

文章编号: 0258-1825(2014)05-0587-13

# 高超声速气动力数据天地相关性研究综述

陈坚强<sup>1,2</sup>, 张益荣<sup>1</sup>, 张毅锋<sup>1</sup>, 陈亮中<sup>1</sup>

- (1. 中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 四川 绵阳 621000;
2. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000)

**摘要:**综述了国内外高超声速飞行器气动力数据天地换算技术方面的研究现状及趋势,内容包括高超声速飞行器气动力地面试验研究进展,气动力数值计算技术研究进展和试验数据关联外推方法研究进展。其中,气动力地面试验研究进展部分重点关注国内外与高超声速飞行器研制密切相关的地面风洞试验的能力和不足,及相应的处理手段;气动力数值计算技术研究进展部分主要对国内外若干典型软件的综合能力及其满足高超声速技术的程度进行了概述;气动力试验数据关联外推方法主要对早期美国航天飞机、X-43A 及其他飞行器研制过程中用到的气动力天地数据关联方法进行了调研;在上述基础上,进一步指出了开展高超声速飞行器气动力数据天地换算技术需关注的问题。

**关键词:**空气动力学;相关性;风洞试验;飞行试验;计算流体力学

**中图分类号:** V411.4

**文献标识码:** A

**doi:** 10.7638/kqdlxxb-2014.0092

## 0 引言

高超声速飞行器整个研制过程中,存在诸多需要解决的关键技术,如推进系统、材料、一体化设计及地面试验和数值模拟技术等,其中气动特性研究是极为重要的部分。长期以来,风洞试验在各类飞行器研制中占据重要地位,包括预测飞行包线内的气动力热环境、建立气动数据库、确认数值模拟结果的可靠性以及在流动机理研究等,然而针对高马赫数低雷诺数的高超声速流动领域,风洞试验还难以对所有的物理问题进行模拟,如真实气体效应和稀薄气体效应等。计算流体力学(Computational Fluid Dynamics; CFD)虽然可以对各种物理流动问题进行数值模拟,但一方面其数据可靠性需要得到对本身数值方法的验证,另一方面对于复杂物理现象下的复杂流动还缺乏实验数据的确认。由此,将 CFD、风洞试验和飞行试验紧密结合,发展从地面风洞试验数据向天上真实飞行数据的外推方法,提高风洞试验数据的可靠性与可用性,深入开展风洞试验、CFD 计算和飞行条件数据之间的相关性研究,建立三者之间的关联模型,将有助于高超声速飞行器研究过程中气动数据库的建立,同

时也能更好地为飞行控制律的设计提供支撑,对于高超声速飞行器的发展具有极其重要的意义。

## 1 气动力地面试验研究

常规风洞试验以  $Ma$  数与  $Re$  数作为相似准则,对于亚声速至超声速流动飞行器的气动力试验是适用的,在允许温度与流场品质方面折衷情况下,可以保证气动力试验数据较高的精准度。但对于高超声速流动问题,目前风洞试验能力并不能完全满足当前高超声速飞行器发展对气动力特性研究的需求,其不足主要表现在风洞性能(如  $Ma$  数与  $Re$  数包线,由图 1 可知,即使在地面试验水平较高的美国和欧洲,风洞试验仍无法完全覆盖所有飞行器真实飞行条件下的  $Ma$  数与  $Re$  数范围)、试验段尺寸、有效运行时间、流场品质和测量仪器等方面。

从国外主要大型高超声速风洞可知(表 1),马赫数 8 以上的试验能力存在明显缺口,无法提供  $Ma$  连续变化的气动力数据。在 Hyper-X 计划(McClinton et al, 1998<sup>[1]</sup>)中,美国使用了兰利研究中心(Langley Research Center; LaRC)和阿诺德工程发展中心(Arnold Engineering Development Center; AEDC)

\* 收稿日期:2014-08-20; 修订日期:2014-09-15

基金项目:国家自然科学基金(11372342)

作者简介:陈坚强(1966-),男,浙江上虞,研究员,研究方向:高超声速复杂流动数值模拟。E-mail:jq-chen@263.net

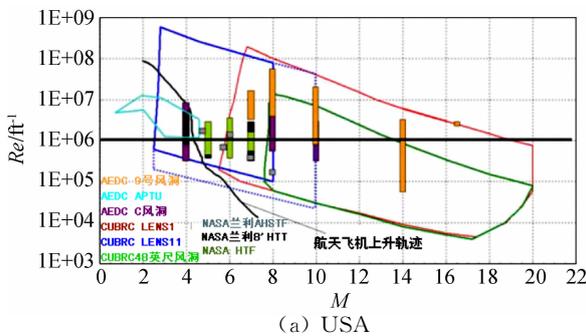
引用格式:陈坚强,张益荣,张毅锋,等.高超声速气动力数据天地相关性研究综述[J].空气动力学学报,2014,32(5):587-599.

doi: 10.7638/kqdlxxb-2014.0092. CHEN J Q, ZHANG Y R, ZHANG Y F, et al. Review of correlation analysis of aerodynamic data between flight and ground prediction for hypersonic vehicle[J]. ACTA Aerodynamica Sinica, 2014, 32(5): 587-599.

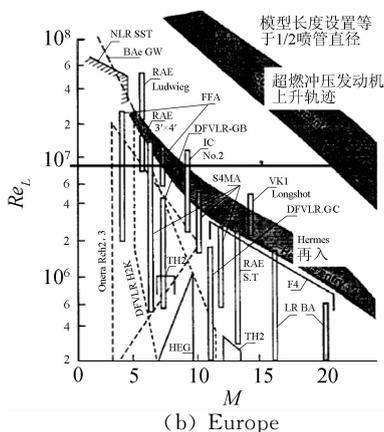
的众多高超声速风洞设备,依然无法覆盖气动力数据库中所有  $Ma$  数范围,而飞行试验和 CFD 就成了其有力的补充,填补了如  $Ma=7,9$  等气动力数据缺口。从这一点来说,CFD 和风洞试验的结合已经体现出其优势。

表 1 国外主要大型高超声速风洞

国家	设备/风洞	试验段尺寸(m)	有效试验时间	$Ma$ 数	总温(K)
欧洲	法国 ONERA S4 MA	0.6-1.0	90s	6,10,12	1850
	法国 ONERA F4	0.3-0.8	100ms	7-18	6000
	德国 DLR HEG	0.8	2ms	7-8	13000
	英国 DRA 激波管	0.7	100ms	5-13	4000
日本	NAL 高超	0.5/1.27	120s/60s	5,7,9,11/10	1500/-
	TsAGI T-116	1.0	-	5,6,7,9,10	1075
俄罗斯	TsAGI T-117	1.0	120s	10,12,14,18,20	2600
	TsNIIMAS U-306-3	1.2	60s	4,6,8,10	1100
美国	AEDC VKF-B	1.3	-	6.8	750
	AEDC VKF-C	1.3	-	4,8,10	1250
	AMES 3.5 FT	1.1	240s	5,7,10	1920
	LaRC 8 FT	2.4	60s	4-7	2200



(a) USA



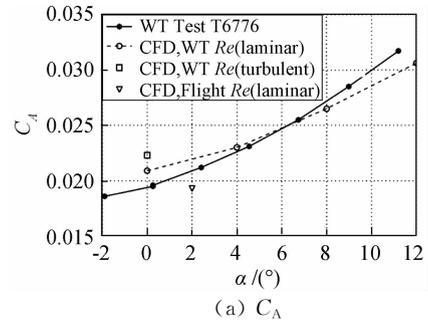
(b) Europe

图 1 美国和欧洲高超声速风洞设备模拟能力

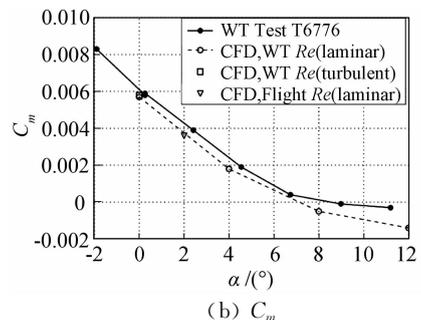
Fig. 1 Capability of wind tunnel facilities in USA and Europe

随着  $Ma$  数的增大,利用地面风洞正确模拟真实飞行条件下的流动状态变得困难,导致单纯利用风洞试验获得飞行器气动力数据的可信度越来越低,不确定度也越来越高。图 2 是(Buning et al,2000<sup>[2]</sup>)针对 X-43A 将不同  $Re$  数和边界层流态(层流/湍流)下的 CFD(Overflow 软件)计算结果与风洞试验数据

(LaRC 的 20 英寸  $Ma$  6 风洞)进行比较,从中可知,边界层流态与  $Re$  数的不同将对气动力特性产生影响,包括轴向力系数  $C_A$  与俯仰力矩系数  $C_m$ 。对于高超声速风洞试验来说,边界层流态与  $Re$  数模拟在多数情况下需要进行折衷,甚至无法正确模拟。



