

文章编号: 1000-8055(2025)01-20230012-16

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20230012

高超声速边界层转捩研究进展与挑战

戴梧叶, 孙泓朴, 吴宁宁, 许灵芝

(中国航天科工集团有限公司 北京空天技术研究所, 北京 100074)

摘 要: 对风洞试验、飞行试验、 e^N 方法、转捩模式以及转捩准则等常用的高超声速飞行器转捩研究方法及手段进行了介绍, 并指出了这些方法在感受性原理以及转捩判据方面的改进。在此基础上, 针对压缩拐角、后掠前缘、后掠翼舵面三类典型构型的高超声速转捩特性进行了详细分析, 梳理出在 Görtler 涡增长机理以及横流不稳定性研究方面的关键问题。指出需要在加深转捩机制认知的基础上, 提高静音风洞模拟能力与 CFD 模拟准确度来满足工程对边界层转捩预测的需求。

关 键 词: 边界层转捩; 高超声速; 压缩拐角; 后掠前缘; 后掠翼舵面

中图分类号: V211.1

文献标志码: A

Progress and challenges in hypersonic boundary layer transition

DAI Wuye, SUN Hongpu, WU Ningning, XU Lingzhi

(Beijing Aerospace Technology Institute,
China Aerospace Science and Industry Corporation Limited, Beijing 100074, China)

Abstract: Wind tunnel test, flight experiment, e^N method, transition mode and transition criterion were introduced, and the improvements of these methods in the sensitivity principle and transition criterion were pointed out. On this basis, hypersonic transition characteristics of compression corner, swept-back leading edge and swept-back rudder surface were analyzed in detail, and the key problems in Görtler vortex growth mechanism and cross-flow instability research were sorted out. This indicated that on the basis of deepening the understanding of transition mechanism, it is necessary to improve the simulation capability of quiet wind tunnel and the accuracy of CFD simulation to meet the needs of engineering on boundary layer transition prediction.

Keywords: boundary layer transition; hypersonic; compression corner; swept leading edge; swept wing rudder

流动从层流转变为湍流的过程称为转捩, 湍流流动随时间和空间呈现出不规则的脉动, 流体质点的动量与能量可以高效混合。层流流动与湍流相反, 流动为规则的层状运动, 流线层次分明, 互相平行。转捩的过程包含层流失稳、T-S 波传播、三维扰动的发展和流向涡的形成、流动二次失稳产生高频振荡和湍流斑、湍流斑扩大并发展

为完全湍流等一系列复杂非定常流动。高超声速边界层转捩对飞行器气动性能、热防护、气动布局设计、超燃冲压发动机性能有重要影响^[1], 主要表现为如下。

1) 气动性能方面, 对空天飞机, 飞行器表面全湍流流态的气动阻力比全层流大 15% 左右。同时, 全湍流工况下的压心比层流前移 3% 左右^[2],

收稿日期: 2023-01-06

作者简介: 戴梧叶(1974—), 男, 研究员, 博士, 主要从事飞行器设计、空气动力学以及 CFD 技术等方面的研究。

通信作者: 孙泓朴(2000—), 男, 硕士生, 主要从事流动稳定性等方面的研究。E-mail: 596424939@qq.com

引用格式: 戴梧叶, 孙泓朴, 吴宁宁, 等. 高超声速边界层转捩研究进展与挑战[J]. 航空动力学报, 2025, 40(1): 20230012. DAI Wuye, SUN Hongpu, WU Ningning, et al. Progress and challenges in hypersonic boundary layer transition[J]. Journal of Aerospace Power, 2025, 40(1): 20230012.

直接影响飞行器的控制性能。

2) 气动热方面,对高超声速巡航导弹,如美国 X-43A,全湍流流态飞行器表面热流是全层流的 3~5 倍,航天飞机的数据也显示转捩后的壁面热流可达层流的 1.7 倍^[3]。

3) 冲压发动机性能方面,如果边界层未能在进气道之前转捩为湍流态,则会因为层流边界层的抗反压能力较低而引起流动分离,减少进气道的气流质量流量,因此对于高超声速巡航导弹等小型飞行器,由于前体距离太短,无法自然转捩,需加装强制转捩装置保证进气道入口为湍流。

综上所述,边界层转捩是高超声速飞行器设计过程中必须考虑的重要因素。为了高超声速武器的发展,国外高度重视高超声速边界层转捩研究,尤其是美国专门制定了持续开展高超基础研究的计划。2009 年 3 月美国成立了 3 个高超声速国家科学中心,将边界层转捩列为美国国家高超声速基础研究计划(NHFRP)的主要内容^[4]。除了开展理论与地面试验研究,国外还专门安排了边界层转捩的飞行试验研究,如美国与澳大利亚进行了 HIFiRE-1 和 HIFiRE-5 边界层转捩飞行试验研究,以及 X-43A 飞行试验^[5]。美国在高超声速边界层转捩研究方面投入大,并取得了重要进展,而中国也逐步加大对边界层转捩研究的投入,中国空气动力研究与发展中心于 2015 年开展了 MF-1 飞行试验^[6-7]。正如美国国防科学委员会在 National Aerospace Plane(NASP)计划报告中所指出的:“超燃冲压发动机和边界层转捩是两项最关键的技术领域。对于未来设计能力的提高和信心的增强,这两个技术领域具有同等重要性。”^[8]

1 超声速边界层转捩研究方法

高超声速边界层转捩常用的研究方法包括 3 类:理论分析、数值模拟和试验研究。其中理论分析包括 linear stability theory(LST)、bi-global(二维全局稳定性)和 parabolic stability equation(PSE)方法;数值模拟包括:转捩准则、 e^N 方法、转捩模型以及 direct numeral simulation(DNS)方法;试验研究包括:地面试验和飞行试验。下面分别进行介绍。

1.1 理论分析

转捩本身是一个多因素耦合的复杂过程,难以使用单纯的理论工具进行分析,但是自然转捩过程中线性增长阶段长度占比较大且分析较为简

单,因此目前转捩过程的理论分析集中于线性增长段。

最早发展的转捩分析方法为 LST 方法,LST 方法以平板边界层为基础,忽略了流动中的非平行效应以及不稳定波的非线性增长阶段,在每一个流向位置采取近似平行流假设并假定扰动为周期形式,将流动稳定性问题转化为一个求解矩阵特征值问题。在大部分情况下 LST 所得到的结果与试验值也较符合,因此 LST 是最常用的稳定性分析方法。

但是在实际三维复杂流动中,流动的非平行效应往往不能忽略,但 LST 并不能考虑非平行效应,1987 年,Herbert 和 Bertolotti^[9]提出了 PSE 方法,保留流向导数的同时使控制方程变为抛物型,在某一流向位置给出扰动的具体分布就可以向下游推进求解,PSE 方法可以在考虑流向非平行性的基础上进行边界层稳定性的分析。

除了流向的非平行性,在弯曲表面的展向上也会存在非平行性,在计算这类问题时,需要将法向与展向同时进行离散以考虑在整个流面内的非平行效应。Theofilis^[10]于 2003 年对这一类的二维特征值问题进行了总结,并将其命名为 bi-global 方法,该方法考虑了流动在展向的非平行性,可以用于复杂三维流场的稳定性预测。

除了线性增长段,自然转捩过程还包括感受性原理以及非线性增长段,但是这些阶段分析起来较为困难并且长度占比较小,相关研究进展将在第 2 节进行叙述。

1.2 数值模拟

1.2.1 转捩准则

转捩准则是基于飞行试验或风洞试验数据,针对某一类特定外形所提出的经验关系式,对于特定问题具有高效便捷的优点。20 世纪 70 年代,美国空间和导弹研究中心开展了 Passive Nose-tip Technology(PANT)项目^[11],提出了考虑飞行器表面粗糙度的 PANT 转捩准则。20 世纪 80 年代,NASA 根据航天飞机的转捩数据提出了 Re_θ/M_e 转捩准则^[12]。随后 NASA 的 Lau^[13]在 NASP 项目中对 Re_θ/M_e 转捩准则进行了改进,于 1990—1992 年提出了 boundary layer transition(BLT)系列准则,在后来的航天飞机任务、Hyper-X 以及 hypersonic technology vehicle(HTV)项目中得到了广泛应用。2007 年,Reshotko^[14]对 Re_θ/M_e 准则的原理进行了剖析与改进,从边界层能量变化的角度出发

建立了考虑粗糙度的转捩准则。北京航空航天大学的孔维萱和张辉等人^[15]在2013年提出了将转捩准则与转捩模型相结合的“层流+转捩准则+湍流模型”的转捩预测方法。北京大学的史明涛等人^[16]在2020年基于北京大学静音风洞的试验数据,提出了考虑马赫数、温度恢复系数、头部半径以及噪声影响的转捩准则。

转捩是一个强非线性问题,对各种影响因素均极为敏感,这些影响因素包括飞行器外形、表面粗糙度、来流湍流度、壁面温度、压力梯度等,因此,每种转捩判据均有一定的适用范围,所以对于每一类型的飞行器均必须发展专属的转捩判据或对已有转捩判据做出修正。但是,由于其便捷的优点,目前在实际工程计算中,转捩准则依然是非常常用的转捩预测手段。

未来转捩准则应该针对某一种或者某一些最重要的转捩影响因素,并且在一定程度上考虑转捩物理机理,对所需要的转捩准则的影响参数进行标定。并且转捩准则可以与转捩模型相耦合,实现层流加湍流一体化求解,可以极大地方便工程计算。

1.2.2 e^N 方法

e^N 方法最早由道格拉斯公司的工程师 Smith 和 Gamberoni^[17]在20世纪50年代提出,目的为预测低速翼型的转捩位置,因此其理论基础为不可压 Orr-Sommerfeld(O-S)方程的 LST 方法,后续随着 e^N 方法适用范围的不断拓展, PSE 方法与 bi-global 方法也被逐步加入其中,目前 e^N 方法依然是工程中较为常用的转捩预测方法。

