

文章编号: 1001 - 2486(2011)03 - 0014 - 04

## M6 高超声速静风洞的气动设计和结构研究\*

周勇为, 易仕和, 陈植, 陆小草, 葛勇  
(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:** 论述了发展高超声速静风洞设备与技术的重要性, 对静风洞的基本特点进行了简要讨论。根据国内外发展静风洞的经验和成果, 针对开展静风洞的实验技术及边界层稳定性问题研究的背景, 提出一座 M6 高超声速静风洞(M6HQWT)的气动和结构设计, 重点讨论了阀门管路、稳定段和喷管抽吸装置的设计特点。M6HQWT 的设计马赫数为 6.0, 喷管出口直径 120mm, 总压 1~5MPa, 总温约 500K, 运行时间 20~30s。M6HQWT 是国内第一座高超声速静风洞, 具备实验教学和基础科学研究的能力。

**关键词:** 高超声速; 静风洞; 层流喷管; 边界层; 噪声

**中图分类号:** V411.7 **文献标识码:** A

## The Aerodynamic and Structural Research of Mach6 Hypersonic Quiet Wind Tunnel

ZHOU Yong-wei, YI Shi-he, CHEN Zhi, LU Xiao-ge, GE yong

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** First, the importance of developing hypersonic quiet tunnel facility and techniques was pointed out, and the basic characteristics of quiet tunnel were briefly discussed. Second, according to foreign and domestic experience and research results of developing quiet tunnel, the project about aerodynamic and structural research of mach 6 Hypersonic Quiet Wind Tunnel was presented. Furthermore, the design details of valves, settling chamber and slot exhaust of nozzle were proposed. Finally, M6HQWT design Mach number is 6.0, nozzle outlet diameter 120mm,  $T_0$  500K,  $P_0$  1-5MPa and operation duration 20-30s. M6HQWT is the first hypersonic quiet wind tunnel in China, and can be used for experimental teaching and basic scientific research.

**Key words:** hypersonic; quiet wind tunnel; laminar nozzle; boundary layer; noise

边界层转捩的准确预测一直是飞行器设计所关心的重要问题, 尤其对于未来先进的高超声速飞行器研制更有着特别重要的意义。为了提高试验数据特别是边界层转捩结果的可信程度, 必须有相应的低湍流度结果与其对照, 提供修正依据。然而, 当前在数量与规模均占绝对优势的普通风洞, 很难进行有效的边界层转捩特性的试验研究。由于来自喷管壁面湍流边界层的声辐射, 传统的高超声速风洞或激波风洞其噪声水平总是比飞行数据高一到两个数量级<sup>[1]</sup>。此外, 广泛开展的噪声对边界层转捩过程影响的数值方法, 其 Codes 的检验也迫切需要低湍流度风洞提供支持。早在 1954 年, Laufer 就指出, 消除或弄清楚扰动信息是进行转捩现象机理研究的一个基本问题<sup>[1-4]</sup>。总之, 发展高超声速静风洞有着理论和现实需求。

国防科技大学空气动力学实验室一直在开展

超声速/高超声速静风洞理论和实验研究<sup>[5-7]</sup>, 实验室利用多年来的研究基础并借鉴国外的实际经验, 在本世纪初发展成功了一座 Mach = 4, 出口为  $\Phi 120$  的超声速静风洞。以此为平台, 结合实验室自主研发的 NPLS(基于纳米粒子的平面激光散射)技术和实验系统、热线风速仪、脉动压力传感器等实验仪器和设备作了部分试验研究工作。近几年试验表明: 只有喷管壁面为层流流动的情况下才能达到很低的流动噪声水平。因此在尽可能高的试验雷诺数下实现喷管层流流动是静风洞的一大技术关键。空气动力学实验室在层流化喷管研究、短化喷管设计方面做了大量的工作, 探索了喷管类型、膨胀速率、壁面曲率、压力梯度、拐点的壁面角、壁面光洁度、清洁度、流动污染等因素对层流化喷管的影响关系<sup>[8-10]</sup>。并针对静风洞特点, 研究了稳定段设计和布置、喷管上游边界层抽