(a)  $C_A$



(b)  $C_m$

图 2 X-43A 飞行器风洞试验与 CFD 计算比较

Fig. 2 Comparison between wind tunnel and CFD results for X-43A vehicle

Hyper-X(Davis et al,2008<sup>[3]</sup>)的风洞试验数据相比于第二次飞行试验数据,轴向力系数  $C_A$  偏低 10%~15%,法向力系数  $C_N$  偏高 10%~15%,其中两者的来流条件差异是可能原因之一。一方面,即使在风洞试验模拟能力范围内,风洞试验条件与飞行条件之间也不会完全一致,X-43A 在 CUBRC LEN I 风洞中试验条件与飞行条件之间就存在约 1%~5% 的差异;另一方面,对于同一风洞,由于气源、测量仪器等原因,不同车次之间来流参数也存在差异,文献表明(Berry et al,2000<sup>[4]</sup>),LaRC 的 20 英寸  $Ma$  6 风洞在对 X-43A 飞行器进行不同车次试验时, $Re$  数、来流  $Ma$  数、来流总压及波后总压最大变化量分别达到  $\pm 5\%$ 、 $\pm 2\%$ 、 $\pm 3\%$  和  $\pm 8\%$ 。所以,有必要开展风洞试验数据的修正与外推工作。从 19 世纪 60 年代至今,国外在这方面做了大量工作,如 Bushnell et al<sup>[5]</sup>(2006)列出了 13 条风洞试验与真实飞行之间存在的差异,包括由  $Re$  数引起的流态差异、来流品质、洞壁及支架等干扰、壁温及湿度等、测量仪器差异、气动弹性变形、模型保真度及安装、真实气体效应等;Dietz et al<sup>[6]</sup>(1981)总结了北约(North Atlantic Treaty Organization;NATO)国家在大攻角风洞试验数据修

正方面的研究成果;McKinney et al<sup>[7]</sup>(1981)对当时风洞数据向飞行条件修正的研究进行了总结,包括 TECT/F-111、F-15、B-1、F-16E、航天飞机和 X-29A 等飞行器地面试验数据的传统半经验性修正与外推,以及利用 CFD 手段进行的修正研究;Sim<sup>[8]</sup>(1997)针对 X-24A 飞行器开展了气动力数据导数的天地相关性研究;MacWilkinson et al<sup>[9]</sup>(1974)针对 C-141A 飞机开展地面风洞试验与飞行测量数据之间的相关性研究;Kirsten et al<sup>[10]</sup>(1983)将风洞试验与 CFD 计算相结合,开展雷诺数修正、洞壁及支架干扰修正等研究;Dougherty et al<sup>[11-12]</sup>(1982)针对 F-15 战斗机开展了风洞试验雷诺数外推的研究工作;Praharaj et al<sup>[13]</sup>(1997)研究了超声速导弹喷流的地面试验与真实飞行之间的尺度效应;另外,还有 Ewald<sup>[14]</sup>(1998)、Ferri<sup>[15]</sup>(1971)、Usry et al<sup>[16]</sup>(1971)、Binion<sup>[17]</sup>(1983)、Newman et al<sup>[18]</sup>(1984)、FDP Working Group<sup>[19]</sup>(1990)、Katz et al<sup>[20]</sup>(1995)和 Langer<sup>[21]</sup>(1996)等和组织针对柔壁洞壁的干扰修正,以及航空发动机、直升机等飞行器或部件的风洞试验的洞壁干扰开展了大量研究工作;Elsenaar<sup>[22]</sup>(1988)、Haines<sup>[23-25]</sup>(1976, 1994, 2000)和 Laster et al<sup>[26]</sup>(1988)等针对因飞行器模型缩比及流动参数不同而导致的风洞试验雷诺数缩比引起的影响,开展了研究工作;Hartzuiker et al<sup>[27]</sup>(1976)、Fisher et al<sup>[28]</sup>(1982)、Steinle et al<sup>[29]</sup>(1982)和 Korner et al<sup>[30]</sup>(1994)等针对欧洲和美国 AEDC 跨声速风洞试验中来流扰动的影响开展的研究;Sykes<sup>[31]</sup>(1973)和 Magill et al<sup>[32]</sup>(2003)等人针对模型尾支杆安装的影响开展的研究;Ferri<sup>[15]</sup>(1971)、Fanning et al<sup>[33]</sup>(1979)和 Norris<sup>[34]</sup>(1979)等针对推进器安装的影响开展的研究;Jaarsma et al<sup>[35]</sup>(1973)和 Lu et al<sup>[36]</sup>(2002)等针对地面与飞行试验测量仪器之间的差异开展的研究;AGARD<sup>[37]</sup>(1983)和 Elsenaar<sup>[22]</sup>(1988)等针对真实气体效应的影响开展的研究。

相应的,国内研究人员也开展了风洞数据修正外推的工作,如倪章松等<sup>[38-39]</sup>(1999, 2000)利用等效动压法和壁压信息法完成了运八飞机风洞试验的洞壁修正,给出了较为一致的两种修正方法的修正结果,并认为在洞壁干扰修正时,必须考虑螺旋桨滑流的影响;尹陆平等<sup>[40]</sup>(2000)将实测洞壁压力分布作为洞壁边界条件,利用求解 Euler 方程的方法获得 SB-03 模型试验的洞壁干扰量;章荣平等<sup>[41]</sup>(2006)针对气动中心 FL-12 风洞尾撑支杆干扰研究进行了试验和数值计算研究,对不同迎角下的尾撑方式给出了建议;黄达等<sup>[42]</sup>(2004)研究了洞壁对三角翼表面动态

压力分布的影响;高永卫等<sup>[43]</sup>(2010)利用 ANSYS 软件给出翼型绕流的准确洞壁干扰修正量;张小莉等<sup>[44]</sup>(2010)发展了一种采用 Kriging 和 CFD 技术对风洞试验不确定度参数进行修正的方法;陈德华等<sup>[45]</sup>(2002)针对小展弦比飞机的非线性气动特性预测,完成了支架、洞壁、进气、喷流、雷诺数及静弹性等影响的修正;金亮等<sup>[46]</sup>(2010)指出可利用 CFD 对风洞试验数据进行修正,可得到真实飞行条件下较为可靠的气动力数据。

对于高超声速流动问题,需要特别关注的流动与几何参数有:壁面温度  $T_w$ 、来流雷诺数  $Re$ 、模型尺度缩比、来流  $Ma$  数等,将风洞试验与 CFD 进行有效的结合可以提高气动力数据的可用性和可信度,从而更好地服务于气动力数据库的建设。

## 2 气动力数值计算研究

理论上,随着物理化学模型的不断完善,数值方法的不断改进,CFD 完全可以再现天上真实的飞行状态。相比航空飞行器,航天飞行器的风洞试验更加困难、外形较简单更适合 CFD 计算,且随着高性能计算机的发展,CFD 已成为飞行器设计和流场分析不可缺少的重要手段,而解决风洞试验与飞行数据的天地相关性问题正是其中一项重要的研究内容。因此,世界各国在各自高超声速技术发展计划的推动下研发了大量功能全面,性能良好,适用范围很广的 CFD 软件。

### 2.1 国外 CFD 发展水平介绍

国外高超声速流动 CFD 软件发展较为成熟,软件种类多,既有通用性好的商业软件,又有专业性强的专用软件。

首先,以美国为首,NASA 最具代表性,开发了一大批专业 CFD 软件,如应用于常规气动力研究的 CFL3D、PAB3D、TLNS3D 和 FUN3D;被 NASA 视为高速推进设备内流特性模拟标准的 VULCAN;高超声速流动主力模拟软件 LAURA;基于重叠网格/动网格技术的 Overflow。此外,美国商业软件公司也研制了一系列专业 CFD 软件,如 AeroSoft 公司的超燃发动机性能评估软件 GASP、CRAFT 公司的 CRAFT/CRUNCH 软件、Metacomp 公司的 CFD++ 等。波音公司是 CFD 软件的大型用户,主导开发了 WIND-US。这些软件被广泛应用于 X-33、X-38、X-43A、航天飞机等高超声速飞行器的研制过程之中,在气动性能评估、防热设计、天地相关性研究以及数据库建立方面发挥了巨大作用。图 3 为 NASA 主力 CFD 软件对 X-34 俯仰力矩  $C_m$  的计算结果与风

洞试验数据的比较,可以看到,高  $Ma$  数下 CFD 计算结果与风洞试验数据具有较好一致性(Pamadi et al, 1999<sup>[47]</sup>)。图4是利用 SRGULL 软件对 X-43A 内流道数值模拟与飞行数据的比较(McClinton, 2006<sup>[48]</sup>),其一致性也较好。

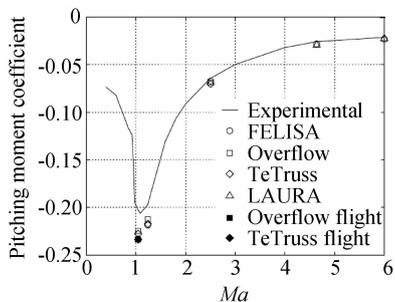


图3 NASA 主力 CFD 软件计算结果与风洞试验数据比较  
Fig. 3 Comparison between NASA prime CFD code and wind tunnel results

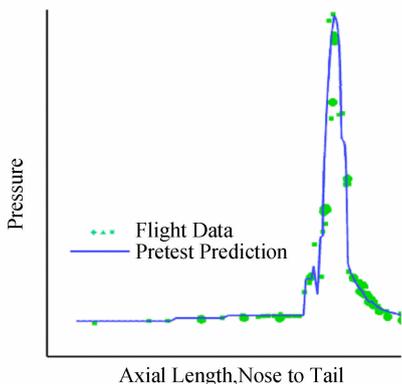


图4 SRGULL 计算结果与飞行数据比较  
Fig. 4 Comparison between SRGULL code and flight test results