最初的 e^N 方法针对的是二维低速边界层,因此只需要沿流向积分扰动放大率即可,而在三维边界层中需要确定扰动传播方向及放大率,计算方法更复杂。常用的方法有: Srokowski 和 Orszag 在1977年提出的包络法^[18]、Cebeci 和 Stewartson 在1980年提出的鞍点法^[19]以及1989年 Mack 提出的固定频率和展向波数法^[20]。在三维低速边界层中使用最广泛的是包络法,而在三维高速边界层中,最常用的是 Mack 提出的直接将展向波数的虚部取0的方法。天津大学的于高通^[21]对波参数虚部守恒率进行了推导,发现扰动沿群速度的增长率与波数或者频率的虚部没有关系,所以可以假定展向波数的虚部为0,从理论上证明了 Mack 假设的合理性。

e^N 方法的优点在于线性稳定性理论研究的已

经很充分,理论基础完备,缺点是没有考虑感受性原理。针对该缺陷,天津大学的苏彩虹和周恒^[22]提出了改进的 e^N 方法,在考虑感受性的情况下,积分位置从靠近前缘的某一个可以确定初始扰动幅值的点开始,这样能够保证在中性曲线上不同位置的起始幅值不一样,并以不稳定波扰动幅值达到1.5%而不是幅值放大倍数 N 作为转捩判据。

经过航空航天界多年的发展,国内外已经形成了一系列基于 e^N 方法进行边界层转捩预测的工程软件:

1) 以 Malik 等人^[23]为代表的 e^N 转捩预测方法,适用于高速和低速的边界层, Malik 基于 e^N 方法开发了 eMalik 程序,美国 NASA 的 Chang^[24]基于 LST、PSE 和 e^N 方法开发了一套分析流动稳定性并预测转捩的代码 LASTRAC。

2) 法国国家航天航空中心(ONERA)的 Arnal 等人^[25]参考低速平板边界层的基本流剖面相似原理,提出了 e^N -Database 转捩预测方法, ONERA^[26]与瑞典国防研究院(FOI)^[27]将 e^N -Database 方法与 Reynolds averaged Navier-Stokes(RANS)求解器相结合。中国航空工业集团有限公司空气动力研究院的董军等人^[28]也将 RANS 方法与 e^N -Database 相耦合,加入了非结构混合网格求解器中。不过 e^N -Database 方法的原理是低速边界层的相似解,因此不适用于高速边界层。

e^N 方法的应用已经比较成熟,但是仍然存在一些固有的缺点:如感受性原理的缺失以及判据的经验性过于强。而针对这些缺点,国内外学者发展了新的转捩判据并引入了感受性系数进行改进。未来的 e^N 方法需要更多考虑自然转捩的机理,将更多影响因素考虑在内。

1.2.3 转捩模型

转捩模型是在湍流模型的基础上,通过添加一些参数描述边界层转捩机制来预测转捩位置的方法。转捩模型能够在一定程度上考虑边界层转捩的物理机理,而且可以直接得到转捩后的湍流时均流动特征,是除了 e^N 方法外同样能够集成于现代 CFD 计算中的转捩预测方法。

目前工程实践中使用较多的转捩模型为 Langtry 等人^[29]于2005年提出的 γ - Re_θ 转捩模型,该模型在 RANS 方程中添加动量厚度雷诺数 Re_θ 来判断转捩起始位置,用间歇因子 γ 来描述转捩过程,并提出了两者的输运方程以及涡量雷诺数 Re_ω 使运算过程完全本地化。原始的 γ - Re_θ 模型

存在未考虑横流失稳与边界层可压缩性等缺点,国内外有不少学者针对这些缺点进行了改进。

1) 对于可压缩性,易森荣等人^[30]通过在原始 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型中添加可压缩性修正以及分离诱导转捩的参数,实现了对可压缩性的修正。刘周等人^[31]添加了可压缩性比拟关系 f_{Re} 的输运方程,建立了 $\gamma-Re_\theta f_{Re}$ 转捩模型。北京航空航天大学的郝子辉和阎超等人^[32]对 $\gamma-Re_\theta$ 模型中的拟合关系进行了可压缩性修正。

2) 对于横流失稳,向星皓等人^[33]将横流项添加至原 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模式的 Re_θ 输运方程中,提出了 $C-\gamma-Re_\theta$ 转捩模型。刘坤坤和阎超等人^[34]通过构造横流间歇因子实现了 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型的横流修正,对低速机翼的转捩预测效果很好。

由于 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型可以实现完全的本地化计算且适用性较好,很多 CFD 软件(如 Ansys Fluent、CFD++以及 XCFD 等)都集成了 $\gamma-Re_\theta$ 模型转捩预测的模块,在 XCFD 软件中还针对压缩性、横流以及粗糙度等情况进行了修正。

除了 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型,清华大学的王亮^[35]在 2008 年提出了 $k-\omega-\gamma$ 转捩模型,该转捩模型考虑了非湍流脉动的脉动动能项以及边界层第一、第二模态增长的机理,可以直接使用于高超声速边界层转捩预测。随后王亮、符松等人又针对分离区剪切层^[36]、横流模态^[36]以及高温真实气体效应^[37]进行了 $k-\omega-\gamma$ 模型的修正。阎超等人也对 $k-\omega-\gamma$ 模型进行了雷诺数效应^[38]、头部钝度^[38]以及横流效应^[39]的修正。

清华大学的肖志祥研究团队针对 $k-\omega-\gamma$ 转捩模型也进行了头部钝度^[40]以及分布式粗糙度^[41]的修正。除此之外,他们还将 $k-\omega-\gamma$ 转捩模型与 delayed detached eddy simulation(DDES)^[42]和 improved delayed detached eddy simulation(IDDES)^[43]方法相结合,使模型可以预测自然转捩的同时,还可以对流动分离以及脉动信息进行精确的计算进而预测强制转捩。杨沐臣与肖志祥^[44]还提出了使用机器学习对 $k-\omega-\gamma$ 模型中参数进行调整的方法,发现使用机器学习可以大幅提高转捩模型参数优化的效率。

西北工业大学的徐家宽等人^[45]从边界层相似解的角度出发构建了放大因子的输运方程,提出了新的转捩模型,该模型对于低速后掠翼边界层转捩具有良好的预测精度。但是由于模型的理论基础为不可压流体的 Falkner-Skan 边界层相似

解,所以需要进行可压缩性修正以应用于高超声速边界层转捩。

由于转捩模型可以直接与现有的并行 CFD 耦合求解,因而是工程实践中较受欢迎的转捩预测手段,不过与 e^N 方法相比,转捩模型在转捩物理机理方面还较为薄弱,模型中还存在较多的经验关系式,未来转捩模式需要更多地考虑物理机理,提高在不同场景下的适用性。

1.2.4 直接数值模拟

直接数值模拟即 DNS 方法,DNS 不对湍流进行任何的模化,直接求解包含扰动量的 Navier-Stokes(N-S)方程,从而可以得到所有尺度的物理特征信息。

由于 DNS 需要求解流场中最小尺度的涡结构,所以对网格的空间尺度要求非常高,使用的数值方法也必须具有很高的精度,因此会消耗大量计算资源。DNS 方法可以求解出丰富的流场信息,主要用于简单外形的转捩机理研究或者替代难以实现的风洞试验,比如针对孤立粗糙元^[46-47]或凹腔^[48]引起的强制转捩的机理研究。

DNS 方法是当前预测转捩最为精确的数值模拟手段,由于网格量以及计算资源的限制,不适合于工程设计,但是对于转捩过程的物理机理研究,DNS 方法是强有力的研究工具。DNS 本身注重于对流动中小尺度结构的精确计算,所以未来 DNS 应该关注于低耗散高精度数值格式的发展。

1.3 试验研究

1.3.1 风洞试验

对于转捩风洞试验而言,来流的湍流度至关重要,如果风洞试验段的噪声过大,会导致模型边界层提前转捩。为了在风洞内开展边界层转捩试验,静音风洞的建设就变得不可或缺。

NASA Langley 研究中心从 20 世纪 70 年代开始了高超声速静音风洞的研究,建造了一系列高超声速静音风洞^[49]。普渡大学采用路德维希管(Ludwig)原理,发展了脉冲式高超声速静音风洞^[50],法国宇航局^[51]和日本国立航空宇宙技术研究所试验室^[52]也在 20 世纪 90 年代建设了静音风洞,不过两者的风洞都存在一定的缺陷。国内静音风洞的建设起步相对较晚,北京大学^[53]和国防科技大学^[54]也在 2013 年分别建设了静音风洞,运行马赫数为 6.0 并投入使用。

风洞试验最大的优点是可以通过更多样的测量手段获得更加丰富的流场数据,如图 1~图 3

所示(图2中 I 为光强度, I_0 为初始光强度)。常规的点测量技术有热电偶、薄膜热电阻、热线风速仪和脉动压力传感器,面测量技术主要为磷光热图技术、红外热测量技术、压敏漆和温敏漆(TSP)等,空间测量技术包括粒子图像测速法(PIV)以及最近发展起来的纳米示踪平面激光散射(NPLS)技术。北京空天技术研究所的吴宁宁等人^[55]提出了使用分布式热电偶的精细测量方法,可以使用点测量达到面测量的显示精度,对于翼舵缝隙等热流变化剧烈的区域可以获得更好的测量精度。

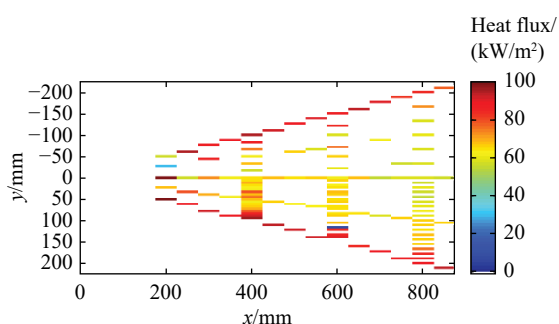


图1 使用热电偶测得的模型热流分布示意图^[56]

Fig. 1 Model heat flow distribution measured using thermocouple^[56]

