

文章编号: 0258-1825(2018)02-0196-17

高超声速边界层转捩实验综述

刘向宏¹, 赖光伟², 吴 杰^{2,*}

(1. 华中科技大学 能源与动力工程学院, 湖北 武汉 430074;
2. 华中科技大学 航空航天学院, 湖北 武汉 430074)

摘要:高超声速边界层转捩直接影响飞行器表面的摩擦系数与热流分布,对于高超声速飞行器的气动布局以及热防护设计至关重要。尽管高超声速边界层/湍流转捩的相关研究已经开展长达半个多世纪,但是由于高超声速流动的复杂性以及触发转捩的因素繁多,研究人员对于转捩过程的认识并不透彻,阻碍了先进高超声速飞行器的设计。地面风洞实验作为高超声速空气动力学设计的重要手段之一,在可预见的将来仍是研究高超声速边界层转捩不可或缺的方法。本文以高超声速边界层稳定性与转捩的风洞实验为重点,按照边界层自然转捩的发展过程,分别回顾了国内外在边界层感受性问题以及线性化阶段风洞实验研究的现状,文章最后总结了风洞实验在未来高超声速边界层转捩研究中的工作与意义,并针对未来的实验研究给出了几点建议。

关键词:高超声速流动;边界层转捩;感受性;稳定性;实验测量技术;转捩测量

中图分类号: O357.4⁺1 **文献标识码:** A **doi:** 10.7638/kqdlxxb-2018.0017

Boundary-layer transition experiments in hypersonic flow

LIU Xianghong¹, LAI Guangwei², WU Jie^{2,*}

(1. School of Energy and Power Engineering, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China;
2. School of Aerospace Engineering, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China)

Abstract: Laminar/turbulent boundary-layer transition has a large impact on the viscous coefficient and the heat flux, which are critical for aerodynamic and thermal protection design of hypersonic vehicles. Due to the complexity of hypersonic flow and the numerous factors affecting transition, the mechanism of hypersonic laminar/turbulent boundary-layer transition is still outstanding despite the research upon this issue has been lasting for more than half a century, prohibiting the design of advanced hypersonic vehicles. Ground wind tunnel experiment acts as a significant approach in hypersonic aerodynamic design and is expected to play an important role in the research of hypersonic boundary-layer transition in the future. Based on the hypersonic boundary-layer instability and transition experiments in wind tunnel, the receptivity and linear phases were respectively reviewed according the process of natural transition. Discussions and suggestions were given for experimental study of hypersonic boundary-layer transition.

Keywords: hypersonic flow; boundary-layer transition; receptivity; stability; experimental method; transition measurement

0 引言

高超声速边界层转捩问题是空气动力学中的一

个重要难题,尽管针对超声速边界层转捩的研究已经超过半个世纪之久,然而由于高速流动边界层的复杂流动结构,研究人员对于边界层转捩仍认识不足,如

收稿日期:2018-01-11; 修订日期:2018-02-25

基金项目:国家自然科学基金青年科学基金项目(11702106); 装备预先研究项目(1406020901)

作者简介:刘向宏(1993-),男,河北石家庄人,研究方向:超声速空气动力学,超声速风洞气动设计与实验测量技术研究。

E-mail: liuxianghong@hust.edu.cn

通信作者:吴杰*(1986-),湖北仙桃人,副教授,研究方向:超声速及高超声速边界层转捩,风洞设计与实验测量技术,超声速射流与噪声控制。

E-mail: jjewu@hust.edu.cn

引用格式:刘向宏,赖光伟,吴杰. 高超声速边界层转捩实验综述[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2): 196-211.

doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0017 LIU X H, LAI G W, WU J. Boundary-layer transition experiments in hypersonic flow[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(2): 196-211.

感受性问题、转捩过程中的非线性阶段以及旁路转捩等^[1-10]。高超声速边界层由层流变为湍流后,壁面的热量和摩擦阻力都会急剧增加,对于高超声速飞行器的热防护结构以及气动力布局设计均至关重要。根据冯卡门研究所 Wendt 的报告,准确判断返回舱边界层转捩位置可以减少高超声速飞行器隔热材料的布置,进而将其全部载荷降低 20% 以上^[11];此外,延迟超声速层流边界层转捩可大幅降低高速飞行器油耗^[12-13]。受诸多此类应用的驱动,研究人员对于超声速及高超声速边界层层/湍流转捩的研究仍在开展。

对于边界层转捩的研究最早可追溯到 19 世纪末期。早期的边界层转捩研究主要集中在无粘流动的理论分析,如 Helmholtz^[14]、Kelvin^[15]、and Rayleigh^[16-17] 等工作。与此同时,Reynolds 首先开始了粘性剪切流的实验研究^[18]。Rayleigh 的理论研究指出,在不考虑粘性效应的情况下,边界层的拐点是导致边界层转捩的直接原因。受 Reynolds 关于粘性流不稳定性研究的启发,Orr^[19] and Sommerfeld^[20] 分别基于粘性平行流假设将小扰动引入到 Navier-Stokes 方程,从而发展了著名的 Orr-Sommerfeld 方程。粘性效应对不稳定波的双重作用使稳定性问题进一步复杂化。1921 年 Prandtl 解释了粘性效应可以促进和破坏流动的稳定性^[21],相关的理论分析工作随后分别由 Tollmien^[22] 和 Schlichting^[23] 通过渐进法来完成,并建立了不可压缩流动中边界层稳定性理论。但是,由于 Tollmien 的稳定性理论过度使用简化模型,并且缺乏严格的数学推导,该理论在提出的早期受到了批评和质疑^[24];此外,受限于当时风洞的实验能力,其理论无法得到实验验证。直到 1948 年 Schubauer 和 Skramstad^[25] 基于低湍流度风洞测量到不稳定波,Tollmien-Schlichting 的边界层稳定性理论才被广泛接受。与此同时,Lin 完善了稳定性理论的数学推导^[26],有力支撑了边界层稳定性理论。

1940 年起,高速飞行器的研制驱使研究人员将兴趣转移到可压缩流边界层稳定性上,其开创性工作主要由 Lees 和 Lin 完成^[27-28]。在早期边界层稳定性分析中研究人员广泛使用渐进法,但是仅局限于低马赫数流动^[28-29]。而后,Dunn 和 Lin^[30] 对稳定性理论在可压缩流动中的应用进行了延伸。可压缩边界层稳定性除了在理论上有较大发展,相关的实验研究也逐渐展开。随着战后对于高速飞行器的需求增加,在 1940 到 1960 之间数座超声速及高超声速风洞陆续投入使用^[31],为研究高马赫数下的边界层稳定性提供了实验平台,相关研究主要在加州理工喷流推进中心(JPL)、

美国国家航空航天局(NASA)和阿诺德空军基地进行。同期, Van Ingen^[32-33], Smith 和 Gamberoni^[33] 使用 e^N 法来关联风洞转捩数据与线性化理论,以解决工程上的边界层转捩预测问题。

1960 年后,电子计算机迅速促进了稳定性理论的发展。Brown^[34] 和 Mack^[35] 通过计算模拟发现,不可压缩边界层与高马赫数下的边界层流动存在本质的区别。尤其值得强调的是 Mack,他通过理论分析与数值模拟,对可压缩边界层稳定性的线性化理论进行了系统研究^[36]。同时,由于 Kovasznay^[37-38]、Morkovin^[39-40]、Laufer^[41-43] 等开发了在超声速及高超声速流动中使用热线风速仪的测量技术,高超声速边界层不稳定性与转捩实验也随之迅速发展。Dryden 在低超声速边界层稳定性实验中研究了均值流参数对边界层转捩的影响^[44]。Demetriades^[45] 和 Laufer^[24] 之后研究了风洞来流扰动与边界层转捩的关系^[40, 46]。1975 年 Kendall 对不同来流马赫数下不稳定波的增长率进行了系统分析^[47]。Rogler 和 Reshotko^[48]、Kachanov^[49] 也分别开展了更多关于高超声速边界层感受性问题的研究。他们均认识到风洞来流扰动对边界层转捩研究的影响,进一步推进了高超声速静风洞的立项与建设。之后,美国分别建设了数座超声速及高超声速静风洞,最具代表性的是 NASA 兰利中心马赫数 3.5^[50-51] 和普渡大学马赫数 6 静风洞^[52]。在以上静风洞中所获得的边界层转捩雷诺数比常规噪声风洞高出一个量级,更接近真实飞行实验数据^[53]。在 80 年代后期,对于高超声速边界层中的二维不稳定波(第二模态 Mack 波)的线性化分析已经成熟。相比较而言,对于高超声速边界层中三维不稳定波的研究则刚起步,如附着线^[54]、Görtler 波^[55]、横流失稳^[56] 等。另外一个研究的难点是非平行流中弱非线性稳定性问题^[57]。相比二维的情况,三维不稳定波的研究更为棘手。在不稳定波的非线性交互方面,Kimmel 和 Kendall^[58],以及 Kosinov 等^[59] 均做出了杰出贡献。到了 90 年代初,直接数值模拟(DNS)更全面揭示了非线性在边界层不稳定波发展中的作用。在直接数值模拟发展的早期,受限于计算能力,基于时间的模式被广泛使用^[60-61]。之后,Rai 和 Moin^[62] 发展了对应的空间模式。目前,针对超声速及高超声速边界层的非线性稳定性问题研究仍在进行中^[63-66]。虽然 DNS 可以提供全面的流场信息,但是受限于计算机的能力,尚不能广泛应用于工程问题。由此,Herbert 提出了抛物化方程(PSE)^[67-68]。PSE 因可以捕捉到边界层内非线性效应,已被高速边界层不稳定性分析广泛采用^[68-70]。

受先进高超声速飞行器设计的驱使,高超声速边界层转捩研究目前仍在继续^[71-72]。得益于计算机数值模拟能力的进步,研究人员对于超声速及高超声速边界层转捩细节有了深入了解^[73-74]。但是,真实飞行过程中飞行器跨越速域广、雷诺数变化范围大,加之一系列其他因素影响,导致高超声速边界层转捩机制复杂,即使通过直接数值模拟也很难对以上问题进行模型化处理;其次,已有的稳定性预测理论,如 LST 和 PSE 等,所能提供的信息也极为有限,因此研究感受性问题以及非线性阶段均存在较大难度;再者,对于复杂外形的飞行器,数值预测的可靠性也需要进一步验证。飞行实验虽然可以真实模拟飞行环境,但是由于其成本昂贵以及实验测量技术的缺乏,并不能独立的全面研究高超声速边界层转捩。地面风洞实验则成为研究高超声速边界层转捩的主要手段,尤其随着电子测量技术的飞速发展,如最近兴起的高频压电式压力传感器 (PCB)^[75-76]、高频热流传感器 ALTP^[75]、激光测量技术^[77] 以及压敏漆^[78] 等,更进一步推进了高超声速边界层不稳定波的特征研究。然而,高超声速边界层稳定性研究中仍存在诸多难题,如边界层感受性问题、二次失稳和非线性交互作用等。可以预见,在未来相当长的一段时间内,风洞实验仍将是开展高超声速层湍流边界层转捩研究的主要途径之一。

鉴于高超声速边界层转捩问题的复杂性,从 20 世纪 60 年代到现在对该问题的科学研究从未停止过,针对高超声速边界层转捩的综述文章以及专著也不少,尤其是 Stetson^[79-80]、Schneider^[5, 81]、陈坚强等^[10]。为了避免与以往综述文献重复,本文以高超声速边界层稳定性与转捩实验为主,重点介绍了国内外对流向类不稳定波的实验研究状况。文章首先简单介绍了边界层的转捩过程,之后回顾了高超声速边界层自然转捩过程中感受性问题以及线性阶段的实验研究进展;最后,对高超声速边界层稳定性与转捩的实验研究进行了总结与展望。

