化特性

图 2 给出  $Ma = 4.94 \sim 7.96$  相对于直径  $d$  的压力中心系数  $X_{CP}$  随  $\alpha$  的变化 ,压力中心位置随攻角增大而略微后移 ,这与超声速段压心对  $\alpha$  的变化并不敏感的情形不尽相同。看来 ,高超声速压缩性和分离涡对气动力的非线性作用有利于加强纵向稳定性。

图 3  $C_m \sim \alpha$ 、 $C_m \sim C_L$  曲线Fig.3  $C_m$  vs  $\alpha$  &  $C_m$  vs  $C_L$

## 2.4 阻力特性

前部阻力是扣除存在尾支杆的底部阻力而得到的。图2给出 $Ma = 4.94 \sim 7.96$ 前部阻力系数 $C_{DF}$ 随 $\alpha$ 的变化。显然,在正负攻角时,曲线是对 $\alpha = 0^\circ$ 轴对称的。对于这种有升力面的细长外形,弹身对前部阻力的贡献比较大,弹翼自然也是产生空气阻力的主要部件。由于诱导阻力伴随着较大攻角时非线性升力的增大而增大,所以当 $\alpha$ 过 $6^\circ$ 之后, $C_{DF}$ 急剧增大变化;但随 $Ma$ 数的增大, $C_{DF}$ 逐渐变小,与其它风洞<sup>[2,3]</sup>的测量结果毫无二致。

精确测量模型的底部压力(存在尾支杆干扰),关系到底部压力修正并给准前部阻力。影响底部压力的主要参数有:来流 $Ma$ 数和 $Re$ 数,绕流流动状态是层流还是湍流,以及模型形状和尾支杆粗细。这次实验使用的天平,其粗细和长度完全符合AGARD标准模型的设计规范,支杆对底部压力的影响理应可以忽略。因此,来流条件和流态对底部压力的综合影响应该体现于底部附近的肩部外流,情况比较复杂。图2给出 $Ma = 7.96 \sim 4.94$ 时所测得底阻系数 $C_{DB}$ 随 $\alpha$ 的变化, $C_{DB}$ 随 $Ma$ 数增大逐渐减小,高超声速时这种变化极为缓慢,几乎接近于一个常值。

## 3 风洞之间测力数据的关联

从超声速到高超声速,国内外诸多风洞都对AGARD-B标模进行过大量的测力实验。由于影响风洞测力数据的因素比较复杂,而且又往往互为牵连,很难在风洞流场品质、绕流流态模拟的逼真程度,乃至风洞测量水平等都比较一致的条件下进行风洞之间测力数据的关联,因而从通常所见的文献记载中大多都以 $\alpha = 0^\circ$ 的气动力数据来描述其中的变化规律。

文献[4]比较全面归纳了 $\alpha = 0^\circ$ 附近升力线斜率 $C_{L\alpha}$ 随 $Ma$ 数的变化,如图4所示。FD-07风洞 $Ma = 4.94 \sim 7.96$ 高超声速范围,实验所得 $C_{L\alpha}$ 从 $0.0181/\text{度}$ 比较平缓地减小到 $0.0131/\text{度}$ ,现将其值在图4中标出,则可明显看到, $C_{L\alpha}$ 实验点几乎落到诸多风洞 $C_{L\alpha}$ 数据的拟合曲线上,其相对偏差大约等于2%左右。

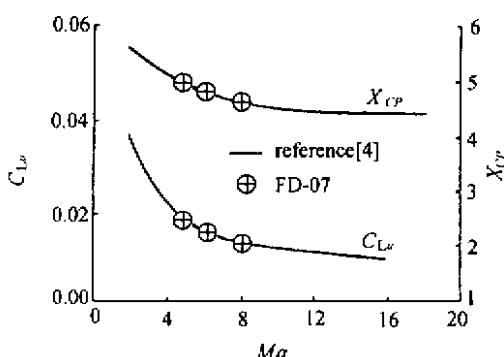


图4  $\alpha = 0^\circ$ 附近  $C_{L\alpha} \sim Ma$ 、 $X_{CP} \sim Ma$  曲线

万鸣数据<sub>Lα</sub> &  $X_{CP}$  vs  $Ma$

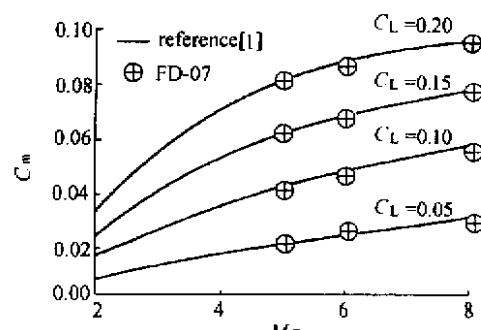


图5  $C_L = 0.05, 0.10, 0.15, 0.20$  时  $C_m$  随  $Ma$  变化

Fig.5  $C_m$  vs  $Ma$  at  $C_L = 0.05, 0.10, 0.15, 0.20$

取自文献[1]的图5给出一定升力条件下 $C_m$ 随 $Ma$ 数的变化。图中所标出的FD-07风洞实验点几乎重叠于相应的拟合曲线,不仅与国外风洞超声速的实验点比较合理地衔接,而且与高超声速的实验结果也极其一致。

