

超燃冲压发动机前体边界层转捩风洞试验方法

Wind Tunnel Test Methods for Boundary Layer Transition on Scramjet Engine Forebody

战培国 / 中国空气动力研究与发展中心

摘要: 吸气式高超声速飞行器前体边界层强迫转捩研究是各国高超声速研究计划的重要内容之一。本文归纳总结了美国开展Hyper-X前体边界层强迫转捩研究风洞设备的选则依据和选用的主要风洞; 归纳了各风洞在超燃冲压发动机前体边界层强迫转捩试验中采用的主要测量和显示技术; 分析了强迫转捩扰流装置设计过程中, 风洞试验研究采用的方法。

关键词: 吸气式高超声速飞行器; 边界层转捩; 超燃冲压技术

Keywords: hypersonic airbreathing vehicle; boundary layer transition; scramjet technology

0 引言

在航空航天飞行器设计领域, 边界层转捩研究是一个极为重要的问题。美国基础航空计划(FAP)中的超声速项目(SP)和高超声速项目(HP)都有边界层转捩研究专项。对普通超声速飞行器而言, 边界层转捩研究主要是为了获得更好的气动力性能; 而对高超声速飞行器而言, 边界层转捩研究主要是为了解决热防护、阻力、超燃冲压发动机稳定工作和推进效率等问题。吸气式高超声速飞行器采用超燃冲压发动机与机身一体化设计技术, 机身前体被设计用来预调即将进入发动机进气道的气流。如此设计的全尺寸吸气式高超声速飞行器前体能使气流在进入进气道前形成湍流, 这有利于减轻发动机进气道内的流动分离、有利于发动机稳定燃烧。然而, 对于风洞模型试验和缩尺飞行器飞行试验, 较短的飞行器前体长度难以在发动机进气道前自然转捩形成湍流, 需要采用有效的扰流装置进行边界层强

迫转捩, 这是进行缩尺模型飞行试验前必须掌握的技术, 它关系到飞行试验的成败。

1 边界层强迫转捩试验的风洞设备选择

美国在吸气式高超声速飞行器发展过程中, 为了降低飞行试验风险和研制成本, 发展CFD设计工具, 通过采用风洞试验研究的方法, 验证飞行器推进和结构一体化设计; 建立飞行器气动力和气动热数据库; 开展飞行器热结构防护设计; 研究边界层转捩分析、预测和控

制技术等。其中, 超燃冲压发动机进气道前边界层转捩试验的风洞设备的选择, 主要是由超燃冲压发动机飞行试验点来流条件的马赫数(Ma)和雷诺数(Re)来决定^[1-2]。例如, 美国 X-43 飞行试验设计点为 $Ma=7$ 和 10 , X-43 飞行试验模型前体长 6ft , $Ma=7$ 时, 以该长度为参考长度的 Re 约为 5.5×10^6 。而 NASA 兰利研究中心的 M6 边界层转捩风洞试验模型长 2.33ft , 以该长度为参考长度的 Re 约为 5.13×10^6 , 这与飞行试验雷诺数非常接近。同理, 边界层强迫转捩模型在其他风洞中试验条件的匹配亦如此。



图1 美国X-43和X-51前体边界层强迫转捩风洞试验模型

美国开展超燃冲压发动机进气道前边界层强迫转捩试验研究和数据库建立用的工程性风洞设备主要有:

1) NASA兰利研究中心M6风洞和M10风洞

美国Hyper-X计划在这两座常规高超风洞中进行了边界层强迫转捩装置试验研究,产生的数据是风洞试验数据库的重要组成部分。

2) 卡尔斯潘-布法罗大学研究中心(CUBRC)国家高能激波风洞LENS I和LENS II

这两座超高速激波风洞的驱动气体(试验介质)用氢-氮或氮-空气混和物。试验段尺寸:直径2.4m;马赫数范围:3~18;雷诺数范围:(0.0033~246) $\times 10^6$;总温范围:722~7600K。LENS风洞能满足吸气式推进试验再现飞行试验条件的模拟要求。