1 边界层自然转捩的过程

目前一般认为边界层自然转捩是由于外部环境中的受迫扰动进入到层流边界层后触发不稳定波发展,不稳定波依次经历线性增长、非线性增长阶段,最终导致边界层转捩。为了准确预测高超声速边界层转捩位置,首先需要深入认识高超声速边界层不稳定波演化与转捩机理。边界层由层流变为湍流的自然转捩过程可见于诸多综述文献中,如 Morkovin^[82-83]、

Reshotko^[3]、Saric^[84]、Goldstein^[85]、Fedorov^[1] 和周恒^[86] 等,这里只做简单阐述。边界层转捩研究通常分为四个阶段,如图 1 所示。第一个阶段是感受性问题,即自由来流中的扰动(涡波、熵波以及声波模态)以定常或者非定常的方式进入到边界层触发不稳定波的过程;当来流扰动进到边界层后,他们会为不稳定波的增长提供初值,随着边界层的增长而逐渐发展。一般认为,在早期不稳定波的增长较慢,可以通过线性理论进行描述。再之后,随着扰动波幅值的进一步增长,三维不稳定性以及非线性交互出现,边界层发展到非线性阶段。最后,层流边界层变为了湍流边界层。

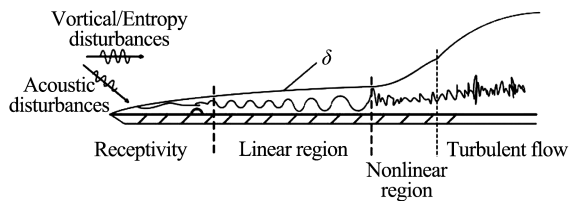
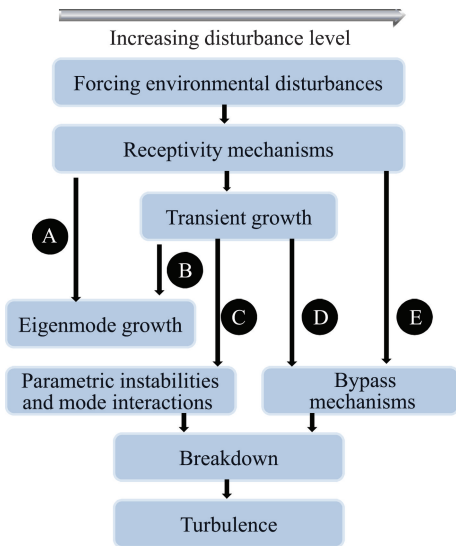


图 1 自然转捩过程示意图^[90]

Fig.1 Progress of neutral transition^[90]

通常,导致超声速及高超声速边界层自然转捩的不稳定波主要包括四类,分别为第一模态(Tollmien-Schlichting 波^[87])、第二模态(Mack 波^[35, 88])、横流模态^[56]、Görtler 模态^[55]。第一模态为涡波扰动,通常出现在低马赫数超声速流动中;相比之下,第二模态为声波扰动,在马赫数大于 4 以后逐渐占据主导地位;横流失稳则主要发生在具有垂直于主流方向的横流情况,如后掠机翼、带迎角的锥体等;Görtler 波通常发生在凹面边界层。

由于影响边界层转捩的因素多、途径广,为了系统地认识与研究边界层转捩问题,Morkovin^[82] 将导致边界层转捩的途径进行了如图 2 所示分类。途径 A 通常发生在低来流扰动情况下边界层内不稳定波发展导致的自然转捩过程,如第一和第二模态、横流模态以及 Görtler 波;途径 B 为瞬态增长,主要特点是来流扰动特征模态为边界层内不稳定波的发展提供较大初始幅值,使其直接进入不稳定发展区;途径 C 则通常与特征方程的非正交性所导致的瞬态增长紧密关联^[89];途径 D 主要发生在边界层内部扰动急剧增长的情况;途径 E 则表示当环境中来流扰动更高时,不稳定波的发展直接跳过了线性增长阶段而导致转捩。以上导致边界层转捩的途径分类同时适用于低速和高超声速边界层不稳定性的发展,但是需要强调的是每种转捩现象背后的机理并不一致。

图 2 边界层变为湍流的途径^[83]Fig.2 Path to turbulence in boundary-layer flow^[83]

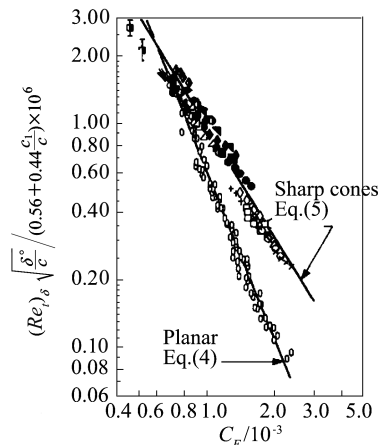
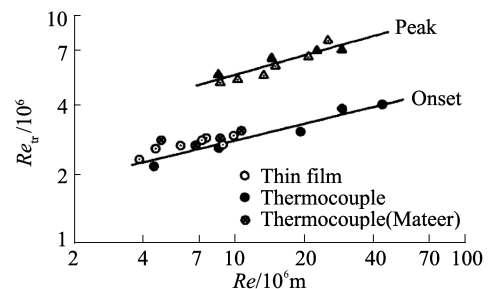
2 感受性过程的实验研究

感受性问题主要研究外界扰动在边界层内激发小扰动的机理^[91]。在高超声速边界层转捩研究早期,研究人员只是定性观察到风洞的来流扰动与边界层转捩雷诺数之间的相关性,由于理论研究的落后,人们对不同扰动模态如何通过激波以特定的色散关系进入到边界层内并进一步触发边界层内扰动增长的过程并不了解。此外,在感受性阶段扰动的幅值极低,超出了常规高超声速风洞实验技术的测量范围,给实验研究感受性问题带来了较大挑战。

早期 Laufer 通过调节风洞稳定段的涡流扰动幅值研究来流扰动模态对超声速边界层转捩的影响^[92]。实验结果显示当风洞来流马赫数小于 2.5 时,涡流扰动幅值对边界层转捩雷诺数有较大影响;但是当自由来流马赫数大于 2.5 后,涡流扰动的幅值对边界层转捩雷诺数并无影响。通过热线测量分析, Laufer 认为来流马赫数大于 2.5 时,由 Laval 喷管的湍流边界层所产生的噪声辐射成为风洞来流扰动的主要成分。Pate 等^[36]研究了高超声速风洞的噪声辐射与模型上边界层转捩雷诺数的关系。通过对美国阿诺德空军中心的数座超声速及高超声速风洞的湍流度与实验边界层转捩数据进行系统分析与关联,如图 3 所示,他们发现边界层转捩雷诺数与风洞尺寸成正比;此外,基于该统计数据 Pate 等对模型表面的转捩雷诺数与风洞的噪声辐射进行了互相关分析,并建立了马赫数 3 到 10 范围内模型边界层的转捩雷诺数与风洞噪声辐射之间的关系式,该关系式与来流马赫数以及雷诺数均不相关。Pate 的经验公式为基于常规噪声

风洞的高超声速边界层转捩实验提供了有效的预测手段,并为实际飞行转捩数据的分析提供了思路。

Owen 与 Horstman、Owen 等^[94-95]在 Ames 3.5 英尺高超声速风洞中对马赫数 7.4 流动下 5° 半锥角尖锥模型进行了边界层转捩实验,需要强调的是该高超声速风洞为了隔离来流高温效应而在 Laval 喷管的收缩段采用了喷射氦气和冷空气装置,有效降低了风洞的来流扰动幅值。他们同样对高超声速风洞的来流扰动、来流雷诺数以及边界层转捩雷诺数进行了互相关分析,并与 NASA 兰利中心 18 英寸高超声速风洞的数据进行了对比。实验结果显示在相同马赫数下随着来流雷诺数的增加,模型的转捩雷诺数增加,如图 4 所示。但是,对于单位雷诺数影响的具体原因,他们并未给出解释。在陈坚强等最近的综述中,他们将单位雷诺数对高超声速边界层的影响规律归结为未知或矛盾现象,并建议开展深入研究^[10]。

图 3 平板、尖锥模型的 Pate 噪声-转捩关系^[93]Fig.3 Pate's noise-transition correlation^[93]图 4 边界层转捩雷诺数与来流雷诺数的关系比较^[95]Fig.4 Comparison of boundary layer transition Reynolds number and freestream Reynolds number ($Ma_{edge} = 7.5$)^[95]

与之前 Pate 等工作不同, Kendall^[47]尝试关联自由来流扰动同边界层内扰动之间的关系。通过分别在自由来流和边界层内使用压力传感器同时测量流场的压力脉动,然后将以上测量信号进行互相关分析, Kendall 发现自由来流扰动与边界层的扰动的相

关性与来流马赫数成正比,见图5。Kendall 将该现象归结于高马赫数来流下自由来流中较强的噪声辐射,但是并未对该现象进行更为深入的研究。尽管高超声速边界层感受性问题得到了研究人员的重视,但是所做研究大多数局限于来流脉动与边界层脉动、来流雷诺数与边界层转换雷诺数之间的统计关联,并未涉及到感受性问题的本质。随着理论分析的进步,感受性问题所展现的复杂性给实验研究带来了更大挑战。除了自由来流中不同的扰动模态触发边界层内扰动的机制不同,同一扰动模态(如声波)激发边界层内扰动的方式也不同^[96-97],且不论真实条件下的扰动模态转化、模型粗糙度等问题。

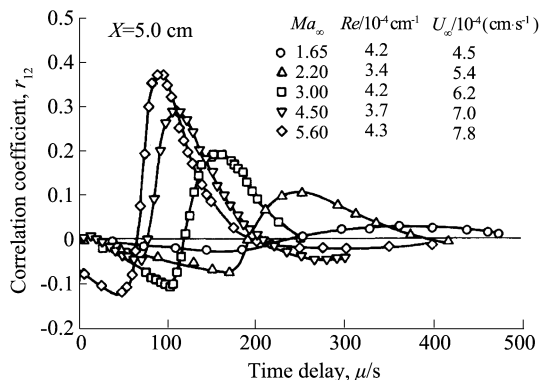


图5 自由来流和边界层压力脉动的互相关分析^[47]

Fig.5 Cross-correlation analysis of pressure fluctuation between freestream and model surface^[47]

Schmisser 等^[98]基于普渡大学马赫数4 Ludwig 式静风洞对椭锥的感受性问题进行了研究。他们尝试使用聚焦激光在超声速自由来流中产生热驻点,并观察了热流扰动对椭锥边界层转换的影响。通过人工控制扰动可以触发边界层的不稳定性,他们发现外界扰动对边界层外缘的影响尤为明显,但是,他们并未测量到不稳定波信息,也未提供更多感受性问题的细节。

在超声速及高超声速边界层感受性问题实验研究方面,俄罗斯科学院理论与应用力学所(ITAM) Maslov 和 Semionov 等工作走在世界前列^[99],在20世纪80年代他们采用可控声波扰动对超声速平板流的感受性问题开展了实验研究。尽管外界扰动转化为边界层扰动的过程极为复杂,他们发现人工引入声波扰动的增长率同理论计算定性吻合;此外, Maslov 和 Semionov 认为外界边界层的感受性过程中存在三个不同的区域。为了深入探究高超声速边界层感受性问题, Maslov 等^[100]之后采用如图6所示装置对马赫数6自由来流中平板边界层进行研究。他们通过在图6左端平板上产生二维或三维的声波

扰动,并将右端平板模型放置在其声波放射范围内,以确保声波可以抵达第二块平板模型的前缘并激发不稳定波。基于该实验装置,他们系统研究了声波扰动幅值、迎角与感受性系数的关系。在分别对二维及三维扰动的感受性系数进行测量后,他们发现在三维扰动情况下感受性系数与扰动声波的迎角、强度等均无关,尤其是在迎角0°下,二维扰动的感受性系数约为三维扰动的5~6倍。在 Maslov 的工作之后,针对高超声速边界层感受性问题研究的实验并不多见;相较之,针对该问题的数值研究,尤其是直接数值模拟,取得了较大进步^[73]。