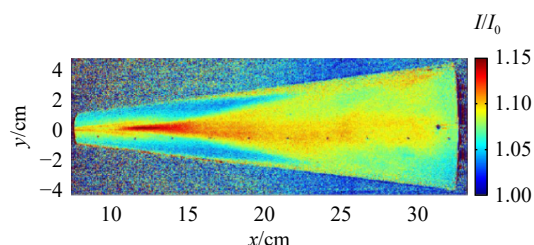


图2 使用TSP技术得到的模型表面温度分布^[57]

Fig. 2 Surface temperature distribution of the model obtained using TSP technique^[57]

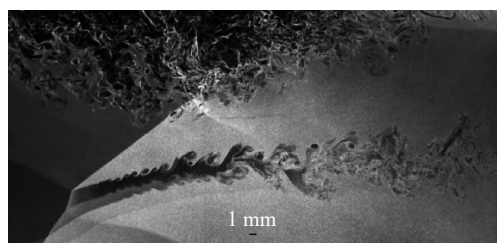


图3 使用NPLS技术捕捉到的流场精细结构^[58]

Fig. 3 Fine structure of flow field captured using NPLS technique^[58]

受限于目前试验段尺寸及试验设备能力,风洞试验还不能完全模拟高空真实飞行的来流条件,未来风洞试验应该更多集中于如何消除或者修正

在实际飞行过程以及风洞试验之间存在的差异,天地相关性在未来很长一段时间内仍然会是风洞试验研究的重要方向。

1.3.2 飞行试验

飞行试验在几种研究手段中是成本最高的一种,但是所获得数据的可信度也最高,美国曾经发射过很多用来验证高超声速边界层转捩的飞行器,国内的研究虽然起步较晚,但是也有相对应的飞行试验,下面对这些飞行试验进行介绍,总结国内外飞行试验的发展趋势。

Hyper-X计划于1996年正式立项^[5],该计划的主要目的为验证吸气式高超声速飞行器的可行性。X-43A模型下表面采用了条带促使来流强制转捩来保证进气道来流为湍流状态,图4展示了X-43A飞行试验的示意图。Hyper-X(又称为X-43A)于2004年进行了两次飞行试验,一次飞行马赫数为7,另一次为10,两次飞行试验都成功得到了转捩数据。

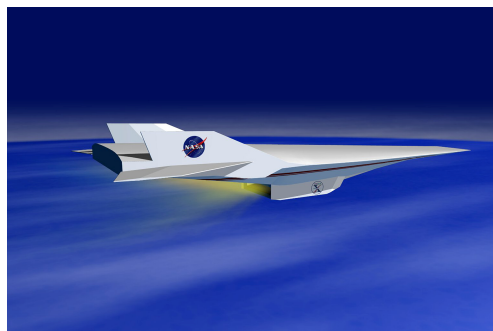


图4 Hyper-X飞行试验^[5]

Fig. 4 Flight test of Hyper-X^[5]

Hypersonic Boundary Layer Transition (HyBoLT)飞行试验在2005年立项,该项目旨在研究粗糙表面对高超声速边界层转捩的影响。如图5所示,该试验外形A边为光滑表面,转捩过程为自然转捩,B边为设置有凹腔与突起的粗糙表面,转捩过程为bypass转捩。HyBoLT于2008年8月22日进行试验,但并未圆满成功,只获得了一部分飞行数据^[59]。

2008年正式立项的HIFiRE计划的研究目的是验证空天飞行中的关键技术,其中有两次是为了研究高超声速边界层转捩而开展的,分别为HIFiRE-1^[60](圆锥外形)和HIFiRE-5^[56](椭圆锥外形),其具体外形与测点布置见图6。HIFiRE-1于2010年3月22日首飞成功,并且获得了一部分转捩数据,但是HIFiRE-5原定于2012年与2015年

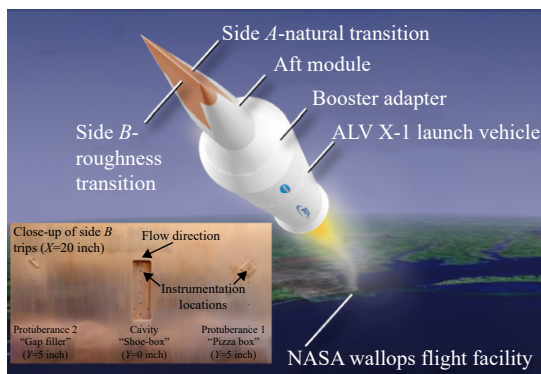
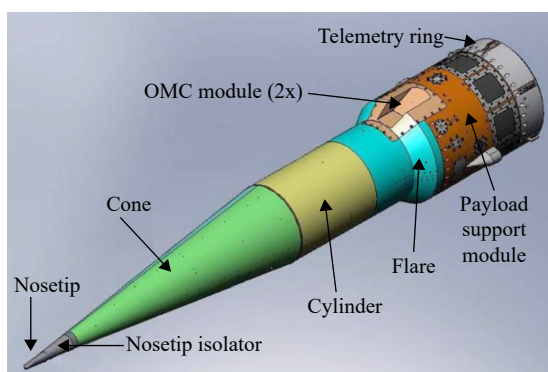
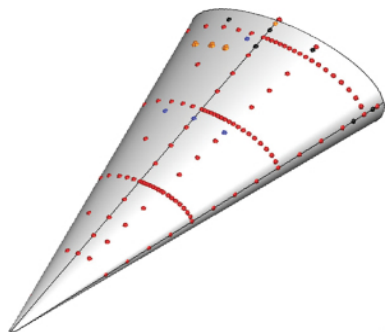
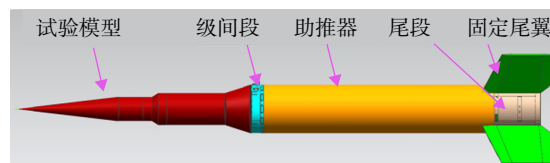
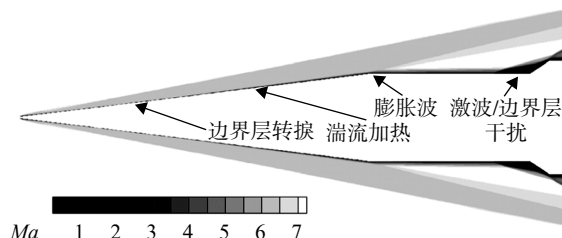
图 5 HyBoLT 以及凹腔和凸起^[59]Fig. 5 Concave cavity and convex of HyBoLT^[59](a) HIFiRE-1 飞行试验模型^[60](b) HIFiRE-5B 飞行试验模型以及表面测点位置^[56]

图 6 HIFiRE 飞行试验模型

Fig. 6 HIFiRE flight test model

的飞行试验均失败,直到 2016 年 5 月才成功进行了飞行试验并获取了转捩数据(飞行代号为 HIFiRE-5B)。

2015 年 12 月,由中国空气动力研究与发展中心研制的飞行试验平台 MF-1 顺利完成飞行试验,该飞行试验也是我国以高超声速空气动力学基础研究为目的开展的飞行试验。MF-1 模型的具体外形如图 7 所示,图 8 也说明了不同流向位置所发生的气动现象,包括边界层自然转捩以及激波边界层干扰^[7]。MF-1 成功获取了所有测量点上的数据,经过后期分析标定出了 e^N 方法中的 N 值,

图 7 MF-1 气动外形^[7]Fig. 7 Aerodynamic configuration of MF-1^[7]图 8 MF-1 的气动现象^[7]Fig. 8 Aerodynamic phenomenon of MF-1^[7]

对于认识高超声速边界层转捩做出了重要贡献^[61]。

总体而言,目前以高超声速边界层转捩为主要目的而开展的飞行试验还不是很多。未来针对边界层转捩研究开展的飞行试验应该保持飞行状态单一性,因为转捩对于不同来流因素十分敏感,试验窗口时间越长,状态越单一越有利于试验数据的采集,同时还需要针对高空中的飞行条件对测量装置进行改进,提高装置的工作范围以及耐高温等特性。

1.4 小结

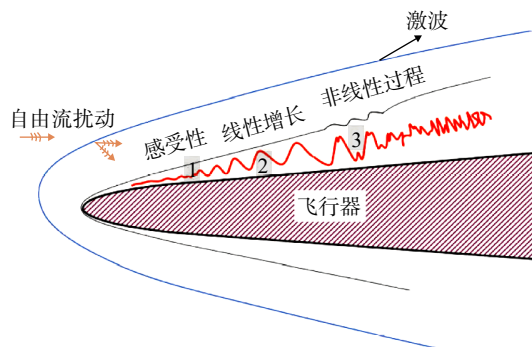
综上,高超声速边界层转捩的预测较为复杂,需要理论分析、数值模拟、风洞试验以及飞行试验相互结合,互为验证,才能对转捩的机理有进一步认识与应用。

2 转捩机理研究进展

转捩的发展路径与自由来流中的湍流度有很大的关系,按照 Morkovin^[62] 的分类,转捩路径可以根据初始扰动幅值的大小划分为旁路转捩和自然转捩。旁路转捩指的是外界自由流的扰动幅值较大,直接引起边界层内扰动快速增长从而引发转捩,而高空中来流的湍流度一般较低,因此不属于旁路转捩而属于自然转捩。

如图 9 所示,自然转捩一般分为以下几个阶段^[63]:感受性原理、小扰动波线性增长、非线性作用阶段并最终突变(breakdown)为湍流。

基于目前高超声速边界层转捩机理研究的现状,对感受性原理、线性增长阶段以及非线性作用过程的物理机理进行介绍。

图9 超声速飞行器边界层自然转捩过程^[63]Fig. 9 Natural boundary layer transition process^[63]