Hyper-X计划中的X-43、X-51等与飞行试验模型相同的全尺寸风洞试验模型在该设备进行过边界层转捩试验,试验数据也是风洞试验数据库的重要组成部分。

3) 普渡大学的波音/空军研究实验室的BAM6Q

众所周知,边界层转捩通常对各类扰动都极为敏感,如噪声、振动等,此类风洞的重要存在价值之一在于,相比其他类型风洞,它能更准确地模拟边界层转捩研究所需的自由来流状态。普渡大学的波音/空军科学研究办公室马赫数为6的静音风洞(BAM6Q)采用了路德维希管式设计。该风洞可以用“静音”和“常规”两种状态运行,“静音”运行模式的噪声水平0.05%，“常规”运行模式的噪声水平3%(一般高超风洞噪声水平1%~3%)。试验段直径为1.32m,试验马赫数为6,总压为2.0MPa,总温为433K。

超超声速国际飞行研究与试验计

划(HiFiRE)的HiFiRE-1和HiFiRE-5模型在此风洞进行过边界层自然转捩、粗糙度诱导转捩和边界层转捩稳定性研究。

除上述风洞设备外,在长期的高超声速飞行器发展过程中,美国阿诺德工程发展中心AEDC-B风洞、通用应用科学实验室(GASL)HYPULSE激波风洞、NASA艾姆斯研究中心超高速自由飞气动设备(HFFAF)、普林斯顿M8风洞等也都参与过高超声速边界层转捩的试验研究工作,这些风洞试验数据与其他风洞的对比研究,为更好地分析认识边界层转捩风洞试验提供了宝贵的经验,其中部分数据是边界层转捩风洞试验数据库的重要补充。

2 边界层转捩风洞测量技术

边界层转捩测量判别技术比较多,如模型的表面测力、测压、测热以及油流、光学流动显示技术等。一般各高超声速风洞在风洞试验实践过程中,都会根据自身风洞的特点逐步建立起一种或几种边界层转捩测量技术,并通过长期实践,使这些技术的应用更加成熟和稳定。

2.1 M6风洞和M10风洞边界层转捩测量技术

NASA兰利研究中心M6风洞和M10风洞是两座类型相同的常规高超声速风洞,因此,它们也采用了一些相同的风洞试验技术,包括边界层转捩测量技术。常用的边界层测量技术主要是:磷热图测量技术、纹影和油流。

纹影和油流是相对传统的边界层转捩流动显示判别技术,国内跨超、高超风洞也经常使用。国外油流技术有两个新发展:一是与光学测量技术相结合发展了油膜干涉测量技术,可以通过油膜干涉条纹定量测量模型表面摩擦力,

并判别边界层转捩情况;二是在模型表面涂刷方面,不是采用传统油流模型表面均匀涂刷的做法,而是采用先涂一层清澈的硅油,再以离散的方式点涂用来显示的油滴,这样做可以更好地获得模型表面清晰的流谱。

双色相对强度磷热图光学测量技术是NASA兰利研究中心在20世纪90年代初发展起来的数字光学测量技术。模型采用陶瓷材料制作,表面涂有磷,当用紫外光照射时,磷涂层会发出两种颜色的荧光。荧光的强度取决于入射光的量和模型表面当地温度。用彩色摄像机采集记录下模型在风洞气流中的荧光强度图像,由此可以计算出模型表面温度图谱。该技术的主要优点是能获得模型全表面热传导数据,能够确定三维流动现象复杂的流动痕迹,如边界层转捩前缘、湍流楔、边界层涡等。磷热图技术在兰利高超风洞是一种常备技术。

磷热图技术在兰利M6风洞和M10风洞的测量误差大约在 $\pm(8\% \sim 10\%)$,整个试验的不确定度大约 $\pm 15\%$,模型中心线热传导分布重复性好于 $\pm 4\%$ 。