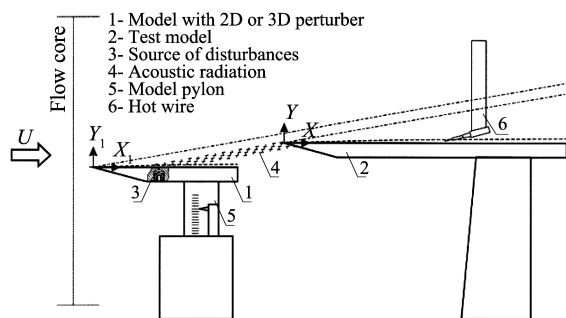


图6 平板感受性实验装置^[100]

Fig.6 The model disposition in the test section^[100]

3 线性阶段的实验研究

线性阶段作为高超声速边界层自然转换过程中的重要环节,可以通过线性理论进行分析与预测,是目前高超声速边界层转换过程中理解最为深入的部分。尽管如此,即使是最简单的尖锥模型,在高超声速流动下仍有诸多问题并未理解透彻,如头部钝度、熵层和迎角等^[1, 10]。此外,为了实现对高超声速边界层的层/湍流控制,研究人员对影响边界层转换的因素所开展的实验研究,通常都是围绕线性阶段不稳定波的增长进行测量。因此,线性阶段的实验仍为目前进行高超声速边界层转换研究的重点。

早期关于高超声速边界层转换的研究主要集中在不稳定波现象,以及风洞来流条件(主要为马赫数和雷诺数)对转换雷诺数的影响。加州理工的 Demetriades^[45, 101]早在20世纪50年代就对马赫数5.8来流下平板边界层的不稳定性与转换开展了实验研究。他使用热线风速仪分别测量了自然转换以及人工引入扰动后边界层内不稳定波的增长情况,尽管所使用的热线仪频率响应较低,但是通过频谱分析他观测到了不稳定波从层流演化到湍流的过程,并发现高超声速流动下不稳定波增长率的分布规律同低速流动下相似。

同期, Laufer 和 Vrebalovich 基于加州理工 JPL

的超声速风洞开展了低马赫数下平板模型的边界层稳定性问题研究^[24]。他们在平板模型上开一个细缝后往边界层释放特定幅值和频率的空气脉冲以诱发不稳定波。通过定制的热线风速仪,他们测量了平板边界层的剖面,首次通过实验确定了自激励不稳定波在超声速边界层的特征分布,如图 7 所示,实验测量的结果与 Lees 和 Lin 等的稳定性理论预测非常吻合。受限于热线风速仪的动态频率响应,以上的实验均没具体说明不稳定波的模态特征,但是根据他们所提供的频谱图(见图 8),可以大致推断扰动是第一模态不稳定波。

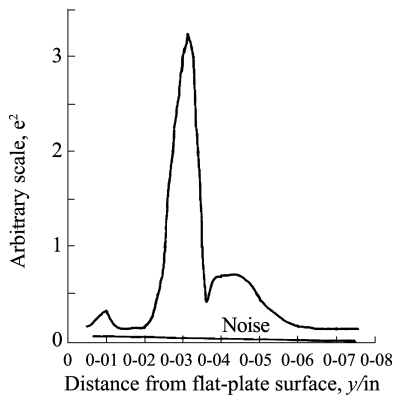


图 7 马赫数 2.2 下平板边界层热线均值沿法向分布^[24]

Fig.7 Distribution of the hot-wire output across the boundary layer at $Ma = 2.2$ ^[24]

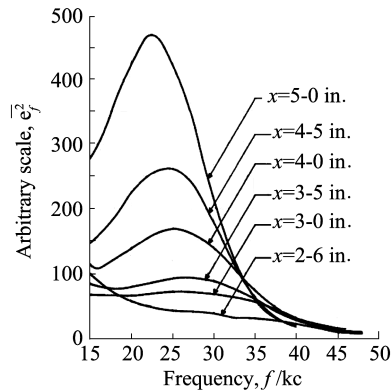


图 8 不同流向位置的热线频谱图比较

($Ma_{edge} = 2$, $Re = 11.8 \times 10^6 / m$)^[24]

Fig.8 Spectrum comparison along the streamwise locations^[24]

Demetriades^[102]为了研究高超声速边界层中更高模态不稳定波的特征,采用频率更高的热线仪系统(动态响应大于 1 MHz)对马赫数 8 来流下 5°半锥角尖锥模型的不稳定波进行了测量,得到了第二模态不稳定波以及其谐波模态特征,如图 9 所示。热线测量结果显示靠近边界层外缘时流场的脉动最为强烈,该实验发现与 Mack 的第二模态特征相吻合,由此他认为第二模态不稳定波是导致转捩的原因。这是自

Mack^[103]提出高超声速边界层第二模态不稳定波后首次在实验中得到定量测量结果。此外, Demetriades^[104]还通过阴影显示首次发现边界层层流部分周期性的波系结构,通过观察该波系的波长、频率,由公式 $f \approx U_e / (2\delta)$ 估算边界层速度,并认为该波系结构为边界层的第二模态不稳定波,如图 10 所示,其中 f 为不稳定波的频率, U_e 为边界层速度, δ 为边界层高度。

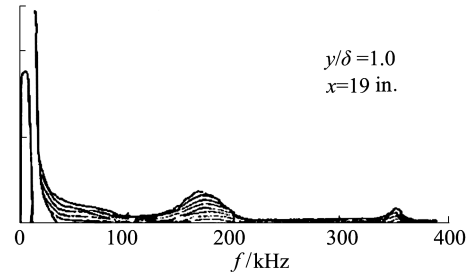


图 9 尖锥模型不同过热比下不稳定波的频谱特征^[102]

Fig.9 Spectrum of 2nd mode instability wave and its harmonics at different over heat ratios^[102]

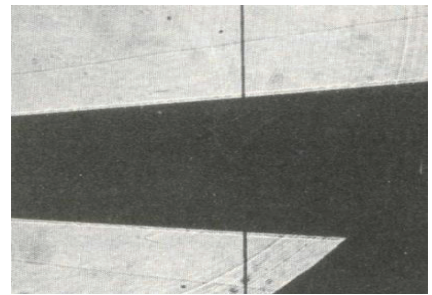


图 10 马赫数 8 下尖锥边界层不稳定波阴影显示^[104]

Fig.10 Shadowgraph of instability wave along 5° half-cone model's boundary layer at $Ma = 8$ ^[104]

随着热线风速仪技术的成熟,其逐渐成为了诊断边界层稳定性的主要手段。加州理工的 Kendall 对超声速以及高超声速边界层转换进行了系统研究^[47],他使用热线仪研究了马赫数 1.6 至 8.5 流动下边界层内扰动的增长。他发现当马赫数为 4.5 时,扰动在线性增长阶段的的增长同 Mack 线性理论吻合良好,但是当来流马赫数为 2.2 和 8.5 时,不稳定波的增长率与理论预测只是定性吻合;更值得注意的是,通过线性理论预测当来流马赫数为 4.5 到 5.6 时,第二模态不稳定波最为明显,但是实验测量结果并不支持该理论预测;当来流马赫数更高以后, Kendall 才测量到了第二模态不稳定波及其谐波模态,见图 11。 Kendall 将该现象归结于低高超声速马赫数下第二模态不稳定波的频率极高,超出了热线仪的可用动态响应频率范围。

从以上的研究可以看出,早期关于超声速以及高超声速边界层不稳定性与转捩研究主要集中在获取

不稳定波的特征,并进一步结合线性理论来深入认识不稳定波。但是,开展高超声速边界层转捩研究的最终目的是为了控制层/湍流边界层转捩。高超声速边界层转捩现象极为复杂,并且影响转捩的因素众多,且不同因素在飞行器不同位置与不同飞行阶段的影响效果也不同^[10],因此实现对高超声速边界层的层/湍流转捩控制也充满挑战。

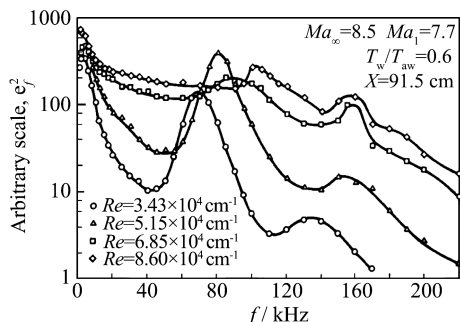


图 11 来流雷诺数对尖锥边界层扰动影响 ($Ma = 8.5$)^[47]

Fig.11 Influence of Reynolds number to spectrum of boundary layer fluctuation^[47]

自 20 世纪 80 年代起研究人员将注意力集中在影响边界层转捩的因素上。其中,Stetson 等基于 AEDC B 风洞的工作最为系统与典型^[79, 105-109]。他们以尖锥为模型,通过热丝探头、Pitot 和总温探头等测量了高超声速流动下锥体表面边界层的剖面,并系统研究了高超声速流动下锥体的钝度、壁面温度、迎角以及来流条件等对边界层稳定性的影响。值得强调的是,Stetson 等对边界层测量结果的后处理深入揭示了边界层内不稳定波的演化特征,他们通过扰动模态分解方法,量化了高超声速边界层内密度、温度以及压力脉动沿壁面法向的分布。综合而言,Stetson 等^[79, 105-109]的研究确定了第二模态不稳定波在高超声速边界层转捩过程的主导地位,证实了 Kendall^[47]以及 Demetriades^[102]等前期关于第二模态不稳定波的实验结果;此外,他们揭示了层流边界层发展过程中压力及温度脉动为主要扰动来源的机理,发现了锥体顶端的钝度和壁面温度对第二模态不稳定波发展的作用机制,并探明了迎角对不同模态扰动波在锥体上的发展趋势。但是,他们的部分实验结果还存在不确定性,如来流噪声度对不稳定波发展的影响^[106]、熵层与边界层的相互作用^[109]、非线性不稳定性等,更多相关介绍可参考 Stetson 等的综述^[79-80]。

随着高超声速边界层稳定性研究的发展,研究人员认识到来流扰动主要是 Laval 喷管壁面湍流边界层所产生的噪声辐射,该噪声辐射对高超声速边界层转捩研究具有重要影响。根据 Laufer 的调查,当来流马赫数为高超声速时,风洞中的噪声辐射占据总来

流扰动的 80% 以上^[110]。为了获得低扰动的来流条件,NASA 兰利中心建造了马赫数 3.5 静风洞,其来流静压在单位雷诺数为 9.8×10^6 时脉动值约为 0.05%。基于优于常规超声速风洞的流场品质,Chen^[51]等分别对来流马赫数 3.5 下尖锥和平板的转捩现象进行了实验研究,他们发现在静风洞里不稳定波的增长速率较慢,且获得的平板转捩雷诺数比常规噪声风洞高出一个量级,如图 12 所示;此外,平板和尖锥实验测量得到的转捩位置 e^N ($N=10$) 预测与线性理论吻合良好。

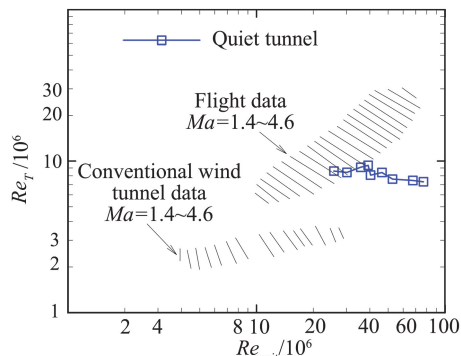


图 12 静、常规风洞和飞行实验转捩实验数据对比^[51]

Fig.12 Local transition Reynolds number comparison between quiet and noisy wind tunnels^[51]