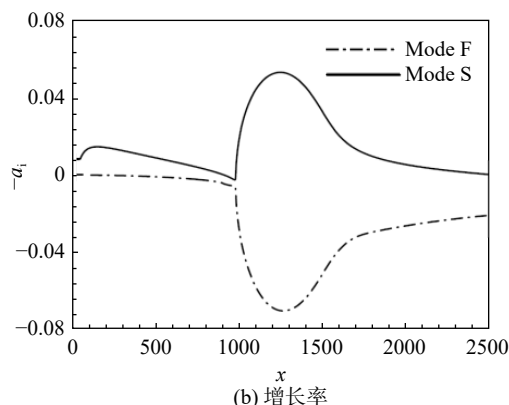
2.1 感受性原理

感受性原理指的是外界扰动激发边界层内部的不稳定波的过程,对于边界层转捩而言初始扰动的影响因素是多方面的,按照来源大致可以分为两类^[64]:第1类为自由来流中的扰动,自由流扰动可以按产生的原因分为3种:由速度扰动产生的涡波、由温度扰动产生的熵波以及由压力扰动产生的声波;第2类来自于物体表面,包括表面粗糙度、断面、局部吹吸等。

在高速情况下,根据 McKenzie 等^[65]的研究结果,不论来流中的扰动是涡波、熵波还是声波,在经过激波之后都会同时激发这3种扰动波,因此高超声速边界层感受性的研究更加困难。目前对于高超声速边界层感受性的机理研究主要集中在同步机制与模态转化两个方面。

2.1.1 同步机制

Fedorov^[66]提出了“同步机制”,自由来流中快声波和慢声波的传播速度与边界层中快模态和慢模态在前缘处的相速度相等,因此自由流中的慢声波在前缘处直接激发产生边界层内的慢模态 (Mode S),快声波直接激发快模态 (Mode F)。如图10所示,在同步点慢模态被激发为第二模态,而后第一模态与第二模态同支,快模态则变成两

图10 $Ma=7.0, F=8.0 \times 10^{-6}$ 的相速度和增长率^[67]Fig. 10 Phase velocities and growth rates of $Ma=7.0$, $F=8.0 \times 10^{-6}$ ^[67]

者的共轭模态。图10中 c_r 为相速度, α_i 为增长率, x 为流向距离, Ma 为马赫数, F 为频率。

2.1.2 模态转化机制

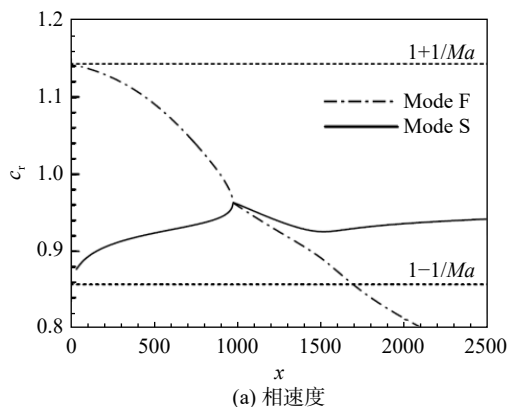
Ma 和 Zhong^[68]使用 DNS 计算 0° 攻角的平板边界层时发现慢模态可以由快声波激发,与 Fedorov 预测的结果不一致。为了解释该现象, Fedorov 提出了模态转化机制^[69],在同步点附近,快模态可以直接激发 Mack 第二模态,此时快模态变为第二模态,慢模态演化为第一模态,实现慢模态向快模态的能量传递。吴雪松在周恒等人的专著^[70]中说明了在同步点附近,快慢模态可能由于基本流中存在的弱非平行性而产生散射效应,导致其中一个模态在另一模态的特征函数上投影不为0,从而实现快慢模态之间的转化。

高超声速边界层感受性研究的主要难点在于激波与自由流扰动之间的互相干扰,目前只能使用计算资源占用较大的 DNS 手段对其进行分析。针对该研究难点,天津大学的苏彩虹等人^[71]提出了一种通过选取子计算域来降低计算量的新方法,并使用该方法对钝锥边界层进行了计算,发现对于第一模态的激发过程起主导作用的是同步机制,而对第二模态起主导作用的是熵层内的扰动^[72]。

由于激波的影响,高超声速边界层感受性原理的试验研究相对更难开展,而且过去的理论也往往忽视激波在感受性原理中的作用,所以未来感受性原理的研究重点应该集中于激波与自由流扰动的相互作用的数值模拟上。

2.2 扰动线性增长阶段

当自由流扰动进入边界层之后就会激发不稳定的小扰动波即 T-S 波,此时扰动波的幅值较小,可以采用线性稳定性理论进行分析。对于高超声



速边界层,表现出的不稳定性主要有流向不稳定性、横流不稳定性、附着线不稳定性与 Görtler 不稳定性。图 11 所示为三维边界层流向速度与横流速度,图中 x_t 、 y_t 、 z_t 为坐标轴, u_t 、 w_t 分别为流向速度和横流速度达到。

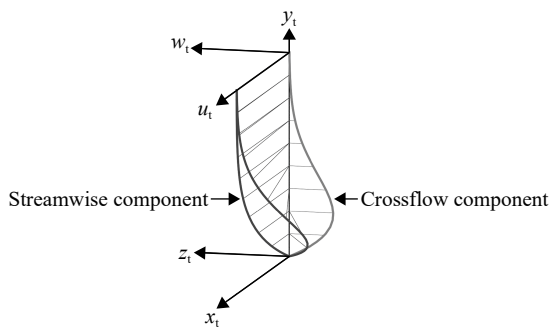


图 11 三维边界层流向速度与横流速度^[16]

Fig. 11 Flow velocity and cross-flow velocity in 3D boundary layer^[16]

高速边界层的流向不稳定性最早由 Mack^[73] 使用 LST 方法进行了分析,他发现当来流马赫数大于 4 时,高频模态的不稳定性会超过低频模态,而高频模态包含了一系列不同频率的不稳定模态,这些高频模态被统称为 Mack 模态,其中增长率最大的为第二模态。因此对于高超声速飞行器而言,其流向不稳定的主导机制为无黏不稳定性产生的第二模态,而非第一模态。

横流失稳经常会在带攻角的钝锥、椭球体或者后掠翼的边界层中出现,横流失稳的原因是三维边界层的横流速度型存在拐点,从而诱导出无黏不稳定性^[74]。

附着线不稳定性常见于具有较大前缘半径的后掠翼上,如果沿着附着线存在扰动的传播和发展,那么在其下游的流场也会受到影响从而导致转捩提前,根据圆柱转捩的试验结果,随着来流雷诺数的增加,转捩位置会逐渐向附着线的方向靠近^[75]。图 12 为附着线流场特征示意图。

Görtler 不稳定性是在小曲率凹面边界层中的一种失稳现象^[76],在这些区域由于离心力的作用,流动会发生失稳并产生成对反向旋转的流向涡,这些涡在展向成周期分布并且将边界层外缘的高速流体带向壁面,进而导致边界层速度型变化造成二次失稳和转捩。图 13 所示为 Görtler 失稳^[77],图中 x 、 y 、 z 为坐标轴, u 、 v 、 w 为各方向的速度, U_∞ 为无穷远处来流速度。

Choudhari 等人^[78] 在其报告中指出,对于表面

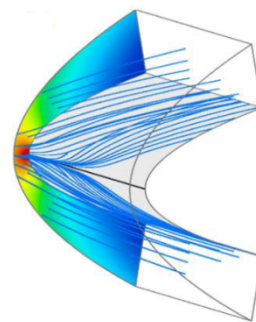


图 12 附着线流场特征

Fig. 12 Characteristics of flow field of attachment line

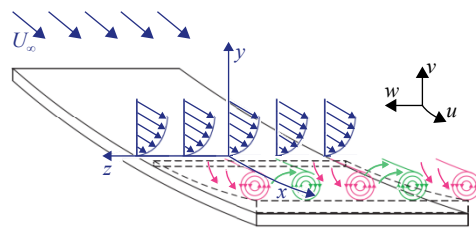


图 13 Görtler 失稳^[77]

Fig. 13 Görtler instability^[77]

存在较强横流效应的飞行器,在展向存在比较剧烈的流动变化,因此不能采取平行流假设,而应该使用全局稳定性方法(bi-global)或 PSE 方法进行分析。传统的 PSE 方法存在收敛性较差并且需要沿流向推进的问题,天津大学的黄章峰等人^[79] 在 2015 年提出了一种改进的 PSE 方法,简称为 EPSE,该方法可以将 PSE 转化为求解特征值问题,减少 PSE 方法对上游条件的依赖。

总体来说,目前对于扰动线性增长阶段的研究已经比较深入, PSE 与 LST 理论也比较完备,很多扰动增长规律都已经可以使用基于小扰动假设的稳定性分析进行解释。

2.3 扰动的非线性作用段

当小扰动波的幅值不断增加之后,扰动量就不再满足小扰动假设而必须考虑非线性作用。对于弱非线性增长,苏联学者 Landau 提出了处理非线性增长的模型方程^[80],但是并没有从扰动控制方程出发进行推导。直到 1960 年,英国的 Stuart^[81] 基于 Landau 的弱非线性模型,从扰动控制方程出发给出了问题的解法,但是该方法的收敛半径很小并且与试验结果存在较大差别。1993 年,周恒与尤学一^[82] 考虑了高阶解不同的表达形式与扰动量对平均流的作用对 Stuart 的方法进行了改进,得到了很好的结果。

除了理论分析,试验中也观测到在彻底转变成湍流之前,边界层中会出现 3 种不同类型的三

维扰动波,分别为C型^[83]、H型^[84]和K型^[85]。对于C型转捩,Craik^[83]和Raetz^[86]提出了三波共振理论,解释了二维不稳定波能量传递的过程。对于H型转捩,Herbert^[87]提出了二次失稳理论,解释了符合什么条件的二维扰动可从空间流场中激发出三维扰动。而K型转捩的预测方面目前还没有统一的理论。

Thumm^[88]、Fasel等人^[89]以及周恒等人^[90]通过数值模拟发现在可压缩边界层中同样存在二次失稳和三波共振,而且还存在一种不同于不可压缩边界层的非线性机制——斜波转捩,并且斜波转捩的初始幅值要小于K型转捩所需的初始幅值。

由于非线性增长在实际流动中发展非常迅速,所以目前针对转捩过程中非线性演化机制的研究一般都是依靠数值模拟来实现的。早期的研究主要使用DNS方法来进行,近些年来研究者们越来越倾向于使用NPSE(非线性PSE)方法。张永明和周恒^[91]、张丽^[92]以及任杰和符松^[93]使用NPSE方法对高超声速边界层中非线性作用段的二次失稳和三波共振等机制进行了模拟,确认其计算精度与DNS相接近。