2.2 LENS I和LENS II边界层转捩测量技术

美国CUBRC国家高能激波风洞LENS I和LENS II所用边界层测量技术主要是:

1) 铂薄膜热传导测量计

与20世纪50年代科内尔航空实验室(CAL)采用的设计原理相似,60年来经过不断的细化,铂薄膜热传导测量技术被证明是跨超和高超风洞中最准确的,热传导测量精度 $\pm 5\%$ 。铂薄膜热传导测量计的相应频率超过500kHz,也能测量脉动热传导。

2) 压电式测压片

最早是由科内尔航空实验室(CAL)于20世纪50年代设计的。压力测量精

度可以达到 $\pm 3\%$ 。此外,CUBRC还有Endevco和Kulite压电传感器,可以安装在模型上空间狭小的地方。

3) 纹影技术

CUBRC用高速纹影摄像系统作为基本的流动显示手段,此外还用阴影和全息摄影技术。高速纹影摄像系统包括高频脉冲牛津激光器LS-20、光纤、光学镜(平面和球面镜)、高速影像研究幻影(VRP)V7照相机等光路系统组成。幻影V7照相机能以 800×600 像素按每秒7000幅的速度拍摄,能够捕获瞬间流动状态,研究边界层转换过程。

4) 温敏漆技术

温敏漆(TSP)在CUBRC发展和应用有10多年的历史了,在模型表面不适于安装大量薄膜传感器时,用TSP技术可以测量模型表面热图谱。模型表面TSP涂层包括隔热层、黏结剂和发光体(钎)。由于边界层性质不同,模型表面产生的热不同,如层流区温度低是蓝色,湍流区温度较高是绿色。可以在模型适当位置安装薄膜传感器来校准TSP测量结果。

5) 红外测量技术

一般情况下,CUBRC采用TSP技术测量模型表面全场温度分布图,但当气流总焓大于 5MJ/kg 时,TSP测量质量下降较大,此时,就改用红外测量技术。利用FILR系统凤凰-MWIR照相机,能以 640×512 像素按每秒100幅的速度拍摄图像。

6) 高频压力测量

了解自由流脉动压力水平并研究其对模型表面边界层转换影响非常重要。CUBRC拥有PCB公司制造的PCB132A32传感器,测量频率1MHz,能够测量模型表面二阶模态转换频率。该技术被用于X-43模型转换研究。

7) BAM6Q边界层转换测量技术

普渡大学波音/空军研究实验室BAM6Q边界层转换测量技术主要采用TSP技术和PCB132A32传感器高频压力测量技术。TSP技术由于安静风洞与激波风洞不同,漆的配方有差异。BAM6Q采用光计量SenSysB科学级CCD照相机,光源采用ISSI LM4蓝色LED阵列。

3 进气道前体边界层强迫转捩风洞试验研究方法

边界层强迫转捩风洞试验研究的目的:一是要研究有效的边界层转捩扰流装置构型,以便在进气道前体形成所需的湍流流动;二是研究转捩装置的影响机理,使进气道前体高超声速边界层按可控和可预测的方式转捩;三是研究风洞与飞行相关性,建立风洞数据应用于飞行的法则;四是发展CFD边界层转捩预测工具。

进气道前体边界层强迫转捩风洞试验研究主要通过以下几种方法进行。

3.1 转捩扰流装置选型和参数优化研究

美国Hyper-X高超声速吸气式飞行器(X-43、X-51)采用机身与超燃冲压推进系统一体化设计,飞行器迎面可视为发动机进气道的外沿部分,担负着压缩和预处理进入进气道气流的作用。为了产生所需的湍流边界层,首先需要结合具体飞行器布局构型,通过风洞试验研究各种边界层转捩扰流装置的有效性,筛选最优构型,并进行扰流装置参数

