

发展中的航空气动力学

Some Progress in Aerospace Aerodynamics

邓宁丰

(北京空气动力研究所,高级工程师 北京 100074)

毛国良

(北京空气动力研究所,研究员 北京 100074)

一、引言

空气动力学是研究飞行器或其它物体与空气作相对运动时的流体特征及相互作用规律的一门学科,是力学的重要分支,是发展航空航天事业的重要技术基础和先导。国外航空航天技术发达国家,包括美国、前苏联、英国、法国、德国、加拿大以及日本等,都不惜巨资建造国家气动研究与试验设施。据不完全统计,世界上建有各种航空航天气动实验用风洞约 400 座。我国在 50 年代建立了新中国第一个综合性空气动力研究与试验基地——北京空气动力研究所(Beijing Institute of Aerodynamics,以下简称 BIA),将航空气动力学研究作为其主要任务。在 70 年代又在四川建成了中国空气动力研究与发展中心,其他重要气动研究单位还有沈阳空气动力研究所、哈尔滨空气动力研究所、中科院力学所、兵器工业第 203 所以及高校的一些气动研究部门等。

空气动力学通过理论分析、数值计算、实验研究、先期技术演示验证和飞行试验等手段,重点研究航空航天飞行器各种空气动力学问题。空气动力学的重大突破往往会导致飞行器的更新换代,“音障”的突破产生了超声速飞机,“热障”的突破迎来了航天时代;反之,如果由于空气动力学方面的科研储备不足或重视不够,在飞行器设计中就会隐藏很大的风险。

国外航空气动力学在 50 年代由于再入飞行器的竞相研制而得到飞速发展,在 70 年代以来则由于载人航天计划的实施以及局部战争的刺激又迎来了新的挑战。航空气动力学主要研究领域包括上升段气动问题、再入气动力学、气动热力学、气动物理以及内流空气动力学等方面。

二、风洞试验设备与试验技术

在飞行器发展历史上,实验空气动力学,尤其是风洞试验一直是基于物理性质的直接模拟方法,是飞行器气动设计的主要工具,每一项航天飞行器研制都需要经过大量的吹风,美阿波罗飞船吹风约 3 万小时,美航天飞机吹风约 10 万小时,而随着飞行器外形发展日益复杂和性能要求不断提高,风洞试验时间呈增长趋势,同时风洞试验能力不断得到拓展,新的试验设施也应运而生。

从技术发展要求来看,先进的风洞模拟设备建设应先于飞行器发展。我国在航天气动模拟设备建设方面作出了努力,已有了一定规模,为我国航天飞行器研制完成了大量的气动试验。BIA 拥有了从低速至超高速、从气动力到气动热较为配套的试验研究的基本条件,共有 FD-02(封二图)、FD-04、FD-06(封二图)、FD-07(即 $\phi 500$,见封底)等主要风洞和其它主要试验设备(电弧加热器系列等)17 座(台)。而且在试验设施的某些方面具有自己的特点,如 $\phi 500$ 高超声速风洞采用了先进的 Al_2O_3 小球加热器,配置了先进的测试系统,设备的整体水平跨入了国际先进行列。

实验空气动力学的另一重要方面是风洞试验技术问题,不仅需要发展常规风洞试验技术以提高风洞试验数据的精确度,而且需要研究非常规试验方法以满足航天飞行器发展的特殊要求。BIA 在动稳定性、颤振、抖振、分离、进气道和喷流、流动显示等试验技术方面作出了下述卓有成效的努力:

在动稳定性试验技术方面进展较大,先后研制了半模和全模俯仰动导、尾支撑滚转振动和连续滚转动导天平,全模时差动导天平、三自由度动稳定性试验装置和静动组合天平等数十种动稳定性试验设备。由于采用了气浮轴承、光栅光纤传感系统等新技术,测试精度大为提高,可测出滚转力矩系

数达 10^{-6} 量级、滚转阻尼力矩系数达 10^{-3} 量级。

在抖振气动阻尼实验技术方面,在半刚性模型基础上发展了弹性模型气动阻尼实验方法,得到了运载火箭一阶及高阶固有振动时气动阻尼实验结果,为跨声速和低超声速飞行时抖振响应分析提供了技术基础。在高速风洞中建立了颤振试验装置,提出了用改变舵轴的弯曲刚度和舵面系统的扭转刚度的方法来寻找舵面颤振临界点,方法简便可靠。

飞行器控制面铰链力矩测量是十分重要的,尤其是测量精度受到高度重视。BIA 提出了在六分量内式天平基础上改装专用的铰链力矩测量元件(铰链帽),测量出量级很小的铰链力矩,解决了天平的灵敏度与结构强度和刚度要求之间的矛盾。