目前扰动非线性作用段的物理机理还存在很多不明确的地方,例如三维扰动波的产生以及二次失稳相关理论,仍然需要进一步研究。鉴于非线性作用段发展较快,试验难以开展,未来的研究应该将重心集中于使用数值模拟方法(如DNS和NPSE)等对流动的非线性作用过程进行模拟进而对其机理进行分析。

2.4 小结

目前工程实际计算中,由于线性增长段占比大,理论基础完备,因此主要考虑小扰动波线性增长的过程。非线性作用段发展较为迅速,在工程使用中通常采用参数修正来模拟该过程。而感受性原理直接给出了不稳定波的上游入口条件,但是由于激波和自由流扰动的相互作用,导致感受性研究异常复杂,目前的研究主要集中在平板类简单构型的单一扰动波的影响机理分析上,对于复杂构型、多种扰动波耦合的情况需要进一步研究。

3 典型构型转捩研究

3.1 压缩拐角转捩

压缩拐角在高超声速飞行器上使用非常普遍,如发动机进气道前体就需要设计压缩面使得气流

经过激波压缩后产生高压,如图14所示,在压缩拐角处会出现分离再附的复杂流动从而对边界层转捩过程造成影响。而Dolling等人^[94]在其综述中提出,转捩边界层与激波干扰很有可能在高超声速飞行器进气道入口发生。Dujarric等人^[95]也认为对于压缩拐角上游的层流边界层,很多情况下其实已经处于转捩过程,因此研究压缩拐角处转捩机理对于飞行器设计而言非常重要。

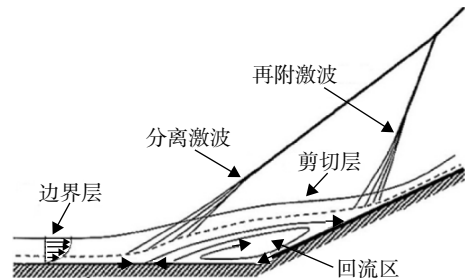


图14 压缩拐角处典型流动结构^[96]

Fig. 14 Typical flow structure at compression corner^[96]

对于流向不稳定性,Balakumar等人^[97]使用DNS对二维压缩拐角进行了计算,Benay^[98]对马赫数为5,拐折角为15°的柱-裙模型进行了风洞试验和线性稳定性分析,两者的计算结果都发现在分离区剪切层中第一模态表现出明显增长,而第二模态在分离区的剪切层之上却没有明显增长。

对于Görtler不稳定性,文献^[97]中发现Görtler数在分离点与再附点附近都有明显增长,说明Görtler涡在分离区剪切层转捩过程中的作用也需要研究。Berry等人使用普渡大学静音风洞对Hyper-2000进行了试验^[99],Simeonides等人^[100]采用风洞试验和DNS方法对拐折角为15°的压缩拐角进行了研究,两者在试验中都观察到了明显的流向涡结构,分析是由Görtler不稳定性引起的。

对于感受性的影响,Fedorov等人^[101]对Balakumar等人计算过的算例进行了DNS计算,发现小扰动来流下分离区剪切层的主导模态与感受性有较大关系:当初始扰动的激发位置更靠近前缘时主导模态为第一模态,更靠近分离点时则为第二模态。

对于不同拐折角的影响,国防科技大学的武宇等人^[102-103]使用NPLS技术对拐折角为25°和28°的压缩拐角的流动进行了测量,试验发现当来流为层流边界层时,28°拐折角的分离区更大,转捩的位置也有所提前。

对于分离泡脉动的影响,中国空气动力研究

与发展中心的童福林等人^[104]对来流马赫数为 2.9, 拐折角为 24° 的压缩拐角进行了 DNS 计算。研究发现来流为转捩流情况下, 压缩拐角内存在分离泡大尺度膨胀和收缩的低频脉动和分离泡小尺度的高频脉动, 并且转捩边界层的展向非均匀结构对低频脉动影响较大, 而对高频脉动影响较小, 分析可能是与边界层内涡结构的分布特征有关。

在压缩拐角的边界层转捩问题中, 目前研究认为起主导作用的是流向不稳定性, 不少计算结果发现在剪切层中增长最快的是第一模态, 而非第二模态, 同时由于流线弯曲产生的 Görtler 不稳定性在再附点下游的转捩过程中也起着重要作用。未来压缩拐角边界层转捩问题的研究重心应该着眼于 Görtler 不稳定性对再附点下游的影响和第一模态、第二模态在剪切层的发展规律上。

3.2 后掠前缘转捩

对于后掠前缘而言, 影响其转捩的物理机制除了流向的第一模态和第二模态不稳定性外, 还需要考虑由于展向流动引起的横流不稳定性以及由于前缘附着线引起的附着线不稳定性^[105]。

Murakami 和 Stanewsky 等人^[106]指出附着线转捩存在两种物理机制: 一种是由于前缘根部受到来自机身或者其他部件边界层内的较大扰动而出现 bypass 转捩, 另一种是附着线下游由于三维横流效应导致的不稳定性。

对于前缘根部导致的扰动污染, Poll^[107]对不可压缩情况下附着线转捩进行了理论分析, 提出以附着线边界层厚度无量纲化的雷诺数 $\overline{Re}$ 来确定转捩位置, 并给出了不可压缩流下该值为 583。Malik 等人^[108-109]对可压缩和不可压缩情况下附着线边界层的不稳定性进行了线性稳定性分析, 不可压缩流的结果与 Poll 相接近, 而可压缩情况下的 $\overline{Re}$ 为 573, 说明压缩性的影响较小。陈坚强等人^[110]对于 HyTRV 标准模型进行了线性稳定性分析, 发现特征速度型的分布与第二模态非常类似, 说明在椭圆锥后掠前缘附着线附近, 边界层转捩是由第二模态主导的。

对于附着线下游的横流不稳定性, Lin 和 Malik^[111]使用二维特征值方法对文献 [109] 中模型进行了计算, 得到的转捩雷诺数 $\overline{Re}$ 为 349, 说明非平行流效应对附着线边界层转捩具有较大的促进作用。Mack 等人^[112]使用全局稳定性分析对抛物型后掠前缘的流动稳定性进行了分析, 发现随着流动向下游发展, 附着线模态表现出较强的横

流效应。清华大学的郗有成等人^[113]使用基于双正交特征值问题的全局稳定性分析方法, 对高超声速钝头后掠前缘的稳定性进行了分析, 结果发现随着后掠角的不断增大, 附着线不稳定性的增长率会先增大后减小再增大, 其主导的不稳定模态也从横流模态转变为第二模态。

在后掠前缘的附着线不稳定性中, 有两种不稳定性会起作用, 一种是沿着附着线传播的第二模态, 该不稳定模态的发展可以使用线性稳定性分析, 而另一种是由于前缘附近剧烈的横流效应造成的横流不稳定性, 需要使用全局稳定性分析进行计算。目前普遍认为前缘上产生的不稳定扰动会对下游流场的不稳定性造成较强的影响, 所以应该更加关注前缘下游的横流不稳定性。

3.3 后掠翼舵面转捩

在高超声速后掠翼上, 由于存在展向速度分量, 主导流动转捩的往往是横流不稳定性。横流失稳的本质是展向速度型存在拐点导致的无黏不稳定性, 而无黏不稳定性的扰动增长率一般要大于黏性不稳定性, 所以对于高超声速飞行器后掠翼舵面, 横流不稳定性的研究更为重要。

在横流定常涡不稳定性的试验研究中, 早期的试验主要集中于低速后掠翼以及带攻角圆锥等外形。而 HIFiRE 项目开展后, 更多的横流不稳定性的试验则集中于类似的椭圆锥外形, 针对高超声速后掠翼的横流不稳定性开展的试验则比较缺乏。Cattafesta 等人^[114]对来流马赫数为 3.5 的三角翼模型进行了风洞试验, 在模型表面未观测到明显的流向涡结构, 分析认为在该试验条件下模型表面的横流失稳是横流行进涡主导的。

在横流定常涡不稳定性的数值计算上, 李玲玉等人^[115]使用线性稳定性方法对高超声速平板边界层横流模态的二次失稳进行了分析, 结果表明二次失稳对于全局流场的流向涡和展向涡都有影响, 二次失稳的扰动幅值越大, 产生的条纹结构就越明显。天津大学的苏彩虹等人^[116]、赵磊^[117]采用 DNS 与改进的 NPSE 方法对高超声速后掠钝板进行了计算, 发现横流定常涡的非线性作用并不会直接导致转捩, 而是非线性饱和之后的二次失稳导致定常横流涡破碎, 并将涡顶部的高速流体带向壁面, 使得剖面速度型进一步被破坏, 最终转捩成为湍流。

高空实际飞行时来流湍流度较低, 边界层横流转捩的主导机制一般是横流定常涡, 而横

流定常涡非线性阶段发展更为缓慢,使用传统流向不稳定模态的转捩判据是不合适的,由于在转捩发生之前横流的二次模态会发生“爆发式增长”,所以 Deyhle 建议采用二次模态被激发的位置作为转捩位置^[118]。

目前高超声速边界层横流失稳的研究更多集中于椭圆锥的横流转捩,而对于高超声速飞行器的后掠翼舵面研究则较少,未来可以针对更贴近实际飞行器外形的标模开展横流转捩的研究。

4 转捩控制研究

在实际工程设计中往往需要视情况推迟或者促进边界层转捩。转捩控制从是否需要能量输入来分类可以分为被动控制方法与主动控制方法,下面将对这两种不同的控制方法的研究进展与原理进行介绍。

4.1 被动控制

被动控制不需要额外的能量输入,实际使用起来也更为简单,是目前比较使用较多的转捩控制手段,根据控制目的可以分为转捩促进与转捩推迟。

4.1.1 转捩促进

转捩促进一般采用分布式粗糙元的办法,比较有代表性的为 X-43A 飞行器,其上表面为光滑表面,在试验过程中为层流流态,下表面则在进气道之前布置了斜坡型转捩装置来诱导转捩使流动转变为湍流,提高抗逆压梯度的能力。