此后,NASA 兰利中心进一步发展了马赫数 6 静风洞(Laval 喷管出口直径为 190.2 mm),并使用新型的恒压式热线仪 CVA 对边界层转捩进行了研究^[111]。由于该静风洞的尺寸小、流场品质高,很难观测到尖锥模型上的自然转捩过程。为了加强第二模态不稳定波的增长率,他们采用了具有较大逆压梯度的锥-裙模型。Lachowicz 等首次使用热线仪同时测量到了锥-裙表面的第二模态以及第一、第二谐波模态,如图 13 中所示的 226、449、670 kHz 频率^[111]。但是,他们并未对恒压式热线仪进行动态校核,而是直接将输出电压的脉动作为不稳定波的幅值进行分析,

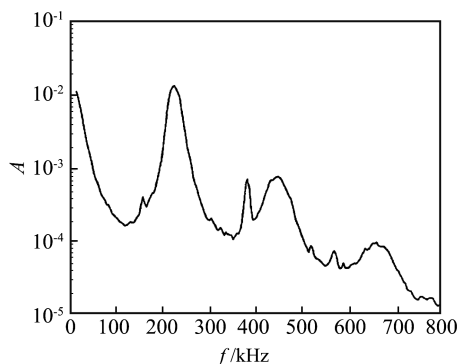


图 13 锥-裙模型层流边界层内热线脉动频谱图^[111]

Fig.13 Spectra of hot-wire measurement within boundary layer along flared cone^[111]

Schneider 认为此举会引入误差^[5]。Wilkinson^[112]回顾了基于该马赫数 6 静风洞所开展的高超声速边界层稳定性实验,总结了逆压、壁面冷却以及锥体钝度等对高超声速边界层的影响。值得注意的是,基于该静风洞所得到的 N 值范围为 8.5 到 11(图 14),远高于常规高超声速风洞的 N 值。

以上两座静风洞充分展现了其在高超声速风洞边界层研究上的重要性,但是受限于静风洞设计技术,风洞的实验段尺寸过小,实验模型的尺寸也受到较大制约,导致部分实验现象无法模拟。

在 NASA 兰利的马赫数 6 静风洞迁移到 Texas A&M 大学后,Hofferth 等^[113]重新组装了该风洞,并对锥-裙模型上的第二模态不稳定波进行了测量。为了避免 Laval 喷管壁面噪声辐射的影响,他们首先对该风洞的静音区进行了标定,并确保尖锥的主体部分处于静音区(注:该区域来流总压脉动小于 0.05%)。使用特制的热线支撑传动装置,他们对马赫数 6 来流

下 5°半锥角锥-裙表面层流边界层的不稳定波进行了测量,并获得了沿边界层法向的热线仪输出电压及其脉动值的剖面分布,该实验测量结果与线性抛物化稳定性方程预测吻合良好(见图 15)。此外,在频谱分析过程中,Hofferth 留意到在 190 kHz 以及 210~250 kHz 之间有异常的尖劈出现,不同于以往的二维不稳定波的宽频不稳定波特性,如图 16 所示,他将该

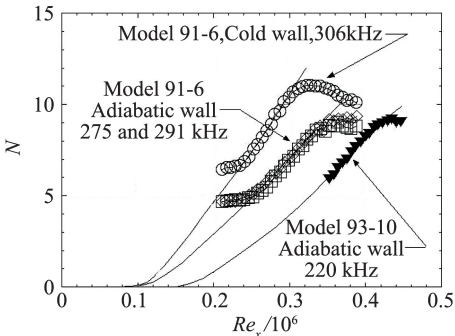


图 14 NASA 兰利中心马赫数 6 静风洞 N -值实验结果^[81]
Fig.14 N -factor comparison for NASA Langley experiments^[81]

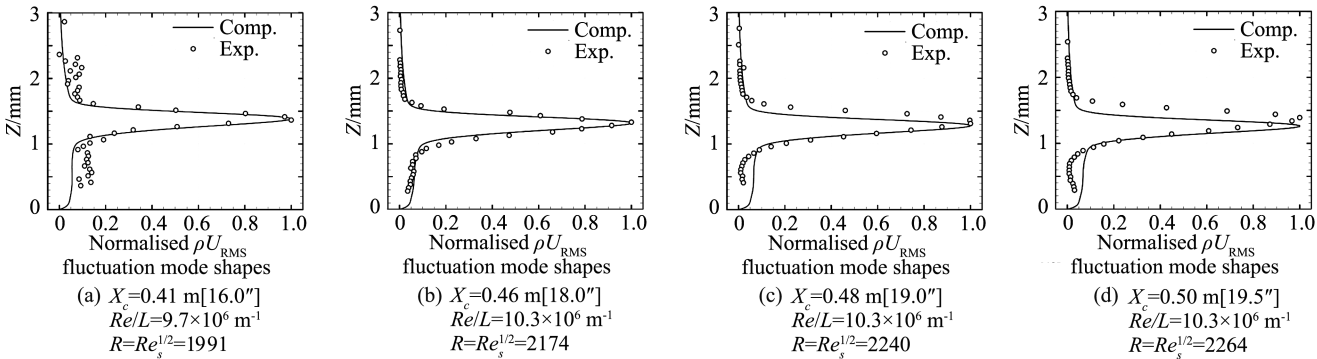


图 15 边界层法向热线仪输出脉动电压剖面分布比较^[113]

Fig.15 Boundary layer profiles comparison between experimental fluctuating voltage and numerical prediction^[113]

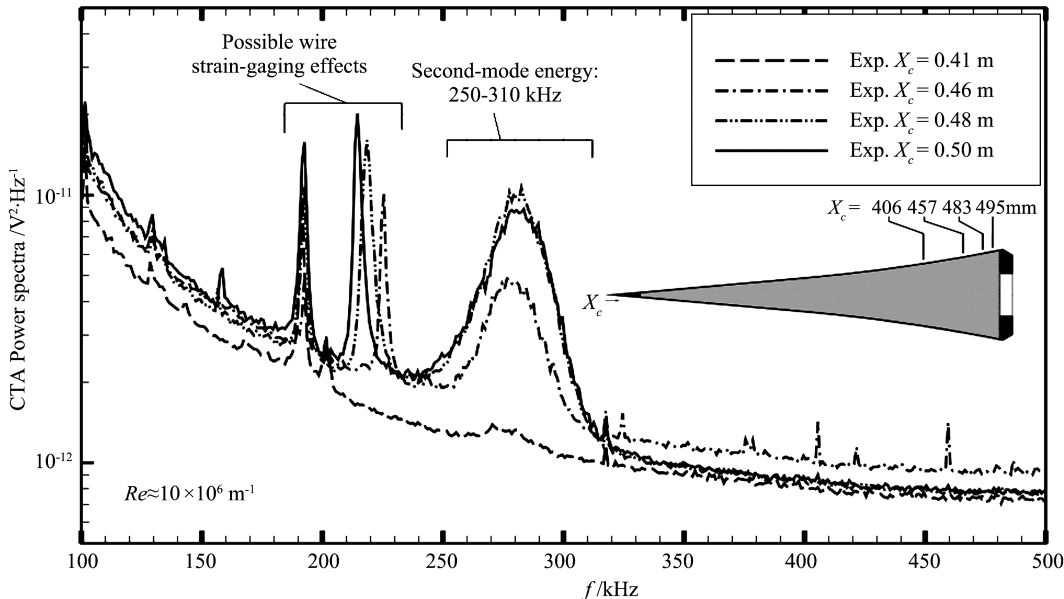


图 16 不同轴向位置边界层脉动最大值处频谱图比较^[113]

Fig.16 Spectra from the maximum-RMS heights at the four axial stations surveyed^[113]

现象归结于热丝的张力效应或者是热线探头的高频抖动,并不属于流动现象。他建议将热线在焊接的过程中稍微保持放松状态,以减少张力效应,并预期可消除该频域尖劈现象。

为了进一步探明来流噪声度、马赫数和雷诺数等对高超声速边界层转捩的影响,美国普渡大学 Schneider 建造了 Boeing/AFOSR 马赫数 6 静风洞^[52, 114]。不同于以往的静风洞设计,Boeing/AFOSR 马赫数 6 静风洞采用了 Ludwig 管模式,结合喉道吸附控制以及层流 Laval 喷管设计技术,该风洞可以在单位雷诺数为 $1 \times 10^7/\text{m}$ 时保持静音状态,即来流压力脉动低于 0.1%。基于 Boeing/AFOSR 马赫数 6 静风洞的高品质高超声速流场,研究人员分别对 X-51A、HIFiRE-5、锥-裙、尖锥等模型的边界层转捩现象进行了研究,获得的实验结果与数值预测也更为吻合,进一步推进了高超声速层/湍流边界层控制的相关研究,如独立粗糙元以及可控扰动源对边界层转捩的影响。鉴于普渡大学 Schneider 教授已多

次对 Boeing/AFOSR 马赫数 6 静风洞所开展的边界层稳定性与转捩实验进行了详细介绍,这里将不赘述,具体信息可参考综述^[5, 52, 81, 115]。

受 Malmuth 等^[116]使用超声速吸声镀膜来吸附第二模态以及更高频不稳定波的启发,Rasheed 等^[117-118]在加州理工 T5 高焓激波风洞验证了一种新型的、被动控制高超声速边界层转捩的实验方法。他们通过在尖锥表面使用特制的规则以及不规则多孔镀膜结构,观察了壁面结构改变对高焓流动下超声速边界层的影响,如图 17 所示,当光滑壁面一侧发生转捩时,采用超声速吸声材料的一侧仍为层流边界层。Rasheed 进一步通过热电偶定量测量了转捩的位置,实验结果显示采用超声速吸声材料时边界层转捩雷诺数增加可高达 50%。值得注意的是,在该超声速吸声材料的设计中,仅当多孔结构的孔径小于粘性长度时才能有效的延迟转捩。受限于高焓风洞中的定量实验测量技术,他们并未获得不稳定波的动态特征。

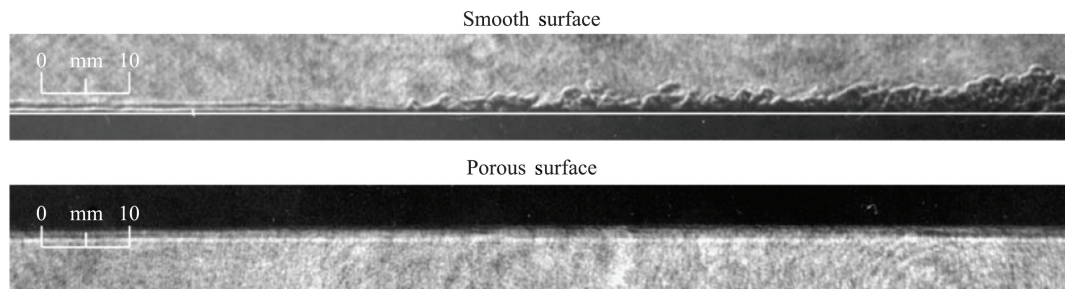


图 17 尖锥表面不同壁面结构对转捩的影响^[117]

Fig.17 Influence of wall structure of cone model to boundary layer transition^[117]

为了定量掌握高温对高超声速边界层地面实验的影响机制,了解真实飞行条件下边界层转捩的情况,Parziale 等^[77, 119]发展了聚焦激光干涉差分仪技术,并在加州理工 T5 反射式激波风洞里测量了来流焓值为(5~13) MJ/kg 下 5°半锥角尖锥模型边界层不稳定波的发展(来流速度对应为 3430 ~ 4425 m/s)。经实验测量发现,第二模态不稳定波在高焓值与低焓值情况下均主导边界层转捩。但是,该高焓风洞中测量的第二模态频率高达 1 MHz,远高于常规高超声速风洞中的不稳定波频率,除了使用 Parziale 等开发的聚焦激光干涉差分仪测量技术,目前尚无其他实验测量工具可以定量测量高焓风洞下的不稳定波特征。