\* 收稿日期: 2010 - 11 - 18

基金项目: 国家省部资助项目

作者简介: 周勇为(1974—), 男, 讲师, 硕士。

吸装置等因素对静风洞的影响。这些研究得出了静风洞的基本概念和指标,并在超声速和高超声速静风洞设计和运行中发挥了重要作用<sup>[7]</sup>。

## 1 静风洞特点

静风洞简单来讲有两个主要特点<sup>[7]</sup>:

①喷管壁面边界层为层流流动;②在静试验区内,有非常小的速度、压力、温度和噪声扰动。

一般对高超声速静风洞的设计有以下要求:

①非常干净和干燥的气源;②尽可能地降低稳定段的速度、温度和声脉动;③喷管型面必须高度光洁,光洁度达到镜面,严格限制表面波纹和缺陷;④维持喷管壁面边界层为层流。

可见,静风洞与一般风洞的差别在于:设置了严密的气源粒子过滤器,特殊设计的稳定段和维持边界层为层流的喷管。喷管之后的下游部分与一般超声速风洞无异。

为了维持层流流动的稳定性,静风洞喷管的加工要求严格,根据运行经验和试验研究,制造精度要达到以下要求:

型线坐标公差:喉道区为 0.005 ~ 0.01mm,下游区为 0.015 ~ 0.025mm;

表面光洁度:镜面,或以峰谷为参考长度的当地雷诺数  $Re \leq 12^{[9]}$ ;

表面波纹度:波纹的深长比  $\leq 0.0002$ 。

可见,静风洞在设计、制造、运行和维护方面

要求较高。按照文献[7]的分析,至少有以下四个难点:首先超声速和高超声速风洞的建设、修改和运行更加昂贵;第二、对高温、高压的气流测量和性能诊断费用贵,且难度大;第三、大部分高速风洞的主要噪声来源是喷管湍流边界层的声波辐射,而这一点难以消除;第四、对高速静风洞的投资太少也是限制其发展的原因之一。

## 2 M6HQWT 的气动外形

M6HQWT 高超声速静风洞为压吸式气动外形,其基本指标如下:

实验段  $M$  数:  $M = 6.0$ ; 喷管出口直径: 120mm; 总压( $P_0$ ): 1 ~ 5MPa; 总温( $T_0$ ): 500K;

试验时间: 20 ~ 30s。

根据以上计算参数和高超声速暂冲式风洞设计的一般原则和方法,结合静风洞设计的有关要求,经详细分析和设计,给出 M6HQWT 高超声速静风洞气动外形设计如图 1 所示。其基本思路是空气经过空压机后进入压力罐,储存在压力罐的气体经过各类阀门、过滤器进入电加热器,气体加热到预定温度后通过快速阀门和精密过滤器进入稳定段整流,降低速度(和声音、热脉动)后到达喷管,热气体通过喷管的快速膨胀进入试验段,形成高超声速试验气流。试验模型和试验仪器固定在攻角机构上,完成所需试验过程。

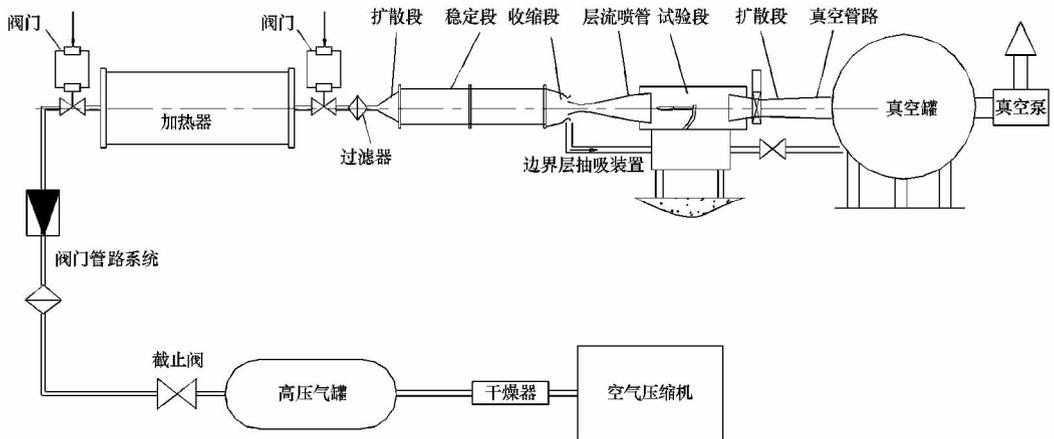


图 1 M6HQWT 的气动外形简图  
Fig. 1 Aerodynamic sketch of M6HQWT

M6HQWT 高超声速静风洞主要包括:风洞洞体、气源系统、管路系统、阀门系统、真空罐及抽吸系统、测控系统和监控系统等。设计思想是从全局出发,仔细规划和布局实验室外形和功能,并为以后建设预留设备空间与接口,充分考虑到各类设备可扩展性、兼容性,为后续发展留有余度。使之具备科研试验能力和实验教学能力。