在欧洲,针对高超声速流动的 CFD 软件系统发展也较为成熟。在结构网格解算器方面,有法国 ONERA、CERFACS 和空中客车公司等联合开发的 elsA、NSMB,法国 ONERA, MBDA-F 和 LCSR-CNRS 联合开发的 MSD,德国 DLR 和 GMD 等开发的 FLOWer,英国开发的 RANSMB、PMB3D,芬兰赫尔辛基大学等开发的 FINFLO,瑞典和比利时合作开发的 EURANUS。随着求解问题的几何外形越来越复杂,非结构算法发展迅速,尤其是 20 世纪末期,包括德国 DLR 的 TAU、法国 Dassault 的 AETHER 以及 NLR 的 FASTFLO 等。此外,还有日本 NAL 的 K&T、印度的 PARAS3D 等。

随着计算机速度和并行技术的发展,CFD 数值模拟为解决高超声速技术中气动问题提供了强有力的支撑。例如,FUN3D 软件并行规模在 2000 年就已经达到了 3072 个 CPU。为了获得 X-51A 飞行器气动力数据库,NASA 和 Boeing 公司采用  $1.4 \times 10^6$

个 CPU 小时获得了 X-51A 全机外形约 5000 个状态的气动特性数据。

## 2.2 国内 CFD 发展水平介绍

在高超声速数值模拟软件方面,中国空气动力研究与发展中心(简称气动中心)先后建立了一系列具有良好通用性、鲁棒性、可靠性和精度的软件,包括:

(1) CHANT—高超声速 CFD 平台。主要用于高超声速飞行器气动特性预测和评估。CHANT 是基于多块结构网格的有限体积计算平台,计算格式全(如 NND、TVD,集成了 Steger-Warming、Van Leer 和 AUSMPW+ 等矢量通量和 Roe 的通量差分分裂方法,限制器包括 minmod、Van Leer, min\_Van 等),湍流模型丰富(如 Baldwin-Lomax、Spalart-Allmaras、SST 等,及可压缩修正方法),能够模拟完全气体、冻结流、空气平衡气体和化学非平衡气体流动,具备大规模并行计算能力,具有很高的计算效率与计算精度,先后参与完成我国大量武器型号的高超声速气动特性预测和评估,具有良好的通用性、鲁棒性和可靠性<sup>[49-51]</sup>。

(2) AEROPH—气动物理特性计算软件系统。由 AEROPH\_Flow、AEROPH\_Radiation、AEROPH\_AOE 和 AEROPH\_RCS 四个子软件系统组成,主要用于高超声速飞行器气动物理特性计算分析。软件系统具备热化学非平衡流场数值模拟、气动热计算、气动力计算、目标辐射特性、电磁散射特性和气动光学效应的计算分析能力。目前已用于多个型号导弹的流场模拟、电子密度分布、全目标的红外辐射特性、电磁散射特性计算和多个重大工程及多个武器型号的气动计算<sup>[52-54]</sup>。

(3) Abacus—高超声速气动热计算软件。主要用于各种高超声速飞行器流场的气动热环境的数值模拟分析,已很好地完成了对多个系列导弹、类航天飞机外形、类 X-43 外形、升力体外形等一系列飞行器气动热环境的高精度预测<sup>[55-56]</sup>。

(4) AHL3D—超燃冲压发动机数值模拟平台。已通过高达 8192 个 CPU 的大规模并行计算测试,计算结果得到氢和碳氢燃料超燃冲压发动机试验结果的确认,具备开展超燃冲压发动机研究的能力<sup>[57-58]</sup>。

此外,北航、中国航空气动力技术研究院、清华等高等院校及研究单位在 CFD 计算方法、物理模型研究及 CFD 软件开发等方面也积累了丰富的经验,为我国高超声速技术领域气动问题的解决提供了有力的技术支撑。

## 3 气动力数据关联外推方法研究

所谓气动力数据天地相关性研究,就是基于某个

关键的关联参数,通过拟合或修正等数据分析与处理的方式,建立地面预测与真实飞行条件下气动力数据间的联系,最终完成地面风洞试验数据(也包括 CFD 计算数据)向真实飞行数据的修正与外推,并给出相应的误差和不确定度分析。

飞行试验数据可作为地面试验的最终校正结果,寻求两者之间的“一致性”已成为空气动力学稳步发展和高超声速飞行器研制的强大动力和保证。一方面,飞行数据为地面试验的技术改进和结果校正提供了基准数据,为设计和建设具有更高模拟能力的风洞设备提供持续的技术支撑,由此带来的技术进步为飞行器研制风险的降低创造了条件,使得先进飞行器的性能、经济性和安全性都变得更好。另一方面,用飞行试验来验证地面试验也是空气动力学研究的基本内容,如果地面试验预测值与飞行值一致,则为降低飞行器设计的安全裕度提供了技术支撑;如果预测值偏离了实际值,那么只要飞行器保持完好(或者说能够获得到此时足够的信息),不仅为飞行器以后的安全飞行提供了技术支撑,而且将有助于未知现象的发现或对已知现象重要性有更进一步的认识。如 X-15 在飞行中受到显著的破坏是因激波碰撞和干扰加热导致的,而航天飞机在实际飞行中体襟翼配平偏角超过设计值一倍可能是真实气体效应的原因等等,这些现象的发生在地面试验过程中都是未知或不够受重

视的。

飞行前预测数据、飞行数据及关联参数是天地相关性研究的三要素,其中关联参数是最核心的。然而,根据飞行数据和飞行前预测数据随基本流动相似参数的分布规律,找出普适的关联参数十分困难,需要深入开展地面风洞试验和真实飞行之间的相关性研究,发展从地面风洞试验数据向飞行条件的外推方法,对高超声速飞行器发展具有重要意义。

### 3.1 航天飞机天地相关性研究

早期,美国由于缺乏高焓流动模拟设备,航天飞机的气动力试验结果没能充分体现真实气体效应影响,导致飞行试验时出现配平舵偏角高出设计值一倍之多的“高超声速异常”现象(Arrington et al) 1984<sup>[59-60]</sup>)。图 5 是航天飞机的天地相关性研究结果(Romere, 1984<sup>[61]</sup>),图 5(a、c、d)是飞行数据与飞行前预测数据的直接比较,其中升阻比  $L/D$  具有良好相关性,但  $C_A$  和压心系数  $X_{cp}/L_B$  与理想的相关性直线存在偏移量,图 5(b)是对飞行前  $C_A$  减去 0.004 后得到的相关性曲线,其结果有明显改善,原因未知。因此,开展气动力数据的天地相关性研究,需构建合理的关联参数,使其既满足气动力数据曲线变化规律,又充分反映真实流动的物理特征。基于上述分析,关联参数是由对飞行器气动力特性具有重要影响的流动特性参数组合而成的无量纲量。

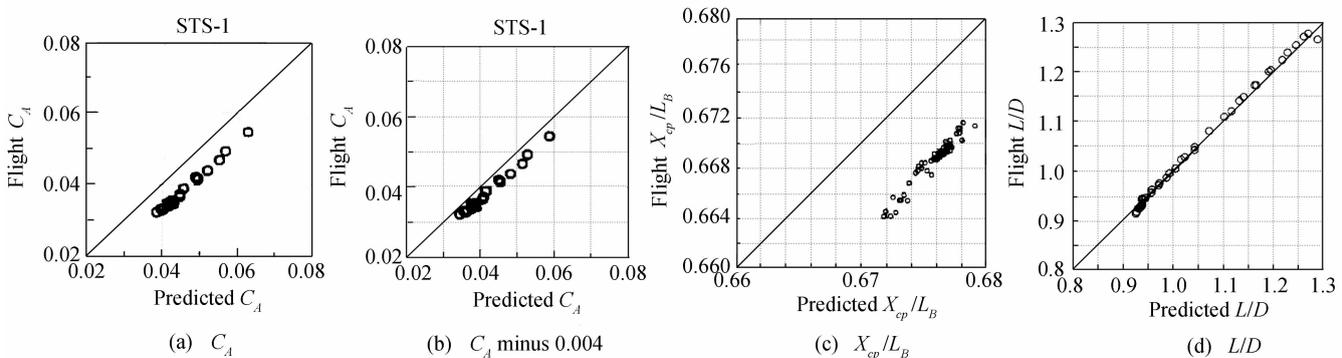


图 5 航天飞机气动力特性飞行与预测数据的相关性

Fig. 5 Correlation between flight and predicted results for Space shuttle

在飞行器进行飞行试验之前,为完成真实飞行条件下的气动力特性预测,天地相关性研究的核心工作就是关联参数的构造,如美国航天飞机的关联参数在  $Ma < 15$  和  $Ma > 15$  时分别取  $Re$  数和第三粘性干扰参数  $\bar{V}'_{\infty}$ 。对于高超声速飞行器,由于地面设备无法完全模拟高  $Ma$  数低  $Re$  数的真实飞行状态,关联参数的选择尤其困难,也尤为重要。早期的航天飞行活动没有对稀薄气体、真实气体及粘性干扰效应等问题给予应有的重视,直到 20 世纪 70 年代初,才基于 60 年代的技术基础开始开展关联参数研究。当时研究