对于强制转捩装置的工作原理, Berry 等人^[5]认为最主要的原因是涡流发生器产生了一系列流向涡对,这些涡对对边界层的影响类似于 Görtler 涡。清华大学的段志伟等人^[46]使用 DNS 方法对粗糙元诱导转捩的机理进行了分析,认为粗糙元尾迹区内三维剪切层的失稳是其促进转捩的主要原因。中国航空气动力技术研究院的朱德华等人^[47]也使用 DNS 对粗糙元诱导边界层转捩的机理进行了研究,发现不论是何种类型的粗糙元,其诱导的失稳过程中均存在拓扑结构失稳和边界层流动失稳两种失稳机理。

在设计粗糙元时,高度是最主要的敏感参数, Lin^[119]通过风洞试验与飞行试验的数据总结了强制转捩装置的设计准则:

$$\frac{k}{\delta^*} = 3$$

式中 k 表示粗糙元高度, δ^* 表示边界层位移厚度。

需要注意的是,该设计准则是一个经验性很强的公式,对于不同的飞行状况并不能直接套用,需要结合试验验证是否能达到设计性能。

4.1.2 转捩推迟

被动控制方法中的转捩推迟主要是通过修改飞行器外形,尽量减少流动的逆压梯度,从而推迟转捩。除了对外形进行设计,还可以采用不同的材料来达到推迟转捩的目的,多孔表面与微槽道是目前使用较多的方法。Fedorov 等人^[120]使用线性稳定性分析对多孔表面进行了计算,发现多孔表面可以显著降低第二模态的增长率。中国空气动力研究与发展中心的刘勇等人^[121]使用 DNS 方法对横向矩形微槽道推迟转捩的原理进行了分析,发现微槽道对流向速度几乎无影响,但是对法向速度影响较大,槽深到达一定值后对转捩的推迟效应就不再变化。

精心布置的粗糙元也可以起到推迟转捩的作用, Hosseini^[122]在其综述中指出其推迟转捩的机理是特定的粗糙元可以激发次不稳定的横流波,由于不稳定波的能量来源于平均流,所以最不稳定波的增长率反而会减小,达到延迟转捩的目的。但是使用粗糙元来延迟转捩需要对粗糙元的外形、高度和排列位置等进行详细的设计,在工程实践中并不适合。

4.2 主动控制

相比于被动控制,由于主动控制需要额外的能量输入与配套的控制系統,飞行器的质量和系统复杂性会增加。目前主动控制手段仍处于研究阶段,对于实际飞行器而言还难以应用。主动控制的目的一般为推迟转捩,常用手段包括壁面抽吸、气体注入和磁流体控制等,下面对这些手段与原理进行简要的介绍。

1) 壁面抽吸: 壁面抽吸可以使边界层厚度减小,顺压梯度增强,进而使第一模态和第二模态更加稳定,在低速边界层中是维持大范围层流流动的有效手段,但是对于高超声速边界层壁面抽吸并不适用,因为马赫数越高所需的抽吸量越大,对于飞行器而言所需要的机构就越复杂^[123]。

2) 注入 CO₂: Leyva 等人^[124]通过激波风洞的试验发现在高超声速边界层中, CO₂ 的振动模态会被激发并吸收边界层内声模态扰动波的能量,使第二模态不稳定波的增长率显著减小,从而推迟边界层内的转捩。CO₂ 的注气量越大,推迟转捩的效果越明显。

3) 磁流体控制: 高超声速边界层由于高温气体效应, 会产生电离现象, 电离之后的空气便可通过施加外部磁场的手段加以控制, 使剖面速度型发生变化, 达到抑制转捩的效果。但是对于飞行马赫数在 10 以下的飞行器, 其产生的电离效应非常微弱, 该方法几乎不可用^[125]。

5 结 论

目前, 经过多年研究与发展, 高超声速飞行器的转捩已经取得很大进展, 但是距离工程需求仍然存在差距, 主要集中在以下 4 个方面:

1) 转捩机理方面。获得描述流动转捩过程的完整机制是转捩机理研究的最终目标。虽然自然转捩提出了流动稳定性理论、二次失稳、横流不稳定等理论, 强制转捩提出了发卡涡破碎失稳、Görtler 涡失稳等理论, 但是这些理论仅仅能解释部分物理现象, 无法清晰的解释整个流动转捩过程, 转捩机理方面有待于进一步研究。同时, 飞行器在飞行过程中, 由于气动烧蚀表面会形成凹坑、鼓包、气泡等缺陷, 进而影响转捩位置, 图 15 所示为航天飞机表面的 3 种缺陷类型所诱发的转捩。研究这些缺陷对自然转捩的影响机理也是后续需要重点解决的问题。

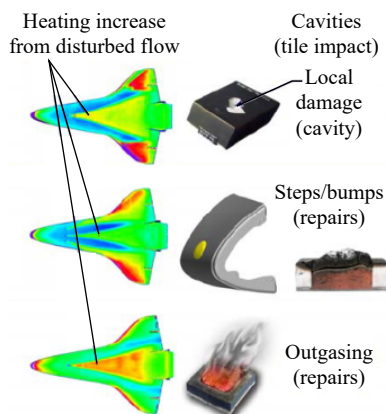


图 15 航天飞机表面缺陷诱发转捩^[126]

Fig. 15 Transition induced by ablation on space shuttle^[126]

2) 有效的转捩理论。CFD 计算模拟是转捩预测的有效手段之一, 当前模拟转捩比较成熟的有基于流动稳定性的 e^N 方法和考虑间歇性的转捩模式, 但是它们对转捩预测的误差在 30% 以上。引起误差的原因如下: 没有准确模拟转捩过程; CFD 计算中无法准确模拟飞行试验的来流噪声。后续研究需要提高 CFD 计算模拟的精度和可信度。

3) 地面风洞试验方面。地面风洞试验是目

前研究转捩最有效、最直接的手段。对于噪声影响不起主导作用的转捩来说, 可以采用常规风洞模拟转捩; 对于噪声起主导作用的转捩, 为了准确模拟飞行环境, 需要采用静音风洞。当前地面风洞试验的瓶颈在于: 常规风洞虽然噪声大, 但是可模拟的马赫数(2~20)和雷诺数($1 \times 10^6 \sim 1 \times 10^8$)范围广; 静音风洞虽然噪声低, 但是所能模拟的马赫数(4~6)和雷诺数($1 \times 10^5 \sim 1 \times 10^7$)范围小, 模拟能力如图 16 所示, 图中 Re 代表基于长度尺度的雷诺数。

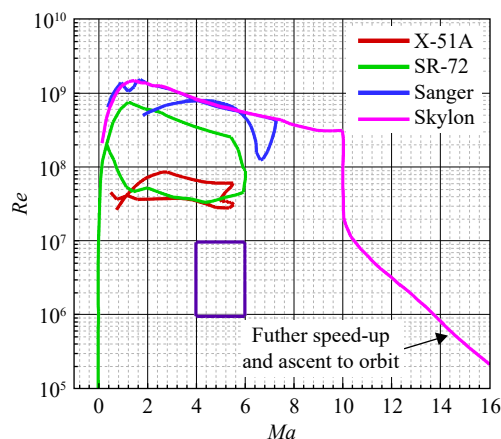


图 16 静音风洞雷诺数和马赫数的模拟能力和需求对比

Fig. 16 Comparisons of Re and Mach number between low-noise wind tunnel ability and fly status

4) 转捩控制方面。当前比较成熟的应用在小尺寸飞行器上的强制转捩装置都属于被动控制, 如美国 X-43A、X-51A 等。被动转捩控制技术设计简单, 但是无法实时响应, 设计时须采取保守设计。主动转捩控制技术已经开展基础研究, 如气体注入、壁面抽吸等, 但是其控制机构复杂, 距离工程实用还需进一步开发。

参考文献:

- [1] 陈坚强, 袁先旭, 涂国华, 等. 高超声速边界层转捩的几点认识[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49(11): 125-138.
CHEN Jianqiang, YUAN Xianxu, TU Guohua, et al. Recent progresses on hypersonic boundary-layer transition[J]. Scientia Sinica (Physica, Mechanica & Astronomica), 2019, 49(11): 125-138. (in Chinese)
- [2] WHITEHEAD J A. NASP aerodynamics[R]. AIAA 89-5013, 1989.
- [3] GREEN A K. Preliminary analysis of STS-3 entry flight data[R]. NASA-TM-81373, 1982.
- [4] SCHMISSEUR J D. Hypersonics into the 21st century: a perspective on AFOSR-sponsored research in aerothermodynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2015, 72: 3-16.