### 2.1 阀门管路系统

包括高压气罐、高压管路、调压阀、快速阀、粒子过滤器、压力表、截止阀、防气阀等。M6HQWT 的运行有多种状态,总压范围拟为 1 ~ 5MPa,经常运行状态  $P_0$  为 1 ~ 3MPa,总压 3MPa 作为喷管设计的  $P_0$  值。

值得注意的是,精密粒子过滤器允许通过的粒子直径为  $1\mu\text{m}$ ,如果过滤尺寸太大,一方面粒子会划伤高度光洁的喷管,影响静风洞喷管流场性能;另一方面可能会影响热线等精密测量工具的使用。当然并不是过滤精度越高越好,过滤精度太高,压力损失将很大,对气源和管路要求会更高。

此外,快速阀的设置也非常必要,它会对实验时间有较大的影响。因为阀门的开启和关闭时间过长,实验段流场建立的时间也会更长,使有效实验时间减少,从而降低风洞性能。

调压阀和稳定段内上游组件如图 2 和图 3 所示。

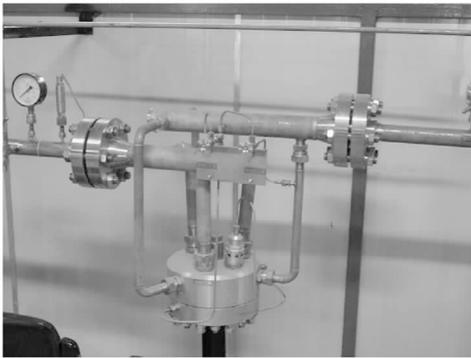


图 2 调压阀外形  
Fig.2 Valve of changeable pressure



图 3 稳定段内上游组件  
Fig.3 Upstream settling chamber components

### 2.2 稳定段

高超声速静风洞基本要求之一,是稳定段须精心设计,合理选择和布局消声、消减湍流度组件,达到很高的流动品质,减少前方管道、阀门引起的噪声和扰动。据静风洞品质要求,稳定后段期望总压脉动小于  $0.1\%$ ,速度脉动值不大于  $1\%$ 。

据前方阀门、气源、管路等因素,M6HQWT 高超声速静风洞稳定段由扩散段、稳定前段、稳定后段构成,扩散段前方连接阀门和粒子过滤器。

转接段为大角度扩散段,内装置孔锥,防止气流分离,促进气流分布均匀,改善进入稳定段的来流条件。转接段和孔锥的设置也缩短了稳定段的总长,减少风洞启动过程的气源充填时间。

经过扩散段后的气体进入稳定前段,内有消音腔、多孔板及多层阻尼网。消音腔内充填钢羊毛吸音材料,两端面由金属烧结网封堵形成整体,以降低上游噪声。下游置多层阻尼网,顺气流方向网眼逐步加密,网间距设计主要考虑涡的衰减距离,它与网丝雷诺数  $Re$  和网目值有关,据国外和以往经验, $\Delta x/m$  ( $\Delta x$  为网后衰减距离,  $m$  为网眼尺寸)应超过 100。而系统试验研究指出,在  $\Delta x = 40 \sim 50$  时,速度脉动衰减效果已不明显。

从降低稳定段内气流速度、提高性能看,希望稳定段内径大一些,但内径过大,将增加扩散段、稳定段、收缩段选材和加工的困难,一般认为稳定段和喷管收缩比为 200 左右,即可满足要求,或者稳定段速度控制在  $5\text{m/s}$  以下都是允许的。

稳定后段各个截面上开多个温度和压力测量孔,可安装总温传感器、总压传感器、热线探头等测量元件,测量稳定段气流参数、脉动状态及其衰减过程。M6HQWT 稳定段外形如图 4 所示。