最近,哥廷根德国宇航院 Wagner^[120]使用一种更适用于实际高超声速飞行器的碳-碳陶瓷热防护材料作为尖锥模型的壁面,与常规热防护材料不同的是该碳-碳陶瓷热防护材料采用了不规则的多孔结构。为了模拟真实的飞行温度,他在哥廷根高焓激波风洞

开展了边界层稳定性实验。通过对比光滑壁面边界层的不稳定波发展特征,Wagner 观察到采用复杂多孔壁面结构可以有效增加转捩雷诺数,如图 18 所显示的高频热流测量。此外,Wagner 还研究了尖锥钝度的影响,当尖锥的钝度由 2.5 mm 增加到 5 mm 时,不稳定波的增长率降低,边界层转捩得到了延迟。此外,Laurence^[121]也基于该高焓激波风洞(主要为低焓值模态)研究了第二模态不稳定波在高超声速来流下的演变,他采用脉冲灯源获取了高焓风洞中第二模态不稳定波的纹影显示。实验表明,观测结果与高频压力传感器测量数据吻合良好。最近以来,随着各类新型测量技术的出现,针对高超声速边界层稳定性的实验研究也更为深入。Fuji^[122]为了解波形壁面粗糙元对高超声速边界层转捩的影响,采用高频压电式压力传感器(PCB)对 5°半锥角尖锥在马赫数 7.1 来流中的不稳定性进行测量。通过合理设计波形粗糙带的波长(约 2 倍边界层高度),边界层转捩得到有效

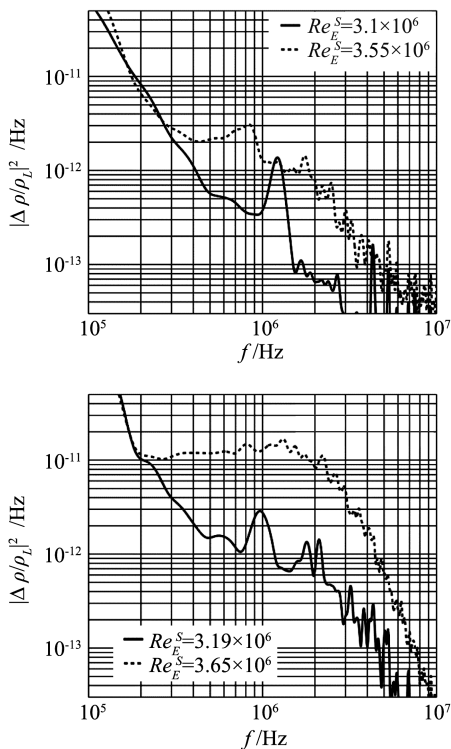


图 18 不同焓值下尖锥模型边界层内密度脉动的功率谱^[119]

Fig.18 Power spectral density estimates of density fluctuation at different enthalpies^[119]

延迟。根据 Fuji 的经验,波形壁面对于高超声速边界层转捩的控制很大程度上依赖于来流总温以及波形粗糙带的波长。Bountin 等^[123]也对波浪形壁面在马赫数 6 边界层中的稳定性进行了数值与实验研究,实验结果显示波浪型壁面之间的槽道易于产生轻微流动分离与再附现象,并且对边界层外的流场有一定干扰;但是,沿波浪型壁面的第二模态不稳定性波得到了有效抑制,边界层的层流也得到了延长。另外,他们留意到波浪型壁面出现新的不稳定性波,其产生具体的原因目前尚不确定。由于该被动控制方法简单,具有使用在高超声速飞行器上的潜力,但需要进一步

验证其在不同马赫数以及雷诺数下的效果。

斯图加特工业大学 Roediger 等^[75, 124]发展了一种新型的热流传感器技术(ALTP)来研究高超声速流动下尖锥模型的不稳定波特征。该热流传感器同 PCB 压力传感器安装方式相似,均齐平安装在模型表面。由于 ALTP 动态响应频率高达 1 MHz, Roediger 等成功测量到了第二模态及对应的第一、第二谐波模态,如图 19 所示。此外, Roediger 还在普渡大学的马赫数 6 静风洞里开展了类似实验,并比较了静音与噪声状态下不稳定波的热流增长率。他发现噪声状态下第二模态不稳定波的增长率略高于线性理论预测,但是当风洞在静音状态运行时,不稳定波的最大增长率低于线性理论预测值的 50%。该实验揭示了热流在高超声速边界层内的发展特征,也展现了 ALTP 热流传感器在飞行实验中的应用潜力。但是,ALTP 热流传感器的不足之处是其探头尺寸较大,不适合测量外形带有曲率的模型,如尖锥、椭锥等;此外,该传感器的感应片极为脆弱,容易被夹杂在高超声速来流中的微粒破坏。

Estorf 等^[125]为了研究来流扰动对边界层转捩的影响,使用同样的尖锥模型分别在普渡大学马赫数 6 静风洞与德国不伦瑞克工业大学马赫数 6 Ludwig 管风洞开展了关于第二模态不稳定性波的研究。在噪声状态下,他们均测量到第二模态不稳定性波;但是,当风洞在静音状态运行时,很难测量到同一位置的不稳定性波,经过重复性测量,他们获取了接近了电子噪声量级的第二模态波,见图 20。通过该图可以得知,在低湍流度风洞下不稳定性波的幅值比噪声状态约低 450 倍,并且不稳定性波的频域范围相对较窄。Estorf 等的实验结果量化地显示了来流扰动对不稳定性波发展的影响,体现了静风洞对于高超声速边界层转捩实验研究的重要性。

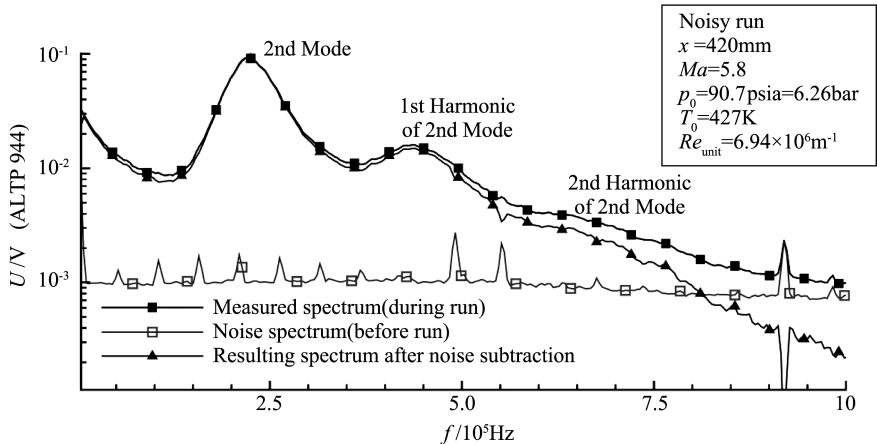


图 19 高超声速流动下尖锥表面 ALTP 热流传感器测量不稳定波^[124]

Fig.19 Spectra of instability wave measured by ALTP sensor flush mounted in cone model^[124]

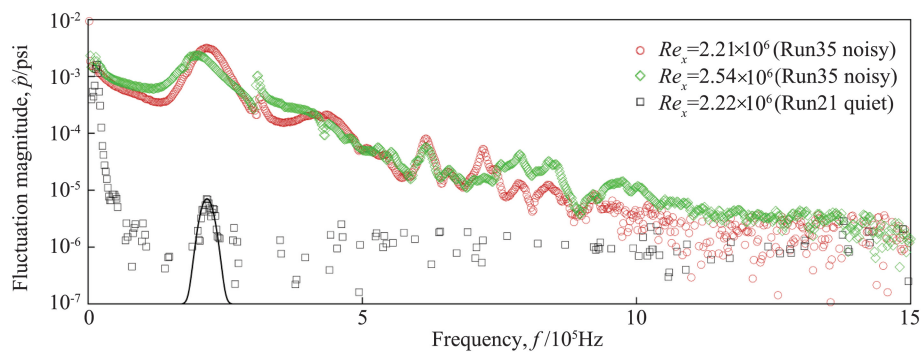


图 20 相同来流雷诺数下噪声风洞与静风洞尖锥表面压力脉动的频谱比较图^[125]

Fig.20 Spectra of pressure fluctuations measured in noisy and quiet flow at same Reynolds numbers^[125]

不伦瑞克工业大学 Heitmann 等^[126]以及 Muñoz 等^[76]基于马赫数 6 Ludwig 管风洞对 7°半锥角尖锥模型也开展了边界层转捩研究。得益于 Ludwig 式管风洞的特殊运行原理,其来流总压脉动约为 1%~2%^[125, 127-129],适合开展高超声速边界层的自然转捩问题研究。Heitmann 等^[126]采用非介入式的脉冲激光 YAG double-pulse laser (Quantel Brilliant)在模型表面产生等离子体,进一步转化为边界层内的声波扰动。该人工扰动在高超声速边界层内进一步激发了第二模态不稳定波;通过对比自然转捩、受迫转捩以及线性理论的扰动增长幅值,Heitmann 发现实验得到的不稳定波扰动增长率与理论预测并不吻合。Muñoz 等^[76]则对 7°半锥角尖锥模型在迎角 6°的状态进行了不稳定性分析,他们通过巧妙的设计尖锥模型与布置高频压力传感器,采用互相关分析法,确定了第二模态高频 Mack 波的幅频特征,如图 21 所示。受限于实验测量技术,他们并未确定低频不稳定波模态的属性问题,此方面还需要深入研究。

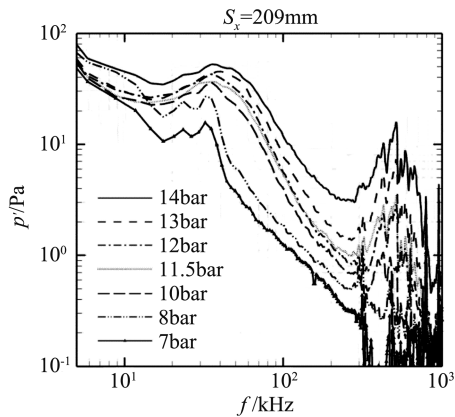


图 21 迎角 6°尖锥表面压力传感器的频谱图^[76]

Fig.21 Spectra of pressure sensor along the shape cone model at angle of attach 6 degree^[76]

鉴于静风洞与噪声风洞在来流扰动对边界层转捩实验带来的巨大差异,尤其是普渡大学马赫数 6 静

风洞设计者 Schneider 教授指出常规高超声速风洞的噪声辐射给边界层转捩研究带来的极大不确定性^[115],研究人员开始慎重思考基于常规噪声风洞开展边界层转捩研究的可信度。冯卡门研究所 Masutti 在开展高超声速边界层稳定性研究前首先对 VKI H3 马赫数 6 风洞首先开展了来流扰动分析,标定了自由来流的涡波、熵波以及声波的幅值^[130],如图 22 所示;之后,他对 7°半锥角标准尖锥模型的边界层不稳定性进行了表面压力脉动测量,由于 VKI H3 风洞的来流总压较高,第二模态不稳定性波的频率高达 650 kHz。基于对自然转捩的认识,Masutti 进一步研究了后台阶粗糙度对 EXPERT 模型边界层转捩的影响,他发现在后台阶高度达到一定程度前模型可以保持层流,但是超过了特定高度之后,由该台阶导致的流向涡与第二模态不稳定波交互作用,最终触发转捩。

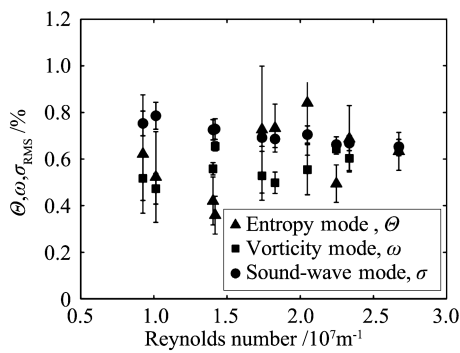


图 22 VKI H3 高超声速风洞来流扰动模式^[130]