人员为将  $Ma$  数、 $Re$  数和温度比  $T_w/T_{\infty}$  与摩擦系数  $C_f$ 、边界层转捩、当地压力和传热系数等气动特性相关起来,围绕  $\bar{\chi}$ 、 $\bar{V}$ 、 $\bar{V}_{\infty}$  等参数开展了大量研究工作。

NASA 和空军通过风洞试验,根据再入外形  $L/D$  特性的不同将其进行分类,以便将跨越较大  $Ma$  数  $Re$  数范围的气动特性相关起来,作为将地面数据外推到飞行条件的一种方法。Whitfield et al<sup>[62]</sup>(1963)和 Griffith et al<sup>[63]</sup>(1983)研究了粘性阻力对钝头细长锥体的影响,利用 Tsien“滑移参数” $\bar{V} \sim M(R)^{-1/2}$ ,使粘性阻力和气动特性( $L/D$ )关联起来。由于  $\bar{V}$  与 Lees et

al<sup>[64]</sup> (1952)和 Probstein et al<sup>[65-66]</sup> (1955, 1956)的高超声速粘性干扰参数( $\bar{\chi} \sim M^3(R)^{-1/2}$ )相似,后来将 $\bar{V}$ 称为高超声速粘性参数。传统的高超声速粘性干扰参数( $\bar{\chi}'_{\infty} = M_{\infty} \sqrt{C'_{\infty}} / \sqrt{R_{\infty,L}}$ )通常用于建立局部量(表面压力、传热和摩擦等)的关联关系,而如果将积分量(如 $C_A$ )表示为 $\bar{\chi}'_{\infty}$ 的函数,就要确定风洞试验和再入飞行条件的差异。在针对钝锥外形的研究中,早期对较宽试验和飞行条件范围( $Ma=8\sim 30, Re=1 \times 10^3 \sim 6.8 \times 10^7, \gamma=1.4$ 和 $1.667$ )内的完全气体粘性效应和关联参数的研究,使用了 Probstein 的弱干扰理论,将包含多个变量( $Ma, Re, T_w, \gamma$ 等)的非粘性和粘性阻力分开,继而完成多个钝锥外形的气动力估算,并换算成航天飞机的气动力系数,完成初步研究工作,图 6(Woods et al, 1984<sup>[67]</sup>)给出了当时的典型研究结果。由图可知,除再入飞行条件外,滑移参数 $\bar{V}_{\infty} = M_{\infty} \sqrt{C'_{\infty}} / \sqrt{R_{\infty,L}}$ 和 $M_{\infty} / \sqrt{R_{\infty,L}}$ 均可将风洞数据相关起来,但只有 $\bar{V}'_{\infty} = M_{\infty} \sqrt{C'_{\infty}} / \sqrt{R_{\infty,L}}$ 具有将风洞与再入飞行条件下的航天飞机 $C_A$ 关联起来的能力。图 7(Woods et al, 1984<sup>[67]</sup>)是航天飞机风洞试验气动力数据随 $\bar{V}'_{\infty}$ 的变化曲线,从中可知, $C_A$ 随 $\bar{V}'_{\infty}$ 的变化趋势明确,数据分布带宽约 $\pm 0.005$ 。当 $\bar{V}'_{\infty}$ 从 0.005 到 0.07 变化时, $C_A$ 增大一倍,反映出粘性

干扰效应的影响;对于真实气体效应对气动力特性的影响,改变比热比 $\gamma$ 是当时唯一可用的试验方法。从图 7 可知, $\gamma$ 的变化(氦气, $\gamma=1.667$ ;空气和氮气, $\gamma=1.4$ ;CF<sub>4</sub>, $\gamma=1.12$ )对 $C_A$ 几乎没有影响,对 $C_N$ 和 $C_m$ 的影响也未超出其数据散布带宽范围。虽然从试验研究可知,高空高 $Ma$ 数下,真实气体效应引起的抬头力矩减小量不会超过由粘性干扰相关性所获数据的容差。但由于当时地面试验条件的限制,研究工作一直难以区分低密度效应和真实气体效应分别对气动特性的影响。后来通过对飞行试验、风洞试验和 CFD(无粘流)结果的综合分析,得出真实气体效应是飞行试验(STS-1)过程中出现“高超声速异常”现象的主要原因。由此,形成将风洞试验、理论分析和 CFD 技术相结合的气动力地面试验数据关联外推方法。

图 8 是航天飞机风洞试验数据外推到真实飞行条件的方法框图,图 9 是飞行轨道上某高度点 $C_m$ 的构成(Griffith et al, 1984<sup>[58]</sup>),其中 $Ma$ 数效应和真实气体效应影响由 CFD 得到,粘性干扰效应影响由半理论分析和粘性干扰数值程序得到,这些效应影响加到 $Ma=8$ 的风洞试验结果上就得到飞行条件的气动力数据。图 10 表明利用这种外推方法获得的气动力数据与飞行数据的吻合度得到明显改善。

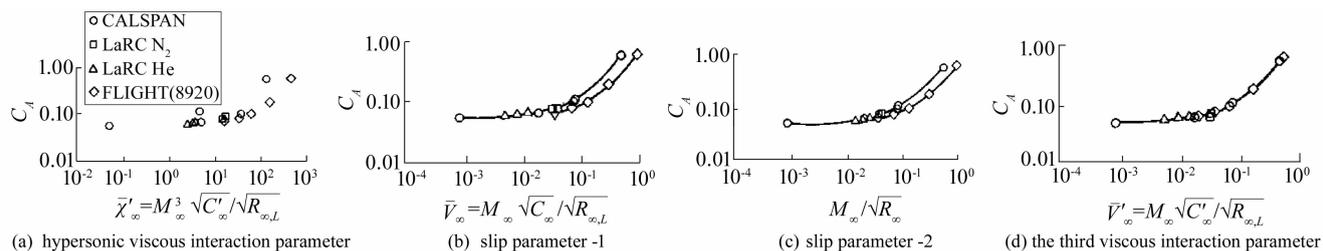


图 6 航天飞机天地相关性研究中的四个相关性参数

Fig. 6 Four parameters in correlation between flight and ground test results for space shuttle

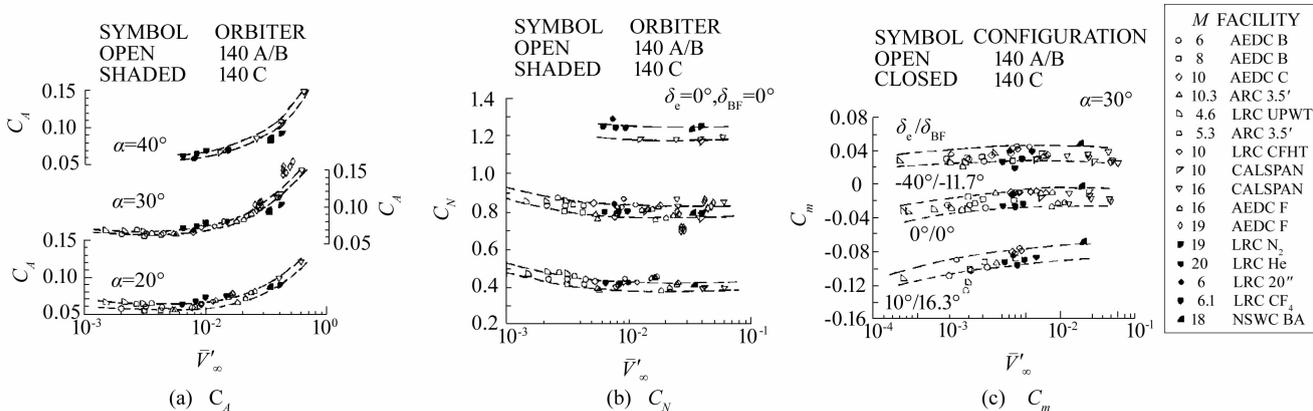


图 7 航天飞机风洞试验气动力数据随 $\bar{V}'_{\infty}$ 变化

Fig. 7 Wind tunnel test aerodynamics data vs.  $\bar{V}'_{\infty}$  for space shuttle