- [5] BERRY S, DARYABEIGI K, WURSTER K, et al. Boundary-layer transition on X-43A[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2010, 47(6): 922-934.
- [6] 陈坚强, 涂国华, 张毅锋, 等. 高超声速边界层转捩研究现状与发展趋势[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35(3): 311-337.
CHEN Jianqiang, TU Guohua, ZHANG Yifeng, et al. Hypersonic boundary layer transition: what we know, where shall we go [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(3): 311-337. (in Chinese)
- [7] 欧朝, 吉洪亮, 肖涵山, 等. MF-1 模型飞行试验结构与热防护关键问题研究[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35(5): 742-749.
OU Chao, JI Hongliang, XIAO Hanshan, et al. Key problems in structure and thermal protection for MF-1 model testing flight vehicle[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(5): 742-749. (in Chinese)
- [8] JOSEPH F. Report of the defense science board task force on national aero-space plane (NASP) program [R]. AD-A274-530, 1992.
- [9] HERBERT T, BERTOLOTI F P. Stability analysis of nonparallel boundary layers[J]. *Bulletin of the American Physical Society*, 1987, 32: 2079-2086.
- [10] THEOFILIS V. Advances in global linear instability analysis of nonparallel and three-dimensional flows[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2003, 39(4): 249-315.
- [11] WOOL M R. Passive nose-tip technology (PANT) program: volume X summary of experimental and analytical results[R]. AD-A020-708, 1975.
- [12] BOUSLOG S, AN M, HARTMANN L, et al. Review of boundary layer transition flight data on the Space Shuttle Orbiter[R]. AIAA1991-741, 1991.
- [13] LAU K Y. Hypersonic boundary-layer transition: application to high-speed vehicle design[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, 45(2): 176-183.
- [14] RESHOTKO E. Is Retheta/Me a meaningful transition criterion? [R]. AIAA 2007-0943, 2007.
- [15] 孔维萱, 张辉, 阎超. 适用于高超声速边界层的转捩准则预测方法[J]. *导弹与航天运载技术*, 2013(5): 54-58.
KONG Weixuan, ZHANG Hui, YAN Chao. Transition criterion prediction method for hypersonic boundary layer[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2013(5): 54-58. (in Chinese)
- [16] SHI Mingtao, ZHU Wenkai, LEE Cunbiao. Engineering model for transition prediction based on a hypersonic quiet wind tunnel [J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(8): 3476-3485.
- [17] SMITH A M O, GAMBERONI N. Transition, pressure gradient, and stability theory[R]. Brussels, Belgium: IX International Congress of Applied Mechanics, 1956.
- [18] SROKOWSKI A, ORSZAG S. Mass flow requirements for LFC wing design[R]. AIAA1977-1222, 1977.
- [19] CEBECI T, STEWARTSON K. On stability and transition in three-dimensional flows[J]. *AIAA Journal*, 1980, 18(4): 398-405.
- [20] MACK L M. Stability of three-dimensional boundary layers on swept wings at transonic speeds[C]//ZIEREP J, OERTEL H. Symposium transsonicum III. Berlin, Germany: Springer, 1989: 209-223.
- [21] 于高通. 高超声速三维边界层 e-N 方法的应用及扰动演化的预测[D]. 天津: 天津大学, 2016.
YU Gaotong. Application of e-N method and prediction of disturbances propagation in three-dimensional hypersonic boundary layers[D]. Tianjin: Tianjin University, 2016. (in Chinese)
- [22] SU Caihong, ZHOU Heng. Transition prediction for supersonic and hypersonic boundary layers on a cone with angle of attack[J]. *Science in China Series G: Physics, Mechanics and Astronomy*, 2009, 52(8): 1223-1232.
- [23] MALIK M, ZANG T, BUSHNELL D. Boundary layer transition in hypersonic flows[R]. AIAA1990-5232, 1990.
- [24] CHANG C L. Langley stability and transition analysis code (LAS-TRAC) version 1.2 user manual[R]. NASA-TM-2004-213323, 2004.
- [25] ARNAL D, CASALIS G. Laminar-turbulent transition prediction in three-dimensional flows[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2000, 36(2): 173-191.
- [26] CAMBIER L, HEIB S, PLOT S. The Oneraels ACFD software: input from research and feedback from industry[J]. *Mechanics & Industry*, 2013, 14(3): 159-174.
- [27] PETER E, ARDESHIR H, PENG S H. Influence of transition on high-lift prediction for the NASA trap wing model[R]. Honolulu, US: 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2011.
- [28] 董军, 高德峰, 任园军, 等. e^N-Database 转捩预测方法在三维非结构求解器中的耦合与应用[J]. *沈阳航空航天大学学报*, 2015, 32(2): 11-17.
DONG Jun, GAO Defeng, REN Yuanjun, et al. Coupling and application of e^N-Database method to transition prediction in a 3D unstructured solver[J]. *Journal of Shenyang Aerospace University*, 2015, 32(2): 11-17. (in Chinese)
- [29] LANGTRY R, MENTER F. Transition modeling for general CFD applications in aeronautics[R]. AIAA2005-522, 2005.
- [30] 易森荣, 赵慧勇, 乐嘉陵. 基于 γ -Re₀ 转捩模型的高超声速复杂构型转捩模拟[J]. *实验流体力学*, 2018, 32(4): 1-11.
YI Miaorong, ZHAO Huiyong, LE Jialing. Hypersonic boundary layer transition simulation of complex configuration using γ -Re₀ transition model[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2018, 32(4): 1-11. (in Chinese)
- [31] 刘周, 石磊, 周伟江. γ -Re₀ 转捩模型的可压缩扩展[C]//第十一届全国流体力学学术会议论文摘要集. 深圳: 中国力学学会流体力学专业委员会, 2020: 1-12.
LIU Zhou, SHI Lei, ZHOU Weijiang. Compressible extension of γ -Re₀ transition model[C]//Proceedings of the 11th National Conference on Fluid Mechanics. Shenzhen, Chinese: Fluid Mechanics Professional Committee, 2020: 1-12. (in Chinese)
- [32] HAO Zihui, YAN Chao, QIN Yupei, et al. Improved γ -Re model for heat transfer prediction of hypersonic boundary layer transition[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2017, 107: 329-338.
- [33] 向星皓, 张毅锋, 袁先旭, 等. C- γ -Re₀ 高超声速三维边界层转捩预测模型[J]. *航空学报*, 2021, 42(9): 625711.
XIANG Xinghao, ZHANG Yifeng, YUAN Xianxu, et al. C- γ -Re₀ model for hypersonic three-dimensional boundary layer transition prediction[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(9): 625711. (in Chinese)
- [34] 刘坤坤, 阎超, 郝子辉. 后掠机翼的横流不稳定性分析及转捩预测[J]. *气体物理*, 2017, 2(5): 18-24.
LIU Kunkun, YAN Chao, HAO Zihui. Cross-flow instability analysis and transition prediction of swept wing[J]. *Physics of Gases*, 2017, 2(5): 18-24. (in Chinese)
- [35] 王亮. 高超声速边界层转捩的模式研究[D]. 北京: 清华大学, 2008.
WANG Liang. Modelling flow transition in hypersonic boundary layer[D]. Beijing: Tsinghua University, 2008. (in Chinese)
- [36] WANG Liang, FU Song, CARNARIUS A, et al. A modular

- RANS approach for modelling laminar-turbulent transition in turbomachinery flows[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2012, 34: 62-69.
- [37] ZHANG Jincheng, WANG Liang, FU Song. Modeling of hypersonic flow transition with consideration of high temperature gas effects[R]. AIAA2017-2412, 2017.
- [38] ZHOU L, YAN C, HAO Z H, et al. Improved $k-\omega-\gamma$ model for hypersonic boundary layer transition prediction[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2016, 94: 380-389.
- [39] ZHOU Ling, LI Renfu, HAO Zihui, et al. Improved $k-\omega-\gamma$ model for crossflow-induced transition prediction in hypersonic flow[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2017, 115: 115-130.
- [40] WANG Guangxing, YANG Muchen, XIAO Zhixiang, et al. Improved $k-\omega-\gamma$ transition model by introducing the local effects of nose bluntness for hypersonic heat transfer[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, 119: 185-198.
- [41] YANG Muchen, XIAO Zhixiang. Distributed roughness induced transition on wind-turbine airfoils simulated by four-equation $k-\omega-\gamma$ -Ar transition model[J]. *Renewable Energy*, 2019, 135: 1166-1177.
- [42] XIAO Zhixiang, WANG Guangxing, YANG Muchen, et al. Numerical investigations of hypersonic transition and massive separation past Orion capsule by DDES-Tr[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 137: 90-107.
- [43] CUI Wenyao, XIAO Zhixiang, YUAN Xiangjiang. Simulations of transition and separation past a wind-turbine airfoil near stall[J]. *Energy*, 2020, 205: 118003.
- [44] YANG Muchen, XIAO Zhixiang. Improving the $k-\omega-\gamma$ -Ar transition model by the field inversion and machine learning framework[J]. *Physics of Fluids*, 2020, 32(6): 064101.
- [45] 徐家宽, 白俊强. 基于边界层相似性解的放大因子输运模型[J]. 航空学报, 2016, 37(4): 1103-1113.
- XU Jiakuan, BAI Junqiang. Amplification factor transport model based on boundary layer similarity solution[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(4): 1103-1113. (in Chinese)
- [46] 段志伟, 肖志祥. 粗糙元诱导的高超声速边界层转捩[J]. 航空学报, 2016, 37(8): 2454-2463.
- DUAN Zhiwei, XIAO Zhixiang. Roughness element induced hypersonic boundary layer transition[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(8): 2454-2463. (in Chinese)
- [47] 朱德华, 袁湘江, 杨武兵. 粗糙元诱导的高超声速转捩机理及应用[J]. 航空学报, 2018, 39(1): 121349.
- ZHU Dehua, YUAN Xiangjiang, YANG Wubing. Mechanism of hypersonic transition induced by a roughness element and its application[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(1): 121349. (in Chinese)
- [48] BAI Tian, DUAN Zhiwei, XIAO Zhixiang. Depth effects on the cavity induced transition at hypersonic speed by DNS[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2022, 97: 109028.
- [49] BERGER K T, HOLLINGSWORTH K E, WRIGHT S A, et al. NASA langley aerothermodynamics laboratory: hypersonic testing capabilities[R]. AIAA2015-1337, 2015.
- [50] SCHNEIDER S P. Development of hypersonic quiet tunnels[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, 45(4): 641-664.
- [51] BENAY R, CHANETZ B. Design of a boundary layer suction device for a supersonic quiet wind tunnel by numerical simulation[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2004, 8(4): 255-271.
- [52] SAWADA H, SUZUKI K, HANZAWA A. The NAL 0.2m supersonic wind tunnel[R]. National Aerospace Laboratory, NAL-TR-1302T, 1996.
- [53] ZHU Yiding, ZHANG Chuanhong, CHEN Xi, et al. Transition in hypersonic boundary layers: role of dilatational waves[J]. *AIAA Journal*, 2016, 54(10): 3039-3049.
- [54] 易仕和, 刘小林, 陆小革, 等. NPLS 技术在高超声速边界层转捩研究中的应用[J]. 空气动力学学报, 2020, 38(2): 348-354, 378.
- YI Shihe, LIU Xiaolin, LU Xiaoge, et al. Application of NPLS technique in the researches on hypersonic boundary layer transition[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2020, 38(2): 348-354, 378. (in Chinese)
- [55] 吴宁宁, 康宏琳, 罗金玲. 高速飞行器翼舵缝隙激波风洞精细测试试验研究[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(1): 133-139.
- WU Ningning, KANG Honglin, LU Jinling. Experimental study on fine thermal measurement of high-speed aircraft wing rudder gap in shock wave tunnel[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(1): 133-139. (in Chinese)
- [56] JULIANO T J, ADAMCZAK D, KIMMEL R L. HIFiRE-5 flight test results[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2015, 52(3): 650-663.
- [57] WARD C, WHEATON B, CHOU A, et al. Boundary-layer transition measurements in a Mach-6 quiet tunnel[R]. AIAA2010-4721, 2010.
- [58] 易仕和, 陈植, 朱杨柱, 等. (高) 超声速流动试验技术及研究进展[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 98-119.
- YI Shihe, CHEN Zhi, ZHU Yangzhu, et al. Progress on experimental techniques and studies of hypersonic/supersonic flows[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(1): 98-119. (in Chinese)
- [59] CHEN F J, BERRY S A. HyBoLT flight experiment[R]. NASA/TM-2010-216725, 2010.
- [60] LI Fei, CHOUDHARI M, CHANG C L, et al. Transition analysis for the ascent phase of HIFiRE-1 flight experiment[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2015, 52(5): 1283-1293.
- [61] 涂国华, 万兵兵, 陈坚强, 等. MF-1 钝锥边界层稳定性及转捩天地相关性研究[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49(12): 118-128.
- TU Guohua, WAN Bingbing, CHEN Jianqiang, et al. Investigation on correlation between wind tunnel and flight for boundary layer stability and transition of MF-1 blunt cone[J]. *Scientia Sinica (Physica, Mechanica & Astronomica)*, 2019, 49(12): 118-128. (in Chinese)
- [62] MORKOVIN M V. Bypass transition to turbulence and research desiderata[R]. Chicago, US: NASA Lewis Research Center Transition in Turbines, 1985.
- [63] 苏彩虹. 高超声速边界层转捩预测中的关键科学问题: 感受性、扰动演化及转捩判据研究进展[J]. 空气动力学学报, 2020, 38(2): 355-367.
- SU Caihong. Progress in key scientific problems of hypersonic boundary-layer transition prediction: receptivity, evolution of disturbances and transition criterion[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2020, 38(2): 355-367. (in Chinese)
- [64] 耿金磊. 二维自由流扰动与斜激波的相互作用[D]. 天津: 天津大学, 2017.
- GENG Jinlei. The Interaction between 2D Freestream Disturbance and an Oblique Shockwave[D]. Tianjin: Tianjin University, 2017. (in Chinese)
- [65] MCKENZIE J F, WESTPHAL K O. Interaction of linear waves with oblique shock waves[J]. *Physics of Fluids*, 1968, 11(11): 1302-1307.