Fig.22 Disturbance modal analysis for VKI H3 hypersonic wind tunnel^[130]

为了探明中等马赫数下引发边界层转捩的不稳定波特性,德国不伦瑞克工业大学 Wu 等^[31, 131]对马赫数 3 来流下 7°半锥角尖锥模型在 0°迎角下的边界层稳定性进行了实验研究。跟 Masutti 等^[130]的工作类似,他们在稳定性实验前首先对自由来流进行了扰动模态的测量与分析。在确定了该风洞的来流扰动

为声波模态占优后，他们分别通过 PCB 表面压力传感器与热线仪对尖锥模型的表面以及法向边界层剖面进行了精细测量。尤其值得注意的是(图 23)，Wu

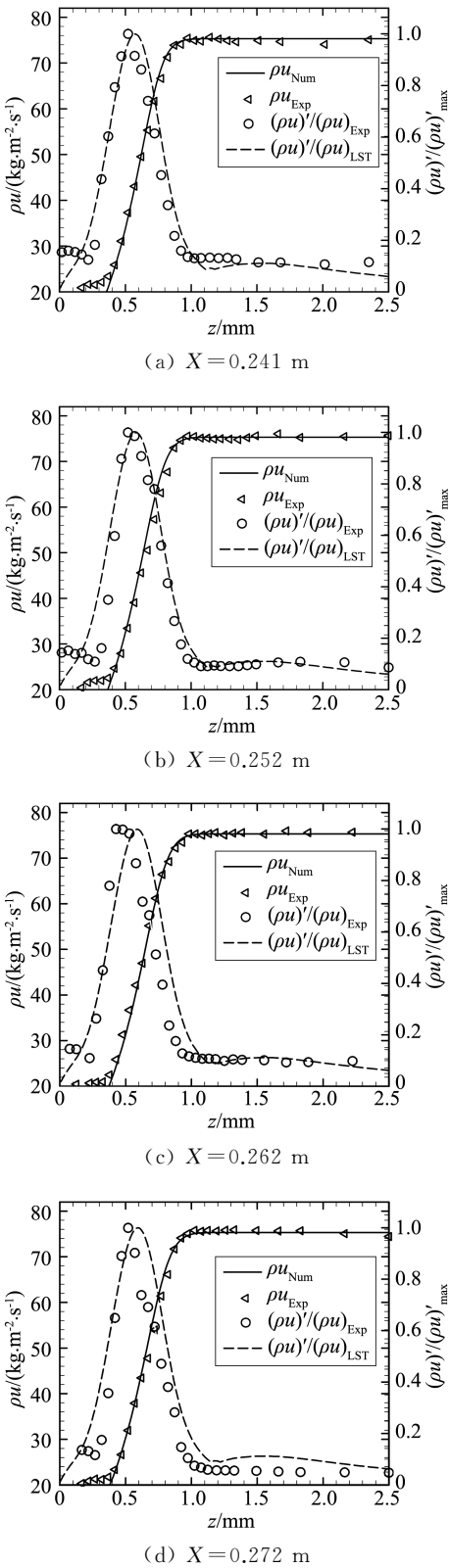


图 23 边界层流量及其脉动剖面数值与实验对比^[131]

Fig.23 Mean and fluctuating mass flow boundary-layer profile comparison^[131]

等使用热线探头对超声速层流边界层剖面的流量及其脉动进行了测量,发现不稳定波主要为三维 T-S 波,并且实验测量结果与层流流场预测以及线性理论极为吻合。通过结合 PCB 表面压力传感器与热线仪测量的实验数据,Wu 等首次对常规超声速层流边界层的 T-S 波特征进行了系统的标定,对于实现转换主动控制具有重要意义。

最近,北京大学张传鸿、朱一丁等^[132-133]在北京大学马赫数 6 静风洞中(M6QT)使用 Rayleigh 散射、高频压力传感器和 PIV,对锥-裙模型的边界层不稳定性进行了实验研究。使用 Rayleigh 散射测量法,他们获取了噪声条件下高超声速流动下第二模态 Mack 波的特征(图 24 和图 25),该流动显示结果较之以前的纹影仪显示结果更为显著,如 Potter 和 Whitfield^[134]、Fischer 和 Weinstein^[135]。此外,他们在锥-裙表面沿着流向布置 PCB 高频压力传感器,测量结果显示第二模态不稳定波沿着流动发展的方向先是逐渐增长而后迅速消失,而第一模态不稳定波则单调保持增长,直至最终转换。他们认为在马赫数 6 静风洞来流下是第一模态不稳定波触发转换过程,第二模态的快速耗散与膨胀过程密切相关,而非主要转换因素。该现象与之前类似风洞实验结果相反,如 Hofferth 等在 Texas A&M 马赫数 6 静风洞的锥-裙实验^[113]、Estorf 在德国不伦瑞克工大马赫数 6 Ludwig 风洞和美国普渡大学 Boeing/AFOSR 马赫数 6 静风洞的尖锥实验^[125]、Casper 等在普渡大学 Boeing/AFOSR 马赫数 6 静风洞和美国 Sandia 高超声速风洞群(HWT)的实验结果^[136]等等。关于该现象的争议目前尚无定论,需要更多临近转换区域边界层剖面的精细测量,更多关于该现象的讨论可见陈坚强等的综述^[10]。

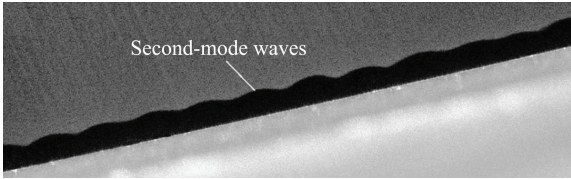


图 24 第二模态的 Rayleigh 散射显示^[132]
Fig.24 Visualization of the second mode by Rayleigh-scattering^[132]

通过大量线性阶段的实验研究,研究人员对高超声速边界层转换的机理得到了较为全面的认识。但是,由于影响边界层的因素众多,很难将单一因素独立进行实验研究,给高超声速风洞实验带来了较大挑战。但是为了深入认识高超声速边界层转换,并实现

其工程化应用,对不稳定波在线性段的研究仍将是未来高超声速边界层转捩研究的重点之一。

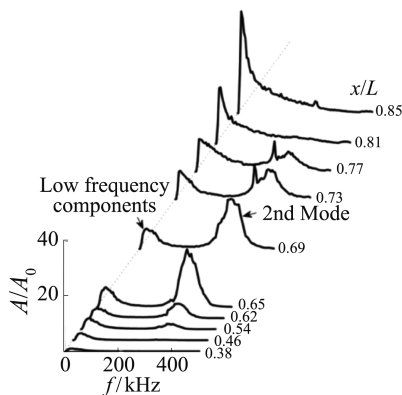


图 25 沿流向不同位置压力传感器的频谱图比较^[133]

Fig.25 Frequency spectrum of pressure sensor at different streamwise positions^[133]

4 总结与建议

层/湍流边界层转捩问题作为高超声速飞行器设计过程中的关键问题之一,目前仍面临许多的困难,其实际工程应用也存在诸多不确定性。准确地预测飞行器的转捩位置,对于高超声速飞行器的气动设计和热防护系统至关重要。由于转捩问题诱因多、机理复杂、流域广,理论分析与数值模拟都难以考虑到所有因素;飞行实验则存在费用高、测量技术欠缺以及风险大等问题。地面风洞实验是目前了解高超声速边界层转捩机理的主要平台,但仍存在不足之处,如难以对单一转捩影响因素开展研究以及来流湍流强度高。近些年高超声速静风洞的投入使用及其展现出来的巨大优势,更进一步推动了高超声速边界层转捩研究的进步,其优良的来流品质也为天地实验数据相关性分析提供了可能。所以,在可预见的未来,高超声速风洞实验还将是研究边界层转捩机理的主要工具。为了更好的推进高超声速边界层转捩的实验研究,未来需要从以下几方面加强。

4.1 高超声速风洞来流扰动校核

尽管研究人员普遍认识到高超声速风洞的来流扰动对边界层转捩实验有重要影响,也一致认为风洞来流扰动校核是开展边界层转捩实验的首要环节,但是目前针对高超声速风洞自由来流扰动模式的校核技术仍不成熟。早期的超声速及高超声速风洞扰动标定通常采用热线风速仪或者 Pitot 探头测量,之后基于 Laufer 的声波扰动占优假设推导风洞自由来流的压力脉动^[42]。但是,常规高超声速风洞为了防止冷凝,普遍采取加热气体的方式,导致高超声速风洞无法避免熵波扰动;此外,由于气流加速的不均匀性,

涡波扰动往往也不能忽略。从感受性方面来看,不同的扰动模式对不同的不稳定波的触发机理也不同。因此,简单采用声波扰动占优假设标定风洞的来流扰动,无法满足边界层转捩的精细化研究。尽管最近冯卡门研究所 Masutti 等^[130]以及德国不伦瑞克工业大学 Wu 等^[127-128, 137]采用热线风速仪与 Pitot 探头联合测量法标定了高超声速风洞的扰动模式,但是他们在数据后处理的过程中采用了来流静压脉动简化,并未考虑不同频率的差异性。高超声速静风洞虽然可提供极高品质的自由来流,但是其本质上只是将常规高超声速风洞中的声波扰动进行了大幅度消除,所以还可能存在熵波以及涡波扰动。因此,为了准确认识来流扰动对边界层转捩的影响,需要发展精确的高超声速风洞来流扰动模式测量技术。

4.2 感受性实验研究

感受性问题发生在不稳定波线性增长阶段之前,该部分存在边界层厚度薄、脉动幅值小、频率高、对粗糙度极其敏感等问题,常规的测量技术,如热线风速仪、PCB 传感器等,往往无法识别该微弱的扰动波信息,甚至存在引入额外边界层扰动的风险,发展新型的高频、无介入式光学测量技术对于研究边界层感受性问题似乎是一种可能,但是仍存在技术难度。其次,激发边界层不稳定波的途径并不唯一,如不同的来流扰动模式经过激波后会转化为其它新的扰动模式,从而触发边界层的不稳定波;同时,扰动模式与模型壁面的粗糙度等相互作用也会激发边界层的不稳定波。如何通过实验的方法来确定来流扰动模式经过激波后的模式变化机理,以及扰动模式与模型的壁面以及钝度等相互作用模式,将是揭开边界层感受性问题的关键所在。

4.3 线性阶段实验研究

高超声速不稳定波的线性增长阶段是边界层转捩过程中目前发展最成熟的部分,得益于线性理论与实验的良好结合,研究人员对流向类不稳定波,如第一模态和第二模态不稳定波,在该阶段的发展已得到了充分认识。但是,高超声速边界层流动结构复杂,影响边界层不稳定波发展的因素众多,通过实验很难单独对单个影响因素进行独立的研究,导致目前很多现象并未得到彻底理解,也使得面向工程的 e^N 方法难以推广应用。以往的线性阶段实验,主要测量手段还是以壁面传感器为主,如齐平式安装压力、热流传感器等。这些传感器仅能测量不稳定波沿着壁面的发展,对于边界层临界层内以及边缘附近的流动测量则无能为力,阻碍了人们对不稳定波的认识,尤其是具有三维特性的不稳定波。热线风速仪作为测量边

界层剖面脉动的通用工具,在高超声速边界层测量中存在较大的使用难度,且其测量的流场信息通常为总温与流量脉动,而非直接的速度、密度或者是压力脉动信息。Stetson 等^[107]采用模态假设对于热线仪测量的数据进行了简化,最终获得了温度、速度以及压力脉动沿着边界层法向的分布,但是该方法并未得到任何验证。为了深入了解线性阶段的不稳定波发展特征,需要获得基本流场量沿边界层增长方向的脉动分布信息,这也将是未来高超声速边界层转换三维实验测量技术的一大挑战。