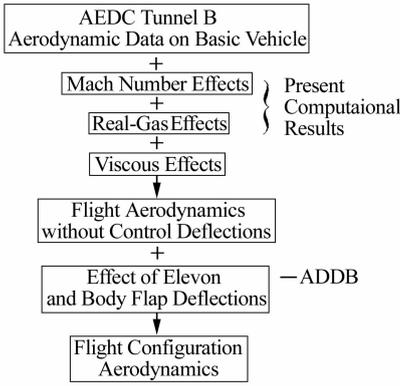


图 8 航天飞机气动力预测外插方法

Fig. 8 Extrapolation methodology for space shuttle aerodynamics coefficient

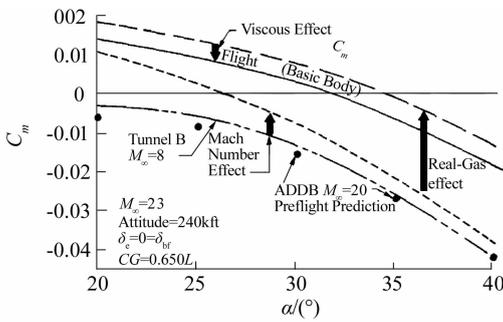


图 9 航天飞机气动力预测外插结果

Fig. 9 Extrapolation results for space shuttle aerodynamics coefficients

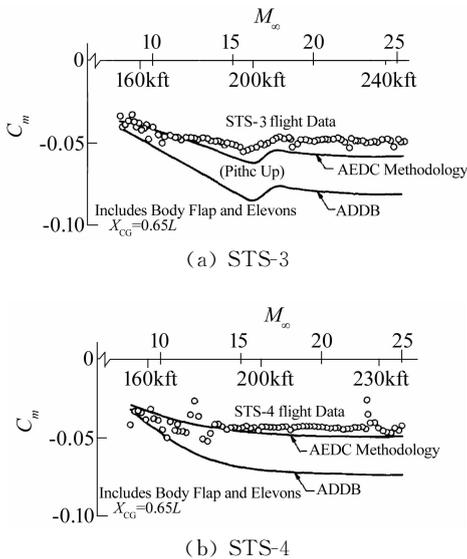


图 10 航天飞机气动力外插结果与飞行数据比较

Fig. 10 Comparison between extrapolation and flight test results for space shuttle aerodynamics coefficients

美国航天飞机的成功经验表明，对于高超声速复杂外形飞行器，综合运用理论分析和 CFD 是完成风洞试验数据外推研究工作的可行方案。然而，建立起地面预测气动力数据与真实飞行数据之间的关联是一项非常复杂而繁琐的工作。如航天飞机在建立关

联参数  $\bar{V}'_{\infty}$  的过程中，考虑了众多影响因素，其中参考温度  $T'$  对关联结果有重要影响，它又包含了来流  $Ma$  数、比热比  $\gamma$  (考虑真实气体效应) 和壁面温度  $T_w$  (经过精细调整) 等因素的影响，其中的每个环节都可能不同程度地引入误差，因此，完成不确定度分析并给出合理的误差带是十分必要的。

### 3.2 风洞数据外推

目前低速风洞数据外推相对来说有一定基础。对于低速风洞数据的外推(恽起麟, 1996<sup>[69]</sup>)，西欧国家在对空客 A300B 模型进行风洞试验时，利用不同缩比模型测量飞机起飞状态下最大升力系数  $C_{L,max}$ ，并获得  $C_{L,max}-Re$  曲线，然后与飞行值比较，结果发现低  $Re$  数下风洞试验的  $C_{L,max}$  比飞行值小很多；而当  $Re \geq 3 \times 10^6$  时，风洞试验的  $C_{L,max}$  进入  $Re$  数的自准区，其值与飞行值接近。这说明在研究风洞试验的  $C_{L,max}$  与飞行值相关时，必须计及  $Re$  数效应，只有试验  $Re$  数进入自准区，或试验  $Re$  数大于临界  $Re$  数时，采用变  $Re$  数的试验曲线外插，能得到与飞行数据较为一致的  $C_{L,max}$ ，如图 11(a)。对阻力特性的研究中，由于是亚声速和超声速流动，于是研究者直接利用风洞试验的  $C_{x0}$  按照卡门-舍恩赫尔 (Karman-Schoenber) 摩擦系数与  $Re$  数的关系外插计及压缩性影响获得，其结果与飞行值比较吻合，如图 11(b)。这些先期开展的相关性研究工作对高超声速飞行器的天地相关性研究具有一定的参考意义。

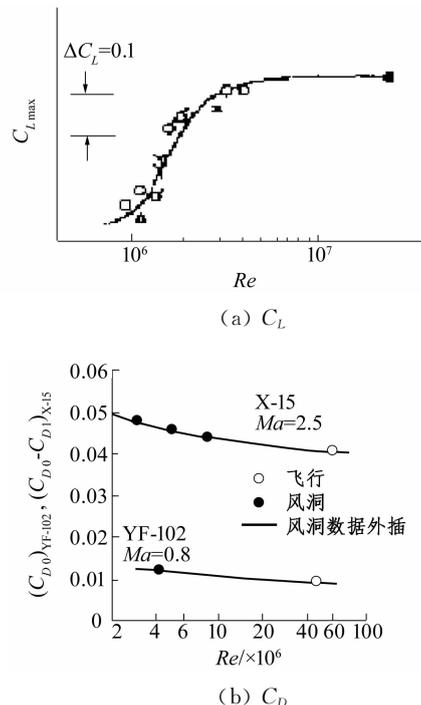


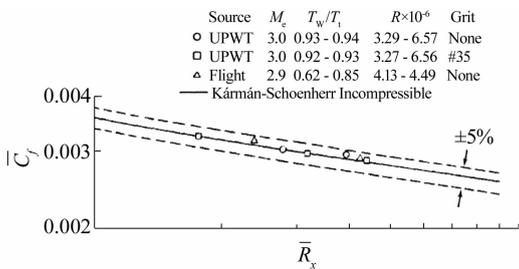
图 11 风洞试验气动力特性与飞行的相关性

Fig. 11 Correlation between wind tunnel and flight test results for aerodynamics coefficients

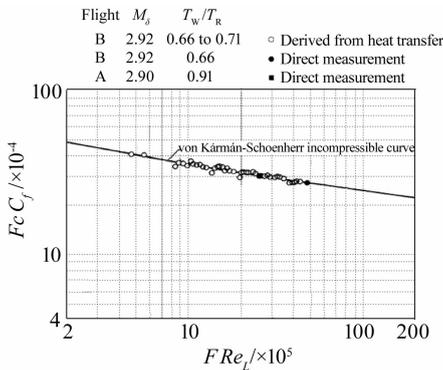
恽起麟<sup>[69]</sup>(1996)指出要使风洞试验数据与飞行数据有很好的相关,必需保证风洞试验及数据修正和飞行试验及其数据修正的精确度。就风洞试验数据的精度(重复性误差)来讲,可以达到很高的水平,阻力系数的误差可达到1~2个阻力单位。但要把风洞数据修正到飞行状态,必须保证风洞模型的流态与飞行流态相同(如边界层流态、分离状况等),这是风洞试验数据修正的基础。采用美国航天飞机的做法,用同一个模型在不同风洞中试验,用不同缩比模型在同一座风洞中试验,对分析试验数据的精确度,给出试验数据的不确定度十分有益。

### 3.3 Re 数插值与外推

早期, Saltzman et al<sup>[70]</sup>(1981)和 Fisher et al<sup>[71]</sup>(1978)为了获得 YF-12 飞行器的气动性能,基于 von Karman-Schoenherr 不可压  $T'$  方法开展了大量工作,如可压缩性修正及湍流影响修正等,其研究重点就是基于  $Re$  数外插的风洞试验数据外推,取得了不错的成果,如图 12。



(a) E. J. Saltzman



(b) R. D. Quinn

图 12 摩擦阻力系数外插

Fig. 12 Extrapolation of friction drag coefficient

Nicoli et al<sup>[72]</sup>(2006)利用 CFD 对欧洲小型运载火箭 VEGA 的风洞试验数据向天上飞行条件外推。以  $C_N$  为例,利用表达式  $C_N = a(\lg Re)^{b(Ma)}$  将风洞数据外插获得天上数据,由图 13 可知,低  $Ma$  数下,单纯以  $Re$  数为变量拟合的曲线有很好的线性,CFD 能够填补试验数据的空缺以正确把握气动特性变化规律。但在高超声速条件下,由于 CFD 结果与试验数