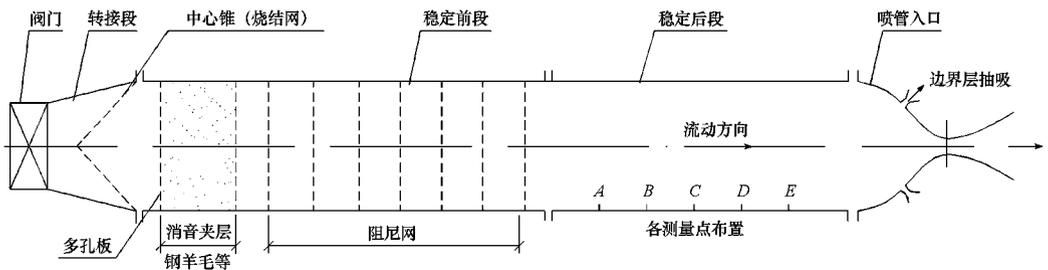


图 4 M6HQWT 稳定段外形  
Fig.4 Schematic drawing of settling chamber of M6HQWT

### 2.3 边界层控制技术和层流喷管

层流喷管原理、气动设计、制造与运行等方面的一般论述已有许多资料可供参阅<sup>[8,10]</sup>,其中许多结论性的观点已成为喷管技术研究的试验基

础。  
边界层控制技术要维持边界层为层流,重要的措施之一是在喉道入口消除驻室和收缩段壁面边界层对喷管边界层流动的影响,在喷管喉道上

游设置抽吸装置,围绕喉道构造一条音速抽吸槽,抽吸槽下游连接真空系统,消除前方湍流边界层,这种方法在静风洞技术上得到应用。同时抽吸槽最好设计成宽度可调,以适应不同的运行状态。此外,管路中设置截止阀进行开、关控制。图5是静风洞设计中用的边界层抽吸典型结构示意图。

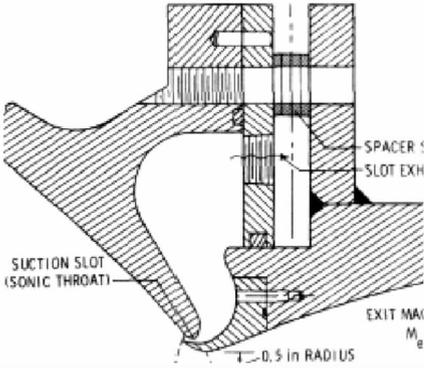


图5 边界层抽吸典型结构<sup>[4]</sup>  
Fig.5 Typical structure of slot exhaust

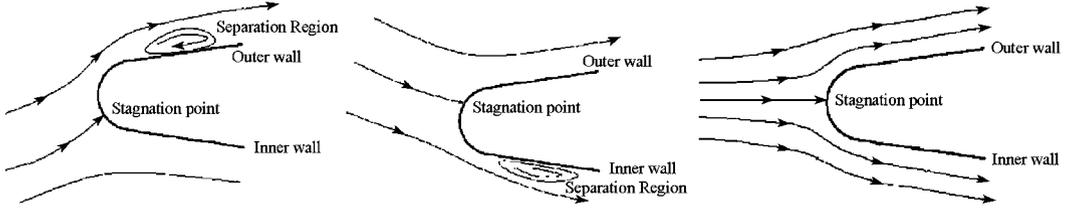


图6 抽吸类型(从左至右分别为强抽吸、弱抽吸和中度抽吸)  
Fig.6 Kinds of suction(strong suction, weak suction, moderate from left to right)