的优化,以获取最佳诱导转捩的效果。

根据目前的研究成果,转捩扰流装置主要有两大类:一是钻石型(包括圆柱型);二是斜坡型(包括各种不同参数的变形)(图2)。钻石型是兰利中心早期在航天飞机、X-38、X-33和NASP等高超研究计划中获得的研究成果,其优点是用低于边界层厚度的高度就能诱导转捩发生,是一种高效转捩扰流装置。但其缺点也是明显的,主要是产生的涡相当强,会持续进入到湍流区和进气道,从而影响进气道流场均匀性,并增大加热量和阻力。

为了保留钻石型诱导转捩效率高的优点,克服其缺点,美国以转石型为参照基准,设计了不同构型参数的斜坡型扰流装置,用来替代钻石型。NASA兰利研究中心在X-43模型上对4种斜坡型扰流装置构型进行了选型比较研究^[1-3],通过风洞试验对斜坡型的几何构型参数进行选型和局部外形参数的优化。

通过选型和参数优化研究,获得了扰流装置设计的一些重要法则和对转捩效果的影响规律,例如,扰流装置高度 k 对转捩的影响可分为起始高度、临界高度和有效高度;扰流装置设置的位置是转捩有效最大化和扰流装置周围热环境最小化的折中,当地边界层边缘马赫数 Ma_e 应当小于4等。

此外,声速射流用于飞行器姿态控制研究已经有多年的历史了。许多

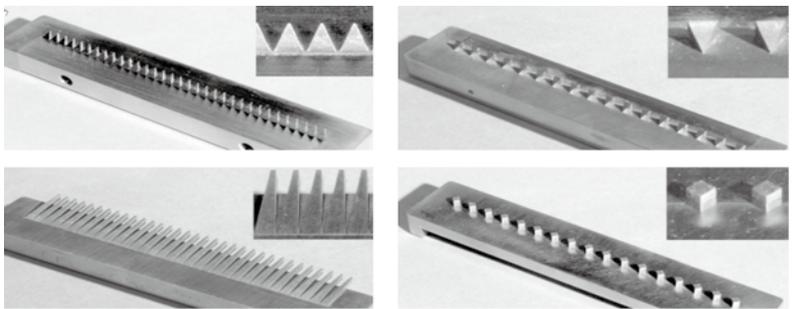


图2 进气道前体强迫转捩的几种扰流装置构型

早期的研究认识到这些装置能够产生涡并在边界层中形成转捩。研究表明,主动吹气声速射流对边界层的控制能力与被动边界层控制装置获得的结果在很多方面相似。吹气或质量增加概念被证明能够在边界层内产生诱导涡。图3给出美国X-43前体边界层转捩试验研究的一些吹气构型,包括各种孔阵列、直槽和锯齿槽、透气插件概念^[4]。

针对被动控制方法开展的研究相对较多,较为成熟,但其缺点也是明显的,因为扰流装置一旦安装,它在任何飞行马赫数下产生的扰流影响都是存在的,因此不一定是有利的。而主动控制方法尽管可以克服被动控制的一些缺点,但它在高超声速领域研究相对较少,设备装置较为复杂,短期应用于飞行试验尚不成熟,风险也大。

3.2 不同类型高超风洞之间的试验结果对比研究

美国边界层转捩试验研究采用了常规高超风洞、激波风洞和安静风洞等3种形式的风洞。这些风洞之间对流动模拟的相似程度和采用的试验技术都有一定的差异,试验模型的尺度、雷诺数也有差异。为了研究风洞试验的不确定度,提高风洞试验数据的可靠性,降低飞行试验的风险,有必要进行不同风洞之间试验对比研究,在各风洞主要流场参数相近的条件下,研究相同或不