在进气道试验技术方面发展了通气模型技术,用流量环控制通气流量。在喷流试验方面,应用了环形喷管技术、喷流边界模拟技术,以及研究了喷流干扰特性和冷、热喷流试验方法。

在气动热实验技术方面,先后发展了薄壁测热、相变涂料测温 and 红外热象仪测量技术,对各类航天飞行器热环境进行了系统研究。

在材料烧蚀与热结构试验技术方面,发展了与再入环境相适应的电弧加热器系列,包括管状、长分段和叠片各种形式,电弧功率的有效投入和电弧加热器的持续运行时间与寿命已处于国际先进水平。发展了大面积湍流导管、亚声速和超声速包罩、轨通模拟等项技术,以充分挖掘设备能力,实现航天飞行器耐热设计模拟实验要求。轨道模拟技术能模拟弹头再入过程中各个不同时刻热流状态,从而较真实地模拟航天器的烧蚀形状变化和最终烧蚀形状。利用计算机断层扫描(CT)与图像处理技术对材料热匹配试验结果进行了重建(见封三图),从而能定量地分析材料的烧蚀与热结构特性。

在云粒子侵蚀试验模拟方法上,BIA 建立了国内第一座高超声速冰风洞和烧蚀/侵蚀模拟设备,能将各种模拟粒子加速到每秒数公里。

流动显示技术已成为实验空气动力学重要的手段,已从定性到定量、从接触测量到非接触测量、从点测量到场测量、从观察定常流动到非定常流动。BIA 最先在暂冲式风洞中发展了激光蒸汽屏显示技术,用以显示各种复杂的干扰流场,利用该方法已分辨出弹翼前缘主涡下方产生的内伏激波和弹身横流激波。该方法和图像三维重建技术相结合,可建立出旋涡运动的空间结构图像(见封二图),实现从不同视角方位对结构的观察和研究。

三、计算空气动力学

计算空气动力学发展给飞行器设计方法带来

了新的变化,目前正朝着模拟“数值风洞”方向发展,以低得多的价格部分地取代风洞试验,提供气动数据,尤其在弹头和其它高超声速飞行器气动问题数值模拟方面更为活跃和有成效,使用的方法也越来越先进和完善。

我国的计算空气动力学发展大体和国外相近,经历了无粘线性方程、无粘非线性方程、时间平均 Navier—Stokes、时间相关完全 Navier—Stokes 方程求解等几个阶段。BIA 取得的进展主要是:

在低阶与高阶面元法方面,已建立了单独部件、组合体、翼身融合体和全弹全机等各种复杂外形的气动力工程计算实用程序。发展了用于较大攻角的非线性涡格法,较好地考虑了分离涡的影响,全弹气动特性计算结果同风洞试验相一致。

在粘性/无粘性干扰解法上,采用了位势方程与欧拉方程描述无粘流场,与边界层方程正反解法相耦合和迭代求解,获得了有激波干扰及物面部分分离的粘性流动特性。对翼型和带进气道外形跨声速流场的计算结果表明,这种考虑粘性干扰的方法明显改善了激波位置的确定和压力分布特性的预示结果。

在欧拉方程数值模拟方面,基于差分法和有限体积法发展了飞行器流场及气动特性的计算程序,网格生成方法采用了抛物化网格、多步保角转绘方法等。应用和发展了二阶 Godunov 及其它高精度 TVD 格式,欧拉方程加近似分离模型能计算较大攻角流动。航天飞机简化外形绕流计算结果图(见封三),清晰地描述了头激波与翼面激波的相交过程。

在全 Navier—Stokes 方程数值模拟方面,应用各种高精度差分格式、数值解法和网格生成技术,对各种飞行器单独部件及组合体在各种速度范围的复杂绕流进行了计算,所发展的方法已能揭示流动的细节,如“双子座”飞船计算流谱及其拓扑结构图所示(见封三)。

在有限元应用方面,在张涵信提出的 NND 差分格式基础上发展了能捕捉强间断且有较高分辨能力的计算方法,并利用有限元在计算热结构问题上有其自身优势的特点,发展了流场—热环境—热应力的一体化计算方法。

四、航天飞行器应用空气动力学研究

航天飞行器研制过程中提出的气动问题日趋复杂与广泛,以阿波罗飞船为例,飞行攻角 $0 \sim 180^\circ$,飞行马赫数为 $0 \sim 30$,最大热流密度为 2600 千瓦/平方米。在风洞试验与计算模拟等方面的硬件,尚不足以解决实际工程问题,所以必须将多种手段有机结合,这已成为飞行器空气动力学发展的显著特点;而在我国,针对航天器具体气动问题组

织的研究与攻关则更具现实意义。BIA 在航天空气动力学发展中作为主体研究力量,在以下方面作出了不懈的努力。

气动布局是飞行器研制过程中首先遇到的最有意义同时也是最困难的工作之一,近十年来 BIA 在战术导弹气动布局方面对极小展弦比布局、无翼式布局、非圆弹身布局、翼身融合体布局以及融合头部边界条件、旋转尾翼等布局方案和翼一身一发动机一体化构型进行了较为系统的研究,在升阻比提高、大攻角非对称涡引起的侧向力抑制与消除、鸭式布局中滚转特性改善等方面取得了丰硕成果。