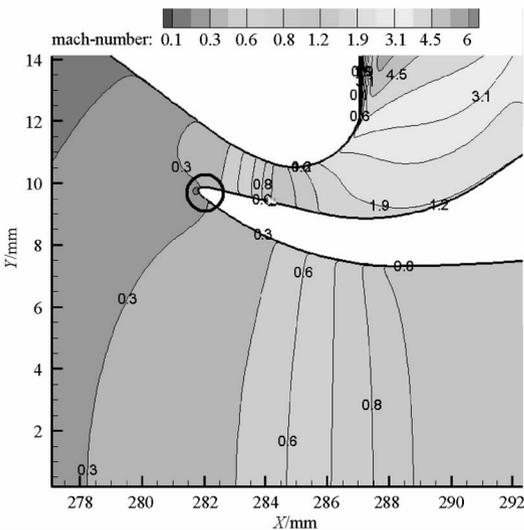


图7 M6HQWT 抽吸槽马赫数分布数值计算<sup>[8]</sup>  
Fig.7 Mach of CFD of slot exhaust

除了采取边界层控制技术外,喷管的型面设计也非常重要。常规喷管设计主要包括收缩段曲线和扩张段曲线的无粘设计以及相应的边界层修正。一般来说,收缩段曲线常采用三次曲线、双三次曲线、五次曲线、维托辛斯基曲线,而对于喉道前方带抽吸槽的高超声速静风洞喷管,由于收缩

从目前研究结果来看,抽吸槽的位置和形状对抽吸效果影响很大。一般抽吸槽入口点的马赫数为0.3左右,抽吸槽的宽度可调,抽吸面积占主流气流喉道面积的比例范围在20%~30%,综合考虑该点附近的压力和马赫数分布、抽吸效率以及是否出现分离泡等情况。抽吸槽可分为强抽吸、弱抽吸和中度抽吸<sup>[8]</sup>,如图6所示,强抽吸容易在抽吸槽的内壁面引起气体分离,弱抽吸则容易在抽吸槽外壁面导致分离,而中度抽吸则不会产生分离泡。由于分离泡在气流中是不稳定的,若分离泡出现在抽吸槽的外壁面也就是喉部入口上游,则将对下游流场带来严重的影响。图7是M6HQWT抽吸槽的马赫数分布数值计算结果,结果表明抽吸槽附近流场品质较好,压力和马赫数的分布是光滑过渡的。抽吸槽入口马赫数在0.3左右,与国内外研究经验相符。以上也说明了抽吸槽的存在并没有影响喉部流场的均匀性。

段型线与喷管喉道是断开的,因此不好采用现有的三次曲线或其它曲线。一般先列出收缩段的基本公式,把边界条件代入,对公式进行求解,由于三次曲线方法未知数最少,求解起来最容易,目前采用的也比较多。扩张段曲线设计可采用基于Bézier曲线的短化喷管技术,即喷管轴线上的马赫数分布采用六次 Bézier 曲线构造,结合近似的声速喉道解析解,通过特征线法来求解喷管壁面曲线。此方法较以前常用的方法取消了一元跨声速流以及泉流区假设,摆脱了经验公式的束缚,增强了喷管气动设计的理论基础<sup>[8]</sup>。而且轴向马赫数分布可灵活控制,二阶导数在全场连续,这将保证喷管内部参数不会发生突变,从根本上杜绝内部产生集中膨胀和压缩波的可能,所以可通过设计参数的选择使喷管达到短化、优化的目的<sup>[8]</sup>。在得到喷管型面的无粘设计之后,对其进行边界层的黏性修正。采用将无粘型线向外扩张一个边界层位移厚度来得到喷管型面的物理坐标。而喷管壁面边界层的修正量可以通过借鉴经验公式得到,也可通过求解动量积分关系得到。

从运算时间上来看,GA算法的运算时间要远远大于TSP算法的运算时间,说明GA算法得到较优可行解的同时,增大了时间开销。其次,可以看到场景1和场景2的上界与完全满足该场景需求的收益值相差分别为24.999238和59.998029,说明在该场景需求配置下,即使得到最优解,也不能满足测控需求,若要满足测控需求,必须适当增加场景中的测控设备。

## 5 结束语

航天测控调度问题涉及的调度对象数量大,各种变量之间的关系复杂,应用当前的一些智能算法可以得到该问题一定程度的满意解,即下界。由于求解问题最优解有时是非常困难的,因此智能算法所求得满意解与实际最优解的差距以及实际最优解能否满足当前测控需求均无法得知。本文运用拉格朗日松弛方法求得该问题的上界,利用上界和下界的差距及其上界和完全满足当前需求的收益值的差距,为评价算法优劣和当前场景配置的合理性提供了有效途径。

## 参考文献:

- [1] 凌晓冬. 多星测控调度问题建模及算法研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2009.
- [2] 刘洋, 贺仁杰, 谭跃进. 基于约束满足的多卫星调度模型研究[J]. 系统工程与电子技术, 2004, 26(8): 1076 - 1079.
- [3] 金光. 卫星地面站测控资源调度 CSP 模型[J]. 系统工程与

电子技术, 2007, 29(7): 1118 - 1120.