同缩尺模型的试验结果,分析模型缩尺影响和流场环境影响。

例如,X-51采用钻石型和斜坡型两种扰流装置的发动机前体缩尺模型在BAM6QT安静风洞进行了风洞试验,并与X-51全尺寸发动机前体模型在LENS I和LENS II的试验结果进行比较研究^[5],对比试验的主要目的是研究噪声对强迫转捩的影响,结果表明,随着风洞自由流噪声水平降低,转捩雷诺数提高;与LENS风洞试验结果相比,静音条件下,转捩起始点延迟。X-43发动机前体缩尺模型在兰利M6、M10和通用应用科学实验室的HYPULSE马赫数7.3风洞进行过试验结果比较研究^[6]。

通过采用不同缩尺模型和在现有三类高超风洞中对比试验研究,获得风洞模拟流场条件和模型缩尺对边界层强迫转捩试验结果的影响程度,对风洞试验数据的不确定度有了更好的了解。

3.3 风洞试验和CFD对比研究

发展边界层转捩预测计算流体力学(CFD)工具,需要风洞试验数据验证,需要建立风洞试验数据库,这也是风洞试验研究的重要目的之一。一旦掌握了可靠的CFD边界层转捩预测技术,风洞试验和CFD就能更好地相互促进,提高可靠性,降低研制的成本。CFD和风洞试验对比研究是边界层转捩研究的一个重要方法。

尽管高超声速流动转捩复杂,对其机理认知尚不透彻,但经过长期试验和理论研究,已有多种边界层流动转捩判断的方法和模型被开发出来,转捩的确定方法可以归结为经验近似方法、基于稳定性理论的方法、工程转捩模式方法以及耦合方法,并发展了一些CFD软件,如MINIVER、STABL、BLT、LASTRAC等。

在X-43、X-51前体边界层强迫转捩风洞试验过程中,美国利用前期发展的CFD计算方法,进行扰流装置诱导转捩的计算研究,风洞试验结合扰流装置CFD转捩预测分析,提高了扰流装置的参数优选效率,降低了风洞试验周期和成本,同时,风洞试验的结果也为完善CFD转捩预测分析软件提供了重要的验证数据。

3.4 风洞试验和飞行相关性研究

由于地面风洞试验的模拟局限性,为了验证地面风洞模型试验数据的正确性和扰流装置的有效性,需要进行高超声速超燃冲压发动机飞行试验,获取边界层转捩扰流装置飞行试验数据,开展飞行与风洞试验数据相关性研究,建立风洞试验数据的实际应用法则,并研究相关性方法。

例如,为了支撑高超声速边界层转捩研究,美国曾专门进行了高超声速边界层转捩(HyBoLT)飞行实测试验^[7],目的就是为地面风洞试验和CFD工具提供对比分析数据,HyBoLT缩比模型在NASA艾姆斯超高速自由飞气动力设备(HFFAF)进行过风洞试验,并开展飞行试验进行相关性研究。X-43边界层转捩扰流装置也在风洞试验的基础上成功进行了飞行试验。