据的不一致性(图 14)以及表达式中攻角的非线性变化特性,很难单纯依靠  $Re$  数的函数完成地面试验数据外推。

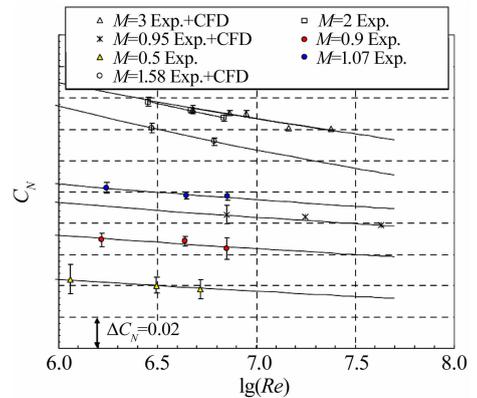


图 13 对 VEGA 的  $C_N$  进行  $Re$  数外插

Fig. 13 Extrapolation of VEGA's  $C_N$  by  $Re$

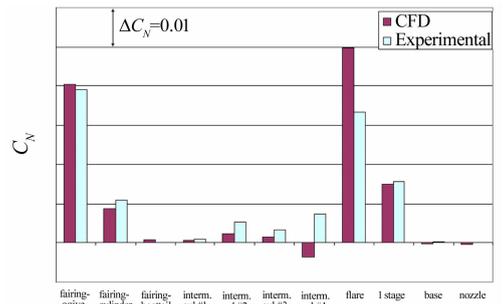


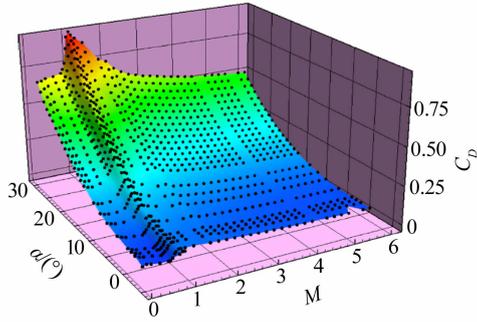
图 14 高超声速条件下 CFD 与风洞试验数据的不一致

Fig. 14 Disagreement between CFD and wind tunnel for hypersonic flow

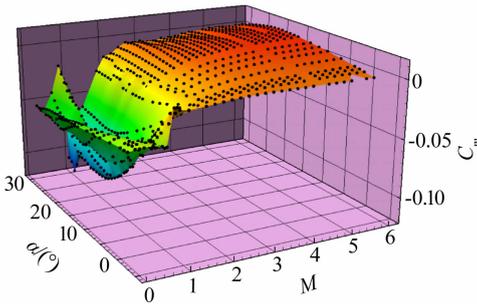
### 3.4 高超声速地面数据外推与数据库建设

高超声速飞行器气动特性的复杂性要求在气动数据库建设时,CFD、风洞试验和飞行试验这三大空气动力学手段高度互补。从美国对 X-33、X-34 和 X-43A 的气动力数据库建立来看,CFD 在其中已经扮演着十分重要的角色(Kontinos et al, 2000<sup>[73]</sup>, Parikh et al, 2004<sup>[74]</sup>, Bermudez et al, 2003<sup>[75]</sup>)。数据库建设是一项庞大的工程,包括广泛的地面试验,飞行前气动力数据库的发展、验证和确认,以及降低风险方面的工作,这其中会遇到大量的气动挑战,只有通过全面的风洞试验、CFD 模拟和分析才能加以解决。其中,CFD 的作用主要是补充计算确定整个飞行包线关联参数点上的气动力,以及对风洞数据的修正以更加符合天上实际飞行条件。图 15 是简单的以  $Ma$  数与攻角变化的某滑翔飞行器数据库示意图(Murman et al, 2004<sup>[76]</sup>),实际上图中仅仅描绘了整个数据库在侧滑角为  $0^\circ$  时的一个切面。实际飞行包线参数空间的参数是非常丰富的,包括  $Ma$  数、 $Re$  数、攻角、侧滑角等流动参数和副翼、升降舵、方向舵偏角等几何参数。如考虑更多物理参数或气动效应,

如发动机推力装置、真实气体效应等,则所需状态总数将非常庞大,从研究的经费预算、时间节点等角度来说,单纯依靠风洞和飞行试验的手段是远远不够的,而 CFD 具备丰富的物理模型以及高效批量数据生产能力,在得到试验数据的有效确认后,可以充分对试验数据进行补充,完备数据库的建设。



(a)  $C_D$

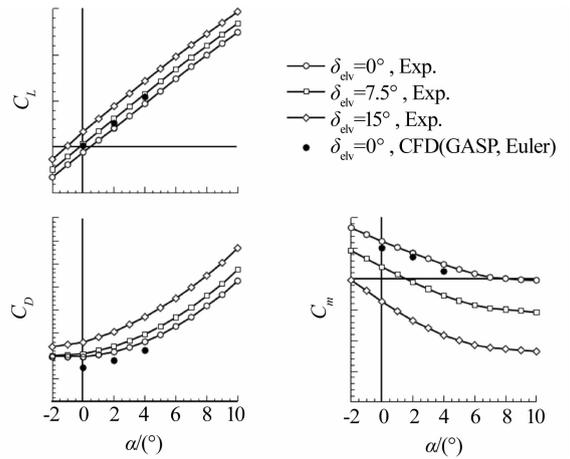


(b)  $C_m$

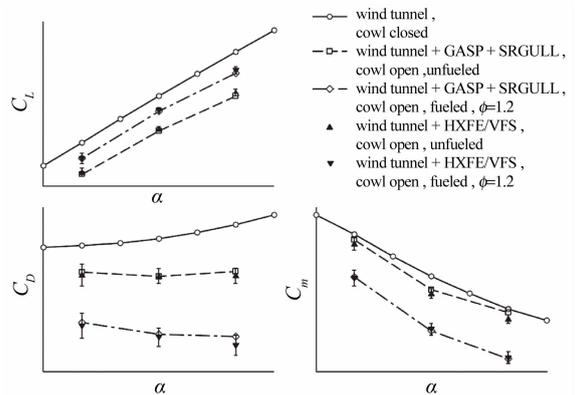
图 15 气动数据库示意图

Fig. 15 Illustration of aerodynamics database

Hyper-X 计划(Walter et al, 2000<sup>[77]</sup>, Charles et al, 2000<sup>[78]</sup>, Holland et al, 2000<sup>[79]</sup>)为建立全部飞行包线范围的完整气动力数据库,利用 CFD 对风洞试验(包括 Lockheed-Martin 公司的 Vought 高速风洞, LaRC 的 16 英寸跨声速风洞、20 英寸马赫 6 风洞和 32 英寸马赫 10 风洞群等)进行了有力补充。首先,研究人员完成全弹道范围内的压力与热载荷分布 CFD 计算结果与风洞试验结果的确认,见图 16(a);其次,在此基础上,利用 CFD 将较低  $Ma$  数下的风洞试验数据外推至较高  $Ma$  数的飞行条件(Frendi, 1999<sup>[80]</sup>, Huebner et al, 2000, 2001<sup>[81-82]</sup>)。如针对进气道封口情况,利用  $Ma = 6$  的风洞试验和 CFD 计算结果的差量,完成  $Ma = 7$  的 CFD 数据的修正(图 16b 表明 CFD 修正结果与风洞试验数据一致性较好),并利用同样处理方式得到其余  $Ma$  数下修正 CFD 数据,如图 17;最后,结合两次飞行试验的大量数据组成 X-43A 的气动力数据库,图 18 是 X-43A 第三次飞行试验数据与数据库预测结果的比较,图中还标注了 95% 置信度的不确定度范围(McClinton, 2006<sup>[48]</sup>, Morelli et al, 2005<sup>[83]</sup>)。



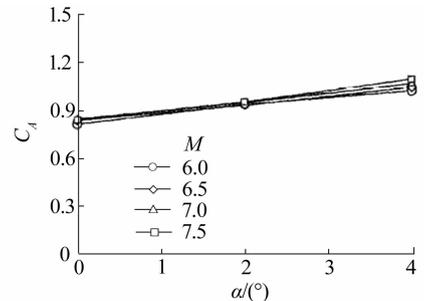
(a) CFD vs. wind tunnel



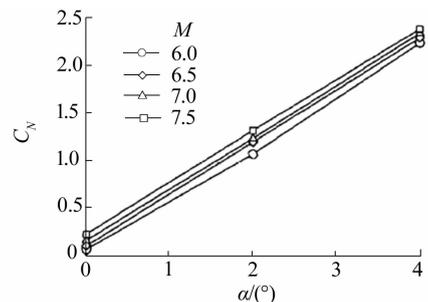
(b) CFD+wind tunnel vs. wind tunnel

图 16 X-43A 风洞试验与 CFD 结果比较

Fig. 16 Comparison between wind tunnel and CFD results for X-43A Vehicle



(a)  $C_A$



(b)  $C_N$

图 17 X-43A 修正后 CFD 数据

Fig. 17 Corrected CFD results of X-43A vehicle



率、可靠性等方面都提出了更高的要求。气动数据库的建立是气动研究成果的集中体现,高效、可靠地获得气动数据是目前高超声速飞行器研制过程中的关键技术。天地相关性研究的目的,一方面通过对地面试验数据的修正与外推,提高飞行前预测数据的准确性,同时也提高了已有地面试验设备的可用性;另一方面,通过建立地面试验与真实飞行间的关联,可以为高效、可靠地生产气动力数据奠定基础,如利用海量的无粘流数值模拟结果,叠加粘性效应、真实气体效应和稀薄气体效应等影响,就可快速获得真实飞行条件下的气动力数据。

随着 CFD 技术的不断发展及计算机性能的不断提高,CFD 在空气动力学研究中的地位将会变得越来越重要。CFD、风洞试验和飞行试验的有机结合是空气动力学学科发展的内在需求,也是高超声速飞行器研制的有力保障。区别于亚跨超声速,高超声速飞行器的天地相关性研究面临的问题多、难度大,必须加以重视。以美国的高超声速飞行器发展计划为例,从航天飞机到 Hyper-X 计划,都十分重视天地相关性的研究,这为我们开展此类研究提供了极具参考价值的科学依据。