国外归纳诸多风洞零升时压力中心位置随 $Ma$ 数变化的测量结果<sup>[4]</sup>,如图4所示。 $Ma = 4.94 \sim 7.96$ ,压力中心位置以不足 $0.2d$ 的小量前移。注意到,标出该图中的这种压心变化与其中拟合曲线的变化极其一致,不仅表现在压心相对移动量很小,大约为 $0.01d \sim 0.04d$ ,而且表现在超声速到高超声速压心位置随 $Ma$ 数增加从急剧到平缓前移极有规律的衔接变化。

标模B的外形对称,其零升前阻是把零攻角下阻力调整到零底阻而得到的,包括压阻和摩阻,都与流动状态密切相关。尤其是摩阻,对 $Re$ 数极为敏感,集中地反映了 $Re$ 数大小所决定的边界层流态的影响。图6是文献[4]归纳前阻和底阻的典型结果,国外从超声速到高超声速诸多风洞的标模B测力实验,由于主气流 $Re$ 数的差异,各风洞的多数零升前阻测值大致以 $\pm 10\%$ 的相对偏差带在拟合逼近曲线上下散布。

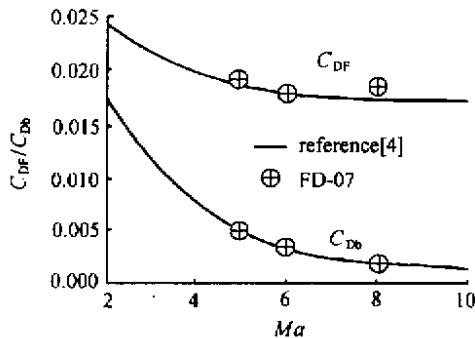


图6  $\alpha = 0^\circ$ ,  $C_{DF}$ ,  $C_{DB} \sim Ma$  曲线

Fig.6  $C_{DF}$  &  $C_{DB}$  vs  $Ma$

现把FD-07风洞 $Ma = 4.79 \sim 7.96$ 时测得的零升前阻值在图6中标出。相对而言,FD-07风洞的测值更加靠近零升前阻数据的拟合曲线,其中 $Ma = 4.94$ 和 $5.93$ 时,相对偏差低于 $3\%$ ,而 $Ma = 7.96$ 时为层流阻力值,也许流态的影响占了优势,使相对偏差稍大了些,达到 $5\%$ 。可见,FD-07风洞所测得的零升前阻,密集于从超声速到高超声速零升 $C_{DF} \sim Ma$ 拟合曲线,并随 $Ma$ 增大平缓减小,与国外其它风洞实验结果的变化规律完全趋同。

## 4 结 论

通过对AGARD-B标模在FD-07风洞中 $Ma = 4.94 \sim 7.96$ 气动力测量结果的分析,以及与其它风洞测力数据关联的讨论,可以归纳下列结论:

(1)升力系数大约从 $\alpha = 4^\circ$ 起就随攻角的增大以非线性规律变化,升力曲线斜率逐渐增加。 $Ma = 4.94 \sim 7.96$ 增加时,零攻角附近的升力线斜率比较平缓地减小,其变化量与其它风洞的测力结果极其吻合。

(2)俯仰力矩的测量数据与其它风洞的实验结果相一致。 $Ma$ 数从 $4.94$ 增大到 $7.96$ ,压力中心以不足 $0.2d$ 的小量前移,压心位置移动偏离数据的曲线拟合逼近值大约为 $0.01d \sim 0.04d$ 。

(3) $Re$ 数的差异使得国外其它风洞的前阻测量数据出现较大散布。FD-07风洞的前阻测值随 $Ma$ 增加变化很小,零升前阻落在国外光滑曲线的 $\pm 10\%$ 散布带中,与曲线拟合逼近值的最大相对偏差约为 $6\%$ 。

为了改善主梁断面空气动力学设计中存在的以上问题,我们提出如下建议:

(1) 由于该桥与类似跨度的其它悬索桥相比,扭弯频率比较低,尤其是一阶扭转频率(对称)较低,因此,建议通过适当途径增加扭弯频率比和低阶扭转频率。这样,即使不改善气动外形,也可适当提高颤振临界风速。

(2) 可考虑在主梁断面的风嘴上增加翼型导流片,改善局部的气动外形,以便降低涡激共振的振幅。

## 参考文献:

- [1] 公路桥梁抗风设计指南.北京:人民交通出版社,1996.10.
- [2] 李富铭.桥梁简化断面颤振的试验研究.空气动力学学报,1984(1):64~69.
- [3] 李明水.连续大气湍流中跨度桥梁的抖振响应[学位论文].成都:西南交通大学,1993.
- [4] 廖海黎.大跨悬索桥风致振动研究[学位论文].成都:西南交通大学,1996.
- [5] SCANLAN, R H. 风对结构的作用.刘尚培等译.上海:同济大学出版社,1992.

(上接第18页)

## 参考文献:

- [1] HARTZUIKER J P. A Review of measurements on AGARD calibration model B in the Mach number range from 1.4 to 8. NLR Report MP.200.
- [2] COATS Jack D. Force tests of on AGARD calibration model B at  $M = 2.5$  to 6.0. AEDC-TN-60-182.
- [3] KAYSER L D, FITCH C R. Force and pressure tests of an AGARD calibration model B at a Mach number of 8. AEDC-TN-60-34.
- [4] MATTHEWS R K, TRIMMER L L. Force and pressure tests of an AGARD calibration model B at a Mach number of 10. AD 430 701.