通过风洞试验和飞行相关性研究,获得了将风洞研究结果应用于实际飞行的一些法则,如基于扰流装置高度和边界

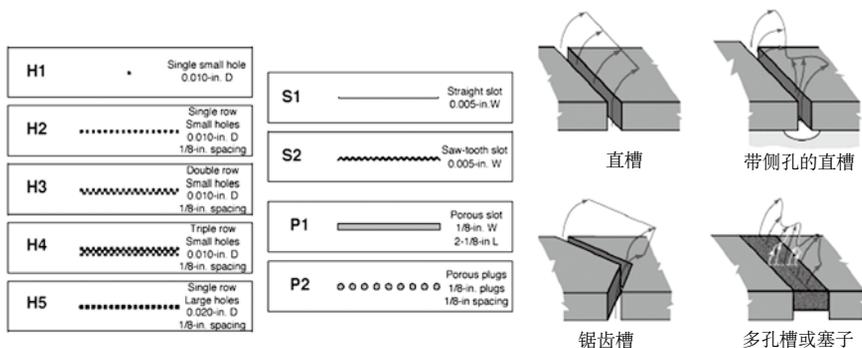


图3 X-43前体边界层转捩吹气装置构型

机载随动武器系统的发展演变与应用研究

Evolution and Application Study of Airborne Servo Weapon System

余驰¹ 巫佩军^{1, 2} 张立群¹ 李建仁^{1/1} 中航工业庆安集团有限公司² 清华大学

摘要: 机载随动武器系统是战斗机武器系统的重要组成部分, 能够精确定向、快速响应随动、瞄准目标, 作战应用灵活, 可对目标实施有效杀伤。本文通过对国外机载随动武器系统发展演变和划代技术特点的分析, 梳理了技术演变过程和发展的趋势, 对机载随动武器系统的未来发展和应用研究具有一定的指导意义。

关键词: 机载随动武器系统; 炮塔系统; 机载激光随动武器系统

Keywords: airborne servo weapon system; turret system; airborne laser servo weapon system

0 引言

随动武器系统是指能够操控武器(含常规枪炮武器、定向能武器)在某几个自由度的一定范围内跟踪瞄准目标, 以达到精确攻击、命中目标的武器系统。

随动武器系统在陆、海、空、天均有广泛应用, 按照应用平台可以分为机载随动武器系统、舰载随动武器系统、车载随动武器系统; 按照武器种类可以分为常规随动武器系统、新概念随动武器系统。其

中, 常规随动武器系统包括机载应用的炮塔系统、随动吊舱、车载应用的遥控武器和炮塔武器系统、舰载应用的炮塔系统等, 新概念随动武器系统包括激光随动武器系统、微波随动武器系统等。

层厚度比值(k/δ), 同时结合评估前体边界层厚度随飞行轨迹、迎角和壁温变化情况, 将扰流装置参数外推到用于飞行。

的测试技术主要有: 模型表面测热技术、光学或油流流动显示技术。

Hypersonic boundary-layer trip development for Hyper-X[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(6).

4 结论

综上所述, 可以得到如下结论。

1) 美国吸气式高超声速飞行器边界层转捩地面试验采用的风洞设备主要有常规高超声速风洞(M6风洞和M10风洞)、大尺度激波风洞(LENS I和LENS II)和“安静”风洞(BAM6QT)等三种类型。

4) 边界层转捩风洞研究方法主要是通过转捩扰流装置的选型和参数优化、通过不同风洞/不同缩尺模型间对比试验、通过风洞试验与计算、风洞试验与飞行试验对比, 来为边界层转捩扰流装置设计提供可靠的地面试验验证。 **AST**

[4] 战培国, 胥家常. 吸气式高超声速飞行器边界层控制研究概述 [J]. 实验流体力学, 2008 (1): 63-67.

[5] Holden M S. Experimental studies in the LENS supersonic and hypersonic tunnels for hypervelocity vehicle performance and code validation [R]. AIAA 2008-2505.

2) 选择高超声速边界层转捩试验风洞设备的主要考虑因素有: 风洞试验需要模拟的Ma数和Re数; 最大程度满足模拟要求的可用设备; 人为等其他因素, 如项目承担单位、测试技术、某些特殊要求或目的。

参考文献

[1] Berry S A. Forced boundary layer transition on X-43 (Hyper-X) in NASA LaRC 20-inch Mach 6 air tunnel [R]. NASA/TM-2000-210316.

[6] Tirtey S C, Chazot O. Characterization of hypersonic roughness induced transition for the EXPERT flight experiment [R]. AIAA 2009-7215.

[7] Berry S A, Chen Fangjeng. Boundary layer transition experiments in support of the hypersonics program[R]. AIAA 2007-4266.

[2] Berry S A. Forced boundary layer transition on X-43 (Hyper-X) in NASA LaRC 31-inch Mach 10 air tunnel [R]. NASA/TM-2000-210315.

[3] Berry S A, Auslender A H.