总而言之,高超声速边界层转换问题是一个系统工程问题,单独通过风洞实验并不能解决所有的难题。本文仅对高超声速边界层转换相关实验的部分内容进行了回顾,其它转换模式以及横流失稳、非线性问题等均还未涉及,而这些现象还尚未被完全认识清楚,是未来从事高超声速边界层转换基础研究的重要组成部分。

参 考 文 献:

- [1] Fedorov A. Transition and stability of high-speed boundary layers[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2011, 43(1):79-95.
- [2] Bertin J J, Cummings R M. Fifty years of hypersonics; where we've been, where we're going[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2003, 39(6): 511-536.
- [3] Reshotko E. Boundary layer instability, transition and control. AIAA 1994-0001[R]. Reston: AIAA, 1994.
- [4] Reed H L. Hypersonic stability and transition prediction. AIAA 2013-2556[R]. Reston: AIAA, 2013.
- [5] Schneider S P. Hypersonic laminar - turbulent transition on circular cones and scramjetforebodies[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2004, 40(1-2): 1-50.
- [6] Saric W S, Reed H L, white E B. Stability and transition of three-dimensional boundary layers[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2003, 35(1): 413-440.
- [7] Zhou H, Zhang H X. Two problems related to the transition and turbulence of the boundary layer of hypersonic vehicle in the near space[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(2): 151-155. (in Chinese)
周恒, 张涵信. 有关近空间高超声速飞行器边界层转换和湍流的两个问题[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(2): 151-155.
- [8] Reshotko E. Boundary-layer stability and transition[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1976, 8(1): 311-349.
- [9] Mack L M. Boundary-layer linear stability theory[R]. AGARD Report No.709. 1984.
- [10] Chen J Q, Tu G H, Zhang Y F, et al. The research status and development trend of hypersonic boundary layer transition[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(3): 311-337. (in Chinese)
陈坚强, 涂国华, 张毅锋, 等. 高超声速边界层转换研究现状与发展趋势[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(3): 311-337.
- [11] Wendt J F. External hypersonic aerodynamics; State-of-the-art and future perspective [R]. Belgium: Future Aerospace Technology in the Service of the Alliance, 1997. C10.1-C10.7.

- [12] Pfenninger W. Laminar flow control - laminarization [R]. AGARD-654, 1977.
- [13] Joslin R D. Aircraft laminar flow control[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1998, 30(1): 1-29.
- [14] Helmholtz H. Über diskontinuierliche Flüssigkeitsbewegungen [J]. Monats. Königl.Preuss. Akad. Wiss. Berlin 23, 1868, 215-28.
- [15] Kelvin L. Hydrokinetic solutions and observations [J]. Phil Mag., 1871, 4(42): 362-377.
- [16] Rayleigh L. On the stability, or instability, of certain fluid motions[J]. Proceedings of the London Mathematical Society, 1879, 1(1): 57-72.
- [17] Rayleigh L. On the instability of jets[J]. Proceedings of the London Mathematical Society, 1878, 10: 4-13.
- [18] Reynolds O. An experimental investigation of the circumstances which determine whether the motion of water shall be direct or sinuous, and of the law of resistance in parallel channels[J]. Proceedings of the royal society of London, 1883, 35(224-226): 84-99.
- [19] Orr W M F. The stability or instability of the steady motions of a perfect liquid and of a viscous liquid[J]. Pro R Irish Acad Sect A, 1907, 27: 9-68, 69-138.
- [20] Sommerfeld A. Ein Beitrag zur hydrodynamischen Erklärung der turbulenten Flüssigkeitsbewegungen[J]. Atti Del, 1908, 4: 116-124.
- [21] Prandtl L. Bemerkungen über die entstehung der turbulenz[J]. ZAMM-Journal of Applied Mathematics and Mechanics/Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik, 1921, 1(6): 431-436.
- [22] Tollmien W. Über die entstehung der turbulenz. 1. mitteilung [J]. Nachrichten von der Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen, Mathematisch-Physikalische Klasse, 1929:21-44.
- [23] Schlichting H. Zur entstehung der turbulenz bei der plattenströmung [J]. Nachrichten von der Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen, Mathematisch-Physikalische Klasse, 1933:181-208.
- [24] Laufer Jvreblovich T. Stability and transition of a supersonic laminar boundary layer on an insulated flat plate[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1960, 9(02): 257-299.
- [25] Schubauer G B, Skramstad H K. Laminar-boundary-layer oscillations and transition on a flat plate[R]. NACA 909, 1948.
- [26] Lin C C. On the stability of two-dimensional parallel flows[J]. Quarterly of Applied Mathematics, 1945, 3: 117-42, 218-24, 277-301.
- [27] Lees Llin C. Investigation of the laminar boundary layer stability in a compressible fluid[R]. NACA TN-1115, 1946.
- [28] Lin C C. On the stability of two-dimensional parallel flows[J]. Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America, 1945, 30(10):316-324.
- [29] Wasow W. The complex asymptotic theory of a fourth order differential equation of hydrodynamics [J]. Annals of Mathematics, 1948, 852-871.
- [30] Dunn D W. On the stability of the laminar boundary layer in a compressible fluid[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1955, 22(7).
- [31] Wu J. Boundary-layer instability experiments in a tandem nozzle supersonic wind tunnel[M]. Germany: ShakerVerlag GmbH, 2015.
- [32] Van Ingen J. A suggested semi-empirical method for the calculation of the boundary layer transition region[R]. Institute of Technology, Delft, The Netherlands; Department of Aerospace Engineering Report No. V.T.H.74, 1956.

- [33] Smith A M O, Gamberoni N. Transition, pressure gradient and stability theory[M]. Douglas Aircraft Company, El Segundo Division, 1956.
- [34] Brown W B. Exact numerical solutions of the complete linearized equations for the stability of compressible boundary layers[R]. Northrop Aircraft Inc Report NOR-62-15, 1962.
- [35] Mack L M. Computation of the stability of the laminar compressible boundary layer in methods in computational physics[M]. New York: Academic Press, 1965. 247-299.
- [36] PateSschueler C. Radiated aerodynamic noise effects on boundary-layer transition in supersonic and hypersonic wind tunnels[J]. AIAA Journal, 1969, 7(3): 450-457.
- [37] Kovasznay L S. The hot-wire anemometer in supersonic flow [J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1950, 17(9): 565-572.
- [38] Kovasznay L S. Turbulence in supersonic flow[J]. Journal of the Aeronautical Sciences 1953, 20(10): 657-674.
- [39] Morkovin M V. Fluctuations and hot-wire anemometry in compressible flows[R]. AGARD-24, 1956.
- [40] Morkovin M V. On supersonic wind tunnels with low free-stream disturbances[J]. Journal of Applied Mechanics, 1959, 26(3): 319-323.
- [41] Laufer J. Sound radiation from a turbulent boundary layer[M]. New York: Gordon and Breach Science Publishers, 1964: 381-392.
- [42] Laufer J. Aerodynamic noise in supersonic wind tunnels[J]. Journal of the Aerospace Sciences, 1961, 28(9): 685-692.
- [43] Laufer J, McClellan R. Measurements of heat transfer from fine wires in supersonic flows [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1956, 1(03): 276-289.
- [44] Dryden H L. Transition from laminar to turbulent flow at subsonic and supersonic speeds [C]//Proceedings of the Conference on High-Speed Aeronautics. No-41, 1955.
- [45] Demetriades A. An experiment on the stability of hypersonic laminar boundary layers[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1960, 7(03): 385-396.
- [46] Morkovin M V. On transition experiments at moderate supersonic speeds[J]. Journal of the Aeronautical Sciences 1957, 24(7): 480-486.
- [47] Kendall J. Wind tunnel experiments relating to supersonic and hypersonic boundary-layer transition[J]. AIAA Journal, 1975, 13(3): 290-299.
- [48] Rogler H L, Reshotko E. Disturbances in a boundary layer introduced by a low intensity array of vortices [J]. SIAM Journal on Applied Mathematics, 1975, 28(2): 431-462.
- [49] Kachanov Y S, Kozlov V, Levchenko V Y, et al. The transformation of external disturbances into the boundary layer waves [C]//Sixth International Conference on Numerical Methods in Fluid Dynamics, 1979: 299-307.
- [50] Eckwith I E, Greel T, Chen F J. Free stream noise and transition measurements in a Mach 3.5 pilot quiet tunnel. AIAA 1983-0042[R]. Reston: AIAA, 1983.
- [51] Chen F J, Malik M, Beckwith I. Boundary-layer transition on a cone and flat plate at Mach 3.5[J]. AIAA Journal, 1989, 27(6): 687-693.
- [52] Schneider S P. Development of hypersonic quiet tunnels[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 45(4): 641-664.
- [53] Beckwith I E. Development of a high Reynolds number quiet tunnel for transition research[J]. AIAA Journal, 1975, 13(3): 300-306.
- [54] Hall P, Malik M R, Poll D. On the stability of an infinite swept attachment-line boundary layer [J]. Proceedings of the Royal Society of London, 1984, 395(395): 229.
- [55] Saric W S. Görtler vortices [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1994, 26(1): 379-409.
- [56] Saric W S, Reed H L. Crossflow instabilities-theory and technology. AIAA 2003-771[R]. Reston: AIAA, 2003.
- [57] Hall P, Smith F T. On strongly nonlinear vortex/wave interactions in boundary-layer transition [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1991, 227: 641-666.
- [58] Kimmel R L, Kendall J M. Nonlinear disturbances in a hypersonic laminar boundary layer. AIAA 1991-320 [R]. Reston: AIAA, 1991.
- [59] Kosinov A, Semionov N, Shevel'kov S, et al. Experiments on the nonlinear instability of supersonic boundary layers [M]. Nonlinear Instability of Nonparallel Flows. Springer, 1994. 196-205.
- [60] Spalart P R, Yang K S. Numerical study of ribbon-induced transition in Blasius flow [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1987, 178: 345-365.
- [61] Zang T, Hussaini M. Numerical simulation of nonlinear interactions in channel and boundary-layer transition [C]//Proceedings of the Symposium, Boston, MA; United States, 1987.
- [62] Rai M M, Moin P. Direct numerical simulation of transition and turbulence in a spatially evolving boundary layer [J]. Journal of Computational Physics, 1993, 109(2): 169-192.
- [63] Fasel H, Rist U, Konzelmann U. Numerical investigation of the three-dimensional development in boundary-layer transition [J]. AIAA Journal, 1990, 28(1): 29-37.
- [64] J. Mayer C S, Laible A C, Fasel H F. Numerical investigation of wave packets in a Mach 3.5 cone boundary layer [J]. AIAA Journal, 2011, 49(1): 67-86.
- [65] Mayer C S, Von Terzi D A, Fasel H F. Direct numerical simulation of complete transition to turbulence via oblique breakdown at Mach 3 [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2011, 674: 5-42.
- [66] Chang C L, Malik M R. Oblique-mode breakdown and secondary instability in supersonic boundary layers [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1994, 273: 323-360.
- [67] Herbert T. Parabolized stability equations [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1997, 29(1): 245-283.
- [68] Erlebacher G, Hussaini M Y. Compressible stability of growing boundary layers using parabolized stability equations. AIAA 1991-1636[R]. Reston: AIAA, 1991.
- [69] Bertolotti F. Compressible boundary layer stability analyzed with the PSE equations. AIAA 1991-1637[R]. Reston: AIAA, 1991.
- [70] Pruett C D, Chang C. A comparison of PSE and DNS for high-speed boundary-layer flows [J]. ASME-Publications-FED, 1993, 151(151): 57-57.
- [71] Schmisser J D, Erbland P. Introduction: Assessment of aerothermodynamic flight prediction tools through ground and flight experimentation [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2012, 48: 2-7.
- [72] Muylaert J, Walpot L, Ottens H, et al. Preparing for Reentry with EXPERT: The ESA in flight ATD research programme [C]//Third AIAA International Symposium on Atmospheric Re-entry Vehicles and Systems, 2003.
- [73] Zhong X, Wang X. Direct numerical simulation on the receptivity, instability, and transition of hypersonic boundary layers [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2012, 44(44): 527-561.