- [4] Monte Z, Eugene D, Brian D, et al. Scheduling and Rescheduling with Iterative Repair[J]. IEEE Transactions on System, Man and Cybernetics, 1993, 23(6): 1588 - 1596.
- [5] Barbulescu L, Howe A, Whitley D. AFSCN Scheduling: How the Problem and Solution Have Evolved[J]. Mathematical Computer Modeling, 2006, 43(9 - 10): 1023 - 1037.
- [6] 邢立宁, 陈英武. 基于混合蚁群优化的卫星地面站系统任务调度方法[J]. 自动化学报, 2008, 34(4): 414 - 418.
- [7] 邢文训, 谢金星. 现代优化计算方法[M]. 北京: 清华大学出版社, 2005.
- [8] 靳肖闪, 李军. 基于拉格朗日松弛与最大分支算法的卫星成像调度算法[J]. 宇航学报, 2005, 29(2): 694 - 699.
- [9] Fisher M L. The Lagrangian Relaxation Method of Solving Integer Programming Problems[J]. Management Science, 1981, 27(1): 1 - 18.
- [10] Hsiao J Y. An Efficient Algorithm for Finding a Maximum Weight 2-independent Set on Interval Graphs[J]. Information Processing Letters, 1992.
- [11] Marinelli F, Nocella S, Rossi F, et al. A Lagrangian Heuristic for Satellite Range Scheduling with Resource Constraints[R]. www.optimizationonline.org, 2005.
- [12] Bell C. Scheduling Deep Space Network Data Transmissions: A Lagrangian Relaxation Approach[C]//Proceedings of Applications of Artificial Intelligence 1993: Knowledge-based Systems in Aerospace and Industry. Pacific Grove, CA, USA. 1993: 330 - 340.
- [13] Roberto C, Federico Gandellini. Solving the Swath Segment Selection Problem Through Lagrangean Relaxation[J]. Computers & Operations Research 35(2008) 854 - 862.

1990: 419 - 439.

- [3] Beckwith I E. Comment on Setting Chamber Design for Quiet Blow Down Wind Tunnels[R]. NASA TM 84948, Marell 1981.
- [4] Beckwith I E. Development of a High Reynolds Number Quiet Tunnel for Transition Research[R]. AIAA Paper, 74 - 0135, 1974.
- [5] 周勇为, 常熹钰. 超声速静风洞的气动设计[J]. 流体力学实验与测量, 2002, 16(1): 61 - 66.
- [6] 周勇为. SWT - 120 风洞稳定段的性能测量[J]. 实验力学, 2007, 22(1): 85 - 89.
- [7] 周勇为, 易仕和. 高超声速静风洞特点和发展概述[J]. 实验力学, 2009, 25(2): 167 - 171.
- [8] 陈植, 易仕和, 周勇为. 基于喉部边界层抽吸高超声速静风洞喷管设计[C]//第十四届全国激波与激波管学术会议论文集, 安徽黄山, 2010.
- [9] 常熹钰, 易仕和, 邹建军, 等. 超声速静风洞中的层流喷管研究[C]//空气动力学研究文集, 1998, 8: 175 - 180.
- [10] 张敏莉, 易仕和, 赵玉新. 超声速短化喷管的设计与实验研究[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(4): 500 - 503.

(上接第17页)

## 3 结论

M6HQWT是我国第一座高超声速静风洞,在设计 and 建设过程中形成的知识积累为今后发展类似设备提供了宝贵经验。目前系统已完成安装就位,正进行相关调试和试验工作。它将会给高超声速静风洞技术研究、高超声速湍流研究、边界层转捩研究等提供一个全新的实验平台。

## 参考文献:

- [1] Horvath T J, et al. Boundary Layer Transition on Slender Cones in Conventional and Low Disturbance Mach 6 Wind tunnels[R]. AIAA 2002 - 2743, 2002.
- [2] Beckwith I E. Aerothermodynamics and Transition in High-speed Wind Tunnels at NASA Langley[R]. Annu. Rev. Fluid Mech,