## 参 考 文 献:

- [1] McCLINTON C R, HOLLAND S D, ROCK K E, et al. Hyper-X wind tunnel program[R]. AIAA 98-0353, 1998.
- [2] BUNING P G, WONG T C, DILLEY A D, et al. Prediction of Hyper-X stage separation aerodynamics using CFD[R]. AIAA 2000-4009, 2000.
- [3] DAVIS M C, WHITE J T. X-43A flight-test-determined aerodynamic force and moment characteristics at Mach 7. 0[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, 45(3).
- [4] BERRY S A, DIFULVIO M, KOWALKOWSKI M K. Forced boundary-layer transition on X-43(Hyper-X) in NASA LaRC20-Inch Mach 6 air tunnel[R]. NASA/TM-2000-210316, 2000.
- [5] BUSHNELL D M. Scaling: wind tunnel to flight[J]. *Annu. Rev. Fluid. Mech.*, 2006, 38: 111-128.
- [6] DIETZ R O, LASTER M L. Wind tunnel corrections for high angle of attack models[R]. AGARD-R-692, 1981.
- [7] McKINNEY L W, BAALS D D. Wind-tunnel/flight correlation-1981[R]. NASA CP-2225, 1981.
- [8] SIM A G. A correlation between flight-determined derivatives and wind-tunnel data for the X-24B research aircraft[R]. NASA TM-113084, 1997.
- [9] MacWILKINSON D G, BLACKERBY W T. Correlation of full-scale drag predictions with flight measurements on the C-141A aircraft-phase II, wind tunnel test, analysis, and prediction techniques[R]. NASA CR-2334, 1974.
- [10] KIRSTEN P W, RICHARDSON D F, JACOB D, et al. Ground/flight test techniques and correlation[R]. AGARD CP-339, 1983.
- [11] DOUGHERTY N S, FISHER D F. Boundary layer transition on a 10-degree cone: wind tunnel/flight data correlation (invited)[R]. AIAA 80-0154, 1980.
- [12] DOUGHERTY N S, FISHER D F. Boundary-layer transition correlation on a slender cone in wind tunnels and flight for indications of flow quality[R]. AEDC-TR-B1-26, 1982.
- [13] PRAHARAJ S D, ROGER R P, CHAN S C, et al. CFD computations to scale jet interaction effects from tunnel to flight [R]. AIAA 97-0406, 1997.
- [14] EWALD B F. Wind tunnel wall corrections[R]. NASA NO. 19980236568, 1998.
- [15] FERRI A. Engine airplane interference and wall corrections in transonic wind tunnel tests[R]. AGARD AR-36-71, 1971.
- [16] USRY J W, WALLACE J W. Drag of a supercritical body of revolution in free flight at transonic speeds and comparison with wind-tunnel data[R]. NASA TN D-6580, 1971.
- [17] BINION T W. Wall interference in wind tunnels[R]. AGARD AR-190, 1983.
- [18] NEWMAN P A, BARNWELL R W, et al. Wind tunnel wall interference assessment/correction 1983[R]. NASA CP-2319, 1984.
- [19] FDP Work Group 12. Adaptive wind tunnel walls: technology and applications[R]. AGARD AR-269, 1990.
- [20] KATZ J, WALTERS R. Investigation of wind-tunnel wall effects in high blockage testing[R]. AIAA 95-0438, 1995.
- [21] LANGER H J. An experimental evaluation of wind tunnel wall correction methods for helicopter performance[C]. Proc. 52<sup>nd</sup> Annu. Forum Am. Helicopter Soc., 2: 1451-74, 1996.
- [22] ELSENAAR A. On reynolds number effects and simulation. In aerodynamic data quality and accuracy: requirements and capabilities in wind tunnel testing[R]. AGARD CP-429, 1988.
- [23] HAINES A B. Further evidence and thoughts on scale effects at high subsonic speeds[R]. AGARD CP-174, 1976.
- [24] HAINES A B. Scale effects on aircraft and weapon aerodynamics[R]. AGARD AG-323, 1994.
- [25] HAINES A B. Prediction of scale effects at transonic speeds: current practice and a gaze into the future[J]. *Aeronaut. J. Sept.*, 2000: 421-31.
- [26] LASTER M L, Chairman W G. Boundary layer simulation and transition in wind tunnels[R]. AGARD AR-224, 1988.
- [27] HARTZUIKER J P, PUGH P G, LORENZ-MEYER W, et al. On the flow quality necessary for the large European high Reynolds number transonic wind tunnel LEHRT [R]. AGARD-R-644, 1976.
- [28] FISHER D F, DOUGHERTY N S Jr. Flight and wind-tunnel correlation of boundary layer transition on the AEDC transition cone[R]. NASA TM-84902, 1982.
- [29] STEINLE F, STANEWSKY E. Wind tunnel flow quality and data accuracy requirements[R]. AGARD AR-184, 1982.
- [30] KORNER H, REDEKER G. The role of flight tests and wind tunnels in laminar flow research[C]. 19<sup>th</sup> ICAS Congr., Vol. 1, ICAS-94-3,1,1, 1994.
- [31] SYKES D M. Sting interference effects on afterbodies at transonic speeds[R]. AGARD-CP-124, 1973.
- [32] MAGILL J, CATALDI P, MORENCY J R, et al. Design of wire suspension system for dynamic testing in AEDC 16T[R]. AIAA 2003-0452, 2003.
- [33] FANNING A E, LUCAS E J. Recommendations for obtaining nozzle/afterbody drag data based on a comparison of wind tunnel and flight data[R]. AIAA 79-1169, 1979.
- [34] NORRIS R B. Simulation of rocket plume interference on the X-24B at transonic speed[R]. AIAA 79-1666, 1979.
- [35] JAARSMA F, DEWOLF W B. Facilities for aerodynamic testing at hypersonic speeds[R]. AGARD R-600, 1973.
- [36] LU F K, MARREN D E, et al. Advanced Hypersonic Test Facili-

- ties[M]//Progress in Astronautics & Aeronautics, AIAA, 2002.
- [37] AGARD Fluid Mech. Panel. Ground/flight test techniques and correlation[R]. AGARD CP-339, 1983.
- [38] NI Z S, HE D X. Wall interference correction method for wind tunnel experiments of aircraft model with propeller[J]. *Experiments and Measurements in Fluid Mechanics*, 1999, 13(2): 50-57. (in Chinese)  
倪章松, 贺德馨. 带螺旋桨飞机模型风洞实验[J]. 流体力学实验与测量, 1999, 13(2): 50-57.
- [39] NI Z S, HE D X. Research and application on wall interference correction method of equivalent kinetic pressure[J]. *ACTA Aerodynamica Sinica*, 2000, 18(1): 86-91. (in Chinese)  
倪章松, 贺德馨. 等效动压洞壁干扰修正方法的研究与应用[J]. 空气动力学学报, 2000, 18(1): 86-91.
- [40] YIN L P, HE Z, YU Z S, et al. Research on subsonic wall interference correction for model tests at high angle of attack[J]. *Experiments and Measurements in Fluid Mechanics*, 2000, 14(3): 37-41. (in Chinese)  
尹陆平, 贺中, 于志松等. 亚声速大迎角模型试验洞壁干扰修正方法研究[J]. 流体力学实验与测量, 2000, 14(3): 37-41.
- [41] ZHANG R P, WANG X N, LI Z X, et al. Investigation of sting support interference in low speed wind tunnel[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2006, 20(3): 33-38. (in Chinese)  
章荣平, 王勋年, 李真旭等. 低速风洞尾撑支杆干扰研究[J]. 实验流体力学, 2006, 20(3): 33-38.
- [42] HUANG D, ZHANG W H. Investigation on unsteady wind-tunnel wall interference [J]. *ACTA Aerodynamica Sinica*, 2004, 22(4): 384-88. (in Chinese)  
黄达, 张文华. 非定常风洞洞壁干扰研究[J]. 空气动力学学报, 2004, 22(4): 384-88.
- [43] GAO Y W, LUO K, MA Y Q. Research on computational method of wall interference and correction in wind tunnel experiment[J]. *Science Technology and Engineering*, 2010, 10(8): 2031-38. (in Chinese)  
高永卫, 罗凯, 马玉清. 基于有限元计算的洞壁干扰修正方法研究[J]. 科学技术与工程, 2010, 10(8): 2031-38.
- [44] ZHANG X X, ZHANG Y F. Research on correction of experimental uncertain parameters [J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2010, 40(4): 39-42. (in Chinese)  
张小莉, 张一帆. 试验数据中不确定参数的修正方法研究[J]. 航空计算技术, 2010, 40(4): 39-42.
- [45] CHEN D H, ZHAO X H, WU K Y, et al. The correlation study of nonlinear aerodynamic characteristics of aircrafts with low aspect ratio[J]. *ACTA Aerodynamica Sinica*, 2002, 20(1): 72-77. (in Chinese)  
陈德华, 赵协和, 伍开元等. 小展弦比飞机非线性气动特性风洞与飞行相关性研究[J]. 空气动力学学报, 2002, 20(1): 72-77.
- [46] JIN L, LIU J, LUO S B, et al. Numerical study on the influence of model scale and inflow conditions in wind tunnel experiment[J]. *ACTA Aerodynamica Sinica*, 2010, 28(3): 341-63. (in Chinese)  
金亮, 柳军, 罗世彬等. 数值模拟模型尺度与来流条件对实验数据的影响[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(3): 341-63.
- [47] PAMADI U N, BRAUCKMANN G J. Aerodynamic characteristics and development of the aerodynamic database of the X-34 reusable launch vehicle[C]. International Symposium on Atmospheric Reentry Vehicles and System, Arcachon, France, 1999.
- [48] McCLINTON C R. X-43-scrumjet power breaks the hypersonic barrier dryden lectureship in research for 2006[R]. AIAA 2006-1, 2006.
- [49] MAO M L, WAN Z, CHEN L Z, et al. Studies of hypersonic viscous interaction[J]. *ACTA Aerodynamica Sinica*, 2013, 31(2): 137-143. (in Chinese)  
毛枚良, 万钊, 陈亮中, 等. 高超声速流动粘性干扰效应研究[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(2): 137-143.
- [50] MAO M L, CHEN J Q, DENG X G, et al. Study of algorithm for multi-block patched mesd applied to hypersonic flow[J]. *ACTA Aerodynamica Sinica*, 2003, 21(2): 173-181. (in Chinese)  
毛枚良, 陈坚强, 邓小刚, 等. 高超声速流动分区对接网格算法研究[J]. 空气动力学学报, 2003, 21(2): 173-181.
- [51] CHEN J Q, JIANG D W, ZHANG Y F. The study on the precision of numerical simulation for lateral jets flow and the experiment validation [J]. *ACTA Aerodynamica Sinica*, 2010, 28(4): 421-425. (in Chinese)  
陈坚强, 江定武, 张毅锋. 侧向喷流数值模拟精度及实验验证研究[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(4): 421-425.
- [52] DONG W Z, DING M S, GAO T S, et al. The influence of thermo-chemical non-equilibrium model and surface temperature on heat transfer rate[J]. *ACTA Aerodynamica Sinica*, 2013, 31(6): 692-698. (in Chinese)  
董维中, 丁明松, 高铁锁, 等. 热化学非平衡模型和表面温度对气动热计算影响分析[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(6): 692-698.
- [53] DONG W Z, GAO T S, DING M S, et al. Numerical analysis for the effect of Silicon based material ablation on the flowfield around re-entry blunt body[J]. *ACTA Aerodynamica Sinica*, 2010, 28(6): 708-714. (in Chinese)  
董维中, 高铁锁, 丁明松, 等. 硅基材料烧蚀产物对再入体流场特性影响的数值计算[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(6): 708-714.
- [54] DONG W Z, GAO T S, DING M S. Numerical studies of the multiple vibrational temperature model in hypersonic non-equilibrium flows[J]. *ACTA Aerodynamica Sinica*, 2007, 25(1): 1-6. (in Chinese)  
董维中, 高铁锁, 丁明松. 高超声速非平衡流场多个振动温度模型的数值研究[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(1): 1-6.
- [55] ZONG W G, DENG X G, ZHANG H X. Double weighted essentially non-oscillatory shock-capturing schemes [J]. *ACTA Aerodynamica Sinica*, 2003, 21(2): 218-225. (in Chinese)  
宗文刚, 邓小刚, 张涵信. 双重加权实质无波动激波捕捉格式[J]. 空气动力学学报, 2003, 21(2): 218-225.
- [56] ZONG W G, DENG X G, ZHANG H X. Implementation of DWENO schemes and its application[J]. *ACTA Aerodynamica Sinica*, 2003, 21(4): 399-407. (in Chinese)  
宗文刚, 邓小刚, 张涵信. 双重加权实质无波动激波捕捉格式的改进和应用[J]. 空气动力学学报, 2003, 21(4): 399-407.
- [57] HE X Z, ZHAO H Y, LE J L. Application of wall function boundary condition considering heat transfer and compressibility [J]. *ACTA Aerodynamica Sinica*, 2006, 24(4): 450-453. (in Chinese)  
贺旭照, 赵慧勇, 乐嘉陵. 考虑可压缩与热传导的壁面函数边界条件及其应用[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(4): 450-453.
- [58] WANG L, WU Y C, LE J L. Numerical simulations of hydrogen-fueled scramjet combustor flowfields on unstructured grid [J]. *ACTA Aerodynamica Sinica*, 2009, 27(3): 308-313. (in Chinese)  
王兰, 吴颖川, 乐嘉陵. 氢燃料超燃冲压发动机燃烧室非结构网格数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(3): 308-313.
- [59] ARRINGTON J P, JONES J J. Shuttle performance lessons learned[R]. NASA CP-2283 part 1, 1984.
- [60] ARRINGTON J P, JONES J J. Shuttle performance lessons