- [74] E J, P B. On the secondary instability of three-dimensional boundary layers[J]. *Theor Comput Fluid Dyn*, 2000, 14:167.
- [75] Heitmann D, Roediger T, Kähler C, et al. Disturbance-level and transition measurements in a conical boundary layer at Mach 6. AIAA 2008-3951[R]. Reston: AIAA, 2008.
- [76] Muñoz F, Heitmann D, Radespiel R. Instability modes in boundary layers of an inclined cone at Mach 6[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2014, 51(2): 442-454.
- [77] Parziale N, Shepherd J, Hornung H. Differential interferometric measurement of instability in a hypervelocity boundary layer[J]. *AIAA Journal*, 2012, 51(3): 750-754.
- [78] Gregory J W, Sakaue H, Liu T, et al. Fast pressure-sensitive paint for flow and acoustic diagnostics[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2014, 46(1): 303-330.
- [79] Stetson K, Kimmel R L. On hypersonic boundary-layer stability. AIAA-92-073[R]. Reston: AIAA, 1992.
- [80] Stetson K F. Comments on hypersonic boundary-layer transition[R]. DTIC Document, 1990.
- [81] Schneider S P. Developing mechanism-based methods for estimating hypersonic boundary-layer transition in flight: The role of quiet tunnels[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2015, 72: 17-29.
- [82] Morkovin M V. Critical evaluation of transition from laminar to turbulent shear layers with emphasis on hypersonically traveling bodies[R]. Technical Report AFFDL-TR-68-149, 1969.
- [83] Morkovin M, Reshotko E, Herbert T. Transition in open flow systems-a reassessment[J]. *Bull Am Phys Soc*, 1994, 39(9): 1882.
- [84] Saric W S, Reed H L, Kerschen E J. Boundary-layer receptivity to freestream disturbances[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2002, 34(1): 291-319.
- [85] Goldstein M, Hultgren L S. Boundary-layer receptivity to long-wave free-stream disturbances[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1989, 21(1): 137-166.
- [86] Zhou H, Su C H, Zhang Y M. Transition mechanism and prediction of supersonic/hypersonic boundary layer[M]. Beijing: Science Press, 2015. (in Chinese)
周恒, 苏彩虹, 张永明. 超声速/高超声速边界层的转换机理及预测[M]. 北京: 科学出版社, 2015.
- [87] Smith F. On the first-mode instability in subsonic, supersonic or hypersonic boundary layers[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1989, 198: 127-153.
- [88] Mack L. The stability of the compressible laminar boundary layer according to a direct numerical solution[R]. AGAR-97, 1965.
- [89] Schmid P J, Henningson D S. Stability and transition in shear flows[J]. *Applied mechanics reviews*, 2002, 55(3): B57.
- [90] White F M, Corfield I. Viscous fluid flow[M]. Boston: McGraw-Hill Higher Education, 2006.
- [91] Luo J S. Transition and prediction for hypersonic boundary layers[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(1): 357-372. (in Chinese)
罗纪生. 高超声速边界层的转换及预测[J]. *航空学报*, 2015, 36(1): 357-372.
- [92] Laufer J. Factors affecting transition Reynolds numbers on models in supersonic wind tunnels[J]. *Journal of the Aeronautical Sciences*, 1954, 21(7).
- [93] Pate S R. Measurements and correlations of transition Reynolds numbers on sharp slender cones at high speeds[J]. *AIAA Journal*, 1971, 9(6): 1082-1090.
- [94] Owen F, Horstman C. Hypersonic transitional boundary layers[J]. *AIAA Journal*, 1972, 10(6): 769-775.
- [95] Owen F K, Horstman C C, Stainback P C, et al. Comparison of wind tunnel transition and freestream disturbance measurements[J]. *AIAA Journal*, 1975, 13(3): 266-269.
- [96] Mack L M. Linear stability theory and the problem of supersonic boundary-layer transition[J]. *AIAA Journal*, 1975, 13(3): 278-289.
- [97] Fedorov A V. Receptivity of a high-speed boundary layer to acoustic disturbances[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2003, 491: 101-129.
- [98] Schmisser J D. Receptivity of the boundary layer on a Mach-4 elliptic cone to laser-generated localized freestream perturbations[D]. School of Aeronautics and Astronautics, Purdue University, W. Lafayette, Ind., 1997.
- [99] Maslov A, Semionov N. Acoustic disturbances and supersonic boundary layer[M]. *Problems of Nonlinear Acoustics*, 1987, 132-134.
- [100] Maslov A A, Shiplyuk A N, Sidorenko A A, et al. Leading-edge receptivity of a hypersonic boundary layer on a flat plate[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2001, 426(426): 73-94.
- [101] Demetriades A. An experimental investigation of the stability of the hypersonic laminar boundary layer[J]. *Journal of the Aeronautical Sciences*, 1958, 25(25): 599-600.
- [102] Demetriades A. Hypersonic viscous flow over a slender cone, part III: laminar instability and transition. AIAA-74-535[R]. Reston: AIAA, 1974.
- [103] Mack L M. Boundary-layer linear stability theory[R]. Jet Propulsion Lab, Pasadena, Calif. Rept.900-277, 1969.
- [104] Demetriades A. Boundary-layer instability observations at Mach number 7[J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1977, 44(1): 7-10.
- [105] Stetson K, Thompson E, Donaldson J, et al. Laminar boundary layer stability experiment on a cone at Math 8 part 3: Sharp cone at angle of attack. AIAA-85-0492[R]. Reston: AIAA, 1985.
- [106] Stetson K, Thompson E, Donaldson J, et al. Laminar boundary layer stability experiments on a cone at Mach 8, Part 4: on unit Reynolds number and environmental effects. AIAA-86-1087[R]. Reston: AIAA, 1986.
- [107] Stetson K, Thompson E, Donaldson J, et al. Laminar boundary layer stability experiments on a cone at Mach 8, Part 1: sharp cone. AIAA-83-1761[R]. Reston: AIAA, 1983.
- [108] Stetson K, Thompson E, Donaldson J, et al. Laminar boundary layer stability experiments on a cone at Mach 8, part 5: tests with a cooled model. AIAA-89-1895[R]. Reston: AIAA, 1989.
- [109] Stetson K, Thompson E, Donaldson J, et al. Laminar boundary layer stability experiments on a cone at Mach 8.2-Blunt cone. AIAA-84-0006[R]. Reston: AIAA, 1984.
- [110] Laufer J. Some statistical properties of the pressure field radiated by a turbulent boundary layer[J]. *Physics of Fluids*, 1964, 7(8): 1191-1197.
- [111] Lachowicz J T, Chokani N, Wilkinson S P. Boundary-layer stability measurements in a hypersonic quiet tunnel[J]. *AIAA Journal*, 1996, 34(12): 2496-2500.
- [112] Wilkinson S P. A review of hypersonic boundary layer stability experiments in a quiet Mach 6 wind tunnel. AIAA-97-1819[R]. Reston: AIAA, 1997.
- [113] Hofferth J, Saric W, Kuehl J, et al. Boundary - layer instability and transition on a flared cone in a Mach 6 quiet wind tunnel[J]. *International Journal of Engineering Systems Modelling and Simulation*, 2013, 5(1): 109-124.

- [114] Schneider S P. Mach-6 quiet-flow ludwig tube. AIAA 2000-2592[R]. Reston: AIAA, 2000.
- [115] Schneider S P. Effects of high-speed tunnel noise on laminar-turbulent transition[J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2001, 38(3): 323-333.
- [116] Malmuth N, Fedorov A, Shalaev V, et al. Problems in high speed flow prediction relevant to control. AIAA-98-2695[R]. Reston: AIAA, 1998.
- [117] Rasheed A, Hornung H G, Fedorov A V, et al. Experiments on passive hypervelocity boundary-layer control using an ultrasonically absorptive surface[J]. AIAA Journal, 2015, 40(3): 481-489.
- [118] Fedorov A V, Malmuth N D, Rasheed A, et al. Stabilization of hypersonic boundary layers by porous coatings[J]. AIAA Journal, 2001, 39(4): 605-610.
- [119] Parziale N J, Shepherd J E, Hornung H G. Observations of hypervelocity boundary-layer instability[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2015, 781: 87-112.
- [120] Wagner A. Passive hypersonic boundary layer transition control using ultrasonically absorptive carbon-carbon ceramic with random microstructure[J]. Experiments in Fluids, 2013, 54(10): 1-10.
- [121] Laurence S J, Wagner A, Hannemann K. Schlieren-based techniques for investigating instability development and transition in a hypersonic boundary layer[J]. Experiments in Fluids, 2014, 55(8): 1782.
- [122] Fujii K. Experiment of the two-dimensional roughness effect on hypersonic boundary-layer transition[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43(4): 731-738.
- [123] Bountin D, Chimitov T, Maslov A, et al. Stabilization of a hypersonic boundary layer using a wavy surface[J]. AIAA Journal, 2013, 51(5): 1203-1210.
- [124] Roediger T, Knauss H, Smorodsky B V, et al. Hypersonic instability waves measured using fast-response heat-flux gauges[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, 46(2): 266-273.
- [125] Estorf M, Radespiel R, Schneider S P, et al. Surface-pressure measurements of second-mode instability in quiet hypersonic flow. AIAA 2008-1153[R]. Reston: AIAA, 2008.
- [126] Heitmann D, Kähler C, Radespiel R, et al. Non-intrusive generation of instability waves in a planar hypersonic boundary layer[J]. Experiments in Fluids, 2011, 50(2): 457-464.
- [127] Wu J, Radespiel R. Damping insert materials for settling chamber of supersonic wind tunnels[J]. Experiments in Fluids, 2017, 58(3): 19.
- [128] Wu J, Zamre P, Radespiel R. Flow quality experiment in a tandem nozzle wind tunnel at Mach 3[J]. Experiments in Fluids, 2015, 56(1): 20.
- [129] Radespiel R, Estorf M, Heitmann D, et al. Hypersonic ludwig tube[M]. Experimental Methods of Shock Wave Research, 2016. 433-458.
- [130] Masutti D. Ground testing investigation of hypersonic transition phenomena for a re-entry vehicle[D]. Faculteit Luchtvaart en Ruimtevaarttechniek, Technische Universiteit Delft, 2013.
- [131] Wu J, Radespiel R. Investigation of instability waves in a Mach 3 laminar boundary layer[J]. AIAA Journal, 2015, 53(12): 3712-3725.
- [132] Zhang C, Lee C. Rayleigh-scattering visualization of the development of second-mode waves[J]. Journal of Visualization, 2017, 20(1): 7-12.
- [133] Zhu Y, Zhang C, Chen X, et al. Transition in hypersonic boundary layers: Role of dilatational waves[J]. AIAA Journal, 2016, 54(10): 3039-3049.
- [134] Potter J L, Whitfield J D. Boundary-layer transition under hypersonic conditions (Boundary layer transition under hypersonic conditions- Reynolds number tendency to increase with Mach number)[R]. AGARD, 1965.
- [135] Fischer M C, Weinstein L M. Cone transitional boundary-layer structure at $Ma=14$ [J]. AIAA Journal, 1972, 10(5): 699-107.
- [136] Casper K, Beresh S, Henfling J, et al. Hypersonic wind-tunnel measurements of boundary-layer pressure fluctuations. AIAA 2009-4054[R]. Reston: AIAA, 2009.
- [137] Schilden T, Schröder W, Ali S R C, et al. Analysis of acoustic and entropy disturbances in a hypersonic wind tunnel[J]. Physics of Fluids, 2016, 28(5): 056104.