阻力特性直接关系到飞行器的总体性能、航程与有效载荷等,BIA 在液纹壁减阻和底部主动与被动减阻机理方面进行了较深入的研究,得到了减小阻力的有效途径。

大攻角气动特性是导弹垂直发射或大攻角机动飞行必须解决的气动问题,BIA 在低速和跨超声速风洞中发展了静、动态大攻角试验模拟机构,运动机构具有对流场干扰量小、静动态测试很方便等特点。BIA 也对大攻角流动特征、建模方法等进行了研究,所得结果和飞行试验一致。

高超声速边界层转捩研究直接与弹头的烧蚀形状和气动特性相关,也是高超声速飞行器重要课题之一。BIA 采用单向放大纹影和火花聚焦阴影技术进行了边界层观察,用薄壁法和热图技术对边界层转换过程进行了定量测量,研究了粗糙壁、壁温比、攻角、头部外形等因素对边界层转捩的影响,所发展的边界层转捩准则已应用于再入飞行器设计中。

局部防热问题,在再入或高超声速飞行器总体防热方案基本确定以后显得尤为重要,但也往往由于重视不够导致飞行试验的失败。诸如天线窗、控制面、滑块、拐角与缝隙的防热设计问题是非常关键的,BIA 在高超声速常规与脉冲风洞中对此进行了系统研究,得到了不同类型突起物和凹腔外形的干扰流场特征、热流分布规律以及压力与热流脉动特性,并在电弧加热器上利用超声速湍流导管模拟装置对大尺度局部防热模型进行烧蚀特性与热匹

配特性试验,用有限元和工程分析方法对局部防热方案进行分析与演示,再与试验相互佐证。

五、发展空气动力学军民“两用技术”

90 年代初美国国防部提出了发展军民“两用技术”问题,主要原因是冷战的结束和军事、经济与高科技日益相互依赖,这对我国空气动力学发展来说也值得借鉴。在国民经济建设中的众多领域,空气动力学都有广泛的应用前景,例如建筑物和构造物的风效应、高速列车和汽车的外形设计和侧风稳定性、风力资源的利用、体育运动中的流体力学问题等。BIA 已经进行了各种工业气动研究,仅举两个典型例子:

1、全垫升气垫船

BIA 综合运用航天空气动力学发展方面的技术基础,主要是气动垫升和气动推进原理以及飞行器总体设计技术,在短时间内就研制成系列全垫升气垫船(见封三图),载重可超过 10 吨,航速为 40 节,在上海、杭州湾和东北地区已开辟了商用航线。

2、等离子技术应用

等离子发生器是一种新型高温纯净热源,在航天飞行器的热防护设计中成为重要的试验手段,在许多工业领域也能得到应用,如冶金方面的钢包加温、难熔金属冶炼,机械方面的等离子切割与焊接,材料方面的喷涂、镀膜和离子注入表面改性,化工方面的超细粉和金属陶瓷制备,环保方面的垃圾和废弃物处理等。BIA 发展了中间包等离子加热设备和 500~2 000 千瓦等离子枪,已直接用于钢厂中间包钢水温度有效控制与炼钢生产中。

我国的空气动力学工作者为我国的火箭、卫星和导弹技术的发展作出了重要贡献,形成了航天空气动力学学科,本文仅从一个侧面反映了我国航天空气动力学所取得的某些进展。面对 21 世纪,航天科技仍将是高科技发展的重要领域,航天空气动力学研究作为航天事业的重要组成部分,必将不断地创新与发展。
(责任编辑 王宏章)

(上接第 35 页)

大了。冷核聚变之所以遭非议,主要是现行的冷核聚变可控性和重复性很差,这主要是采用的方法欠佳所致。目前多用电解重水方法,产生氘吸附在电极钼上,是个“开放”系统,氘的浓度和钼的温度都无法控制,也难以重复。为此我设计一种“封闭”系统,直接采用氘气和一端封闭的钼管,外用管式电炉加热,在 550℃ 氘即可通过钼管,控制氘的压力,即可控制钼中氘核的浓度,温度在一定范围内随意可调,并把反应温度从电解法的 100℃ 左右,提高 500~600℃,应该对反应更为有利。只要分析出口气体成份就可判断反应是否发生和发生程度。此装置

技术上不复杂,投资也不是很大。这个装置的好处是一旦发生反应,则一定可以重复的。如不发生反应,这个试验也很有意义,它说明冷聚变是另一种非平衡态模式,可再设计另一种方案。在与美日学者交流中我向他们介绍了上述方案,现在想通过贵刊也将此思路贡献给广大读者,供有兴趣者参考,以期在冷聚变研究上开创新的局面。关于方案细节可进一步联系,联系地址:烟台市毓西路 17 号烟台市科委,邮编 264000。

丁成玉