- learned[R]. NASA CP-2283 part 2, 1984.
- [61] ROMERE P O, WHITNAH A M. Space shuttle entry longitudinal aerodynamic comparisons of flight 1-4 with preflight predictions[R]. NASA N84-10128, 1984.
- [62] WHITFIELD J D, GRIFFITH B J. Hypersonic viscous drag effects on blunt slender cones[R]. AIAA 63-0434, 1963.
- [63] GRIFFITH B J, MAUS J R. Explanation of hypersonic longitudinal stability problem; lessons learned[R]. NASA CP-2283, 1983.
- [64] LEES, LESTER, PROBSTEIN, et al. Hypersonic viscous flow over a flat plate[R]. Aero Engineering Lab, Princeton University, Report No.195, 1952.
- [65] PROBSTEIN, RONALD F. Interacting Hypersonic laminar boundary layer flow over a cone[R]. Division of Engineering, Brown University, Tech. Report AF 279811, AD-66-227, 1955.
- [66] PROBSTEIN, RONALD F, ELLIOTT, et al. Transverse curvature effect in compressible axially symmetric laminar boundary-layer flow[J]. *Journal of Aeronautical Sciences*, 1956, 23(3).
- [67] WOODS W C, ARRINGTON J P, HAMILTON H H. A review of preflight estimates of real-gas effects on space shuttle aerodynamic characteristics[R]. NASA N84-10129, 1984.
- [68] GRIFFITH B J, MAUS J R, BEST J T. Explanation of the hypersonic longitudinal stability problem-lessons learned [R]. NASA N84-10130, 1984.
- [69] YUN Q L. Error and correction of wind tunnel test data[M]. National Defense Industry Press, 1996. (in Chinese)  
恽起麟. 风洞实验数据的误差与修正[M]. 国防工业出版社, 1996.
- [70] SALTZMAN E J, AYERS T G. A review of flight-to-wind tunnel drag correlation[R]. AIAA 81-2475, 1981.
- [71] FISHER D F, POWERS S G, QUINN R D, et al. YF-12 experiments symposium volume 1[R]. NASA CP-2054, 1978.
- [72] NICOLI A, IMPERATORE B, MARINI M, et al. Ground-to-flight extrapolation of the aerodynamic coefficients of the VEGA launcher[R]. AIAA 2006-3829, 2006.
- [73] KONTINOS D A, WRIGHT M J, PRABHU D K, et al. X-33 aerothermal design environment predictions-review of acreage and local computations[R]. AIAA 2000-33736, 2000.
- [74] PARIKH P, ENGELUND W, ARMAND S, et al. Verification of a CFD procedure for aerodynamic database development using the Hyper-X stack configuration[R]. AIAA 2004-5385, 2004.
- [75] BERMUDEZ, LUIS, GLADDEN, et al. Aerodynamic characterization of the Hyper-X launch vehicle[R]. AIAA 2003-7074, 2003.
- [76] MURMAN S M, AFTOSMIS M J, NEMEC M. Automated parameter studies using a cartesian method[R]. AIAA 2004-5076, 2004.
- [77] WALTER C, SCOTT D, CHARLES E. Aerodynamic database development for the Hyper-X airframe integrated scramjet propulsion experiments[R]. AIAA 2000-4006, 2000.
- [78] CHARLES E, COCKRELL Jr. , ENGELUND W C, et al. Integrated aero-propulsive CFD methodology for the Hyper-X flight experiment[R]. AIAA 2000-4010, 2000.
- [79] HOLLAND S D, WOODS W C, ENGELUND W C. Hyper-X research vehicle(HXRV) experimental aerodynamics test program overview[R]. AIAA 2000-4011, 2000.
- [80] FRENDI A. On the CFD support for the Hyper-X aerodynamic database[R]. AIAA 99-0885, 1999.
- [81] HUEBNER L D, ROCK K E, WITTE D W, et al. Hyper-X engine testing in the NASA Langley 8-foot high temperature tunnel[R]. AIAA 2000-3605, 2000.
- [82] HUEBNER L D, ROCK K E, RUF E G, et al. Hyper-X flight engine ground testing for X-43 flight risk reduction[R]. AIAA 2001-1809, 2001.
- [83] MORELLI E A, DERRY S D. Aerodynamic parameter estimation for the X-43A(Hyper-X) from flight data[R]. AIAA 2005-5921, 2005.

## Review of correlation analysis of aerodynamic data between flight and ground prediction for hypersonic vehicle

CHEN Jianqiang<sup>1,2</sup>, ZHANG Yirong<sup>1</sup>, ZHANG Yifeng<sup>1</sup>, CHEN Liangzhong<sup>1</sup>

(1. *Computational Aerodynamics Institute of China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;*

2. *State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China*)

**Abstract:** The current status and the trend of correlation analysis of aerodynamic data between flight and ground prediction for hypersonic vehicles are reviewed and summarized, including the development of aerodynamics ground tests investigation, numerical computation investigation and the test data extrapolation methods investigation. Relating to the ground wind tunnel tests investigation, the test capabilities and the deficiencies closely related to the design of hypersonic vehicles both domestical and abroad are focused on. About the numerical computation investigation, the comprehensive capabilities of typical domestic and foreign CFD softwares, together with their expansibility to satisfy the requirements of hypersonic vehicle development are reviewed. For the aerodynamic data extrapolation methods, correlation methodology employed in early design process of USA space shuttle, X-43A and other test vehicles are presented. Finally, some important problems which needs to be dealt with carefully and rationally during the study of correlation analysis of aerodynamic data between flight and ground prediction for hypersonic vehicles are further pointed out based on above analysis.

**Key words:** aerodynamic; correlation; wind tunnel test; flight test; computational fluid dynamics