- 2350-2362.
- [66] FEDOROV A V. Receptivity of a high-speed boundary layer to acoustic disturbances[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2003, 491: 101-129.
- [67] 高军, 李佳. 高超声速边界层中模态转化的数值研究[J]. *力学学报*, 2018, 50(6): 1368-1378.
- GAO Jun, LI Jia. Numerical investigation of mode exchange in hypersonic boundary layers[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2018, 50(6): 1368-1378. (in Chinese)
- [68] MA Yanbao, ZHONG Xiaolin. Numerical simulation of receptivity and stability of nonequilibrium reacting hypersonic boundary layers[R]. AIAA2001-892, 2001.
- [69] FEDOROV A V, KHOKHLOV A P. Prehistory of instability in a hypersonic boundary layer[J]. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, 2001, 14(6): 359-375.
- [70] 周恒, 苏彩虹, 张永明. 超声速/高超声速边界层的转捩机理及预测[M]. 北京: 科学出版社, 2015.
- [71] WAN Bingbing, LUO Jisheng, SU Caihong. Response of a hypersonic blunt cone boundary layer to slow acoustic waves with assessment of various routes of receptivity[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2018, 39(11): 1643-1660.
- [72] WAN Bingbing, SU Caihong, CHEN Jianqiang. Receptivity of a hypersonic blunt cone: role of disturbances in entropy layer[J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(9): 4047-4054.
- [73] MACK L. Boundary-layer linear stability theory[R]. NASA-CR-131501, 1973.
- [74] KOCIAN T S, MOYES A, REED H L, et al. Hypersonic cross-flow instability[R]. AIAA2018-0061, 2018.
- [75] HOLDEN M, WADHAMS T, MACLEAN M, et al. Reviews of studies of boundary layer transition in hypersonic flows over axisymmetric and elliptic cones conducted in the CUBRC shock tunnels[R]. AIAA2009-782, 2009.
- [76] GÖRTLER H. Über eine dreidimensionale Instabilität laminarer Grenzschichten an konkaven Wänden. Ges. D. Wiss. Translated as "On the three-dimensional instability of laminar boundary layers on concave walls"[R]. NACA-TM-1375, 1954.
- [77] 任杰. 高超声速边界层 Görtler 涡二次失稳和转捩控制研究[D]. 北京: 清华大学, 2017.
- REN Jie. Secondary instabilities of Görtler vortices in high-speed boundary layers and control on flow transition [D]. Beijing: Tsinghua University, 2017. (in Chinese)
- [78] CHOUDHARI M, CHANG C L, JENTINK T, et al. Transition analysis for the HIFIRE-5 vehicle[R]. AIAA2009-4056, 2009.
- [79] HUANG Zhangfeng, WU Xuesong. A non-perturbative approach to spatial instability of weakly non-parallel shear flows[J]. *Physics of Fluids*, 2015, 27(5): 054102.
- [80] 周恒, 赵耕夫. 流动稳定性[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.
- [81] STUART J T. On the non-linear mechanics of wave disturbances in stable and unstable parallel flows: Part 1 the basic behaviour in plane Poiseuille flow[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1960, 9(3): 353-370.
- [82] 周恒, 尤学一. 流动稳定性弱非线性理论中的问题及其改进[J]. *力学学报*, 1993, 25(5): 515-528.
- ZHOU Heng, YOU Xueyi. On problems in the weakly nonlinear theory of hydrodynamic stability and its improvement[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 1993, 25(5): 515-528. (in Chinese)
- [83] CRAIK A D D. Non-linear resonant instability in boundary layers [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1971, 50(2): 393-413.
- [84] HERBERT T. Subharmonic three-dimensional disturbances[R]. AIAA1983-1759, 1983.
- [85] KLEBANOFF P S, TIDSTROM K D, SARGENT L M. The three-dimensional nature of boundary layer instability[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1962, 12(1): 1-34.
- [86] RAETZ G S. A new theory of the cause of transition in fluid flows [R]. NOR-59-383, 1959.
- [87] HERBERT T. Secondary instability of plane channel flow to subharmonic three-dimensional disturbances[J]. *The Physics of Fluids*, 1983, 26(4): 871-874.
- [88] THUMM A. Numerische untersuchungen zum laminar-turbulenten strömungsumschlag in transsonischen grenzschichtströmungen [D]. Stuttgart, Germany: Universität Stuttgart, 1991.
- [89] FASEL H, THUMM A, BESTEK H. Direct numerical simulation of transition in supersonic boundary layers: oblique breakdown[J]. *Transitional and Turbulence Compressible Flows*, 1993, 69: 77-92.
- [90] 董亚妮, 周恒. 二维超音速边界层中三波共振和二次失稳机制的数值模拟研究[J]. *应用数学和力学*, 2006, 27(2): 127-133.
- DONG Yani, ZHOU Heng. Numerical study for the resonant triad interaction and secondary instability in a two-dimensional supersonic boundary layer[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2006, 27(2): 127-133. (in Chinese)
- [91] 张永明, 周恒. PSE 在超音速边界层二次失稳问题中的应用[J]. *应用数学和力学*, 2008, 29(1): 1-7.
- ZHANG Yongming, ZHOU Heng. PSE as applied to problems of secondary instability in supersonic boundary layers[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2008, 29(1): 1-7. (in Chinese)
- [92] 张丽. PSE 方法研究平板边界层中三波共振的非线性作用机制[J]. *空气动力学学报*, 2015, 33(4): 441-445.
- ZHANG Li. The PSE approach to study the nonlinear evolution of three-dimensional disturbances in incompressible boundary layers on flat-plate[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2015, 33(4): 441-445. (in Chinese)
- [93] REN Jie, FU Song. Study of the discrete spectrum in a Mach 4.5 görtler flow[J]. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2015, 94(2): 339-357.
- [94] ERENGIL M E, DOLLING D S. Unsteady wave structure near separation in a Mach 5 compression ramp interaction[J]. *AIAA Journal*, 1991, 29(5): 728-735.
- [95] DUJARRIC C, MUYLAERT J, SARIC W. Hypersonic experimental and computational capability, improvement and validation[R]. AGARD-AR-319, 1998.
- [96] 武宇. 超声速压缩拐角流动机理及其流动分离控制的试验研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2015.
- WU Yu. Experimental investigation of supersonic flow over a compression ramp and its flow control on separation[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2015. (in Chinese)
- [97] BALAKUMAR P, ZHAO Hongwu, ATKINS H. Stability of hypersonic boundary layers over a compression corner[J]. *AIAA Journal*, 2005, 43(4): 760-767.
- [98] BENAY V. Shock wave transitional boundary layer interaction in hypersonic flow[R]. AIAA2003-6966, 2003.
- [99] BERRY S A, AUSLENDER A H, DILLEY A D, et al. Hypersonic boundary-layer trip development for hyper-X[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2001, 38(6): 853-864.
- [100] SIMEONIDES G, HAASE W. Experimental and computational investigations of hypersonic flow about compression ramps[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1995, 283: 17-42.

- [101] NOVIKOV A, EGOROV I, FEDOROV A. Direct numerical simulation of wave packets in hypersonic compression-corner flow[J]. *AIAA Journal*, 2016, 54(7): 2034-2050.
- [102] 武宇, 易仕和, 陈植, 等. 超声速压缩拐角与激波/边界层干扰流动显示的实验研究[C]//第十六届全国激波与激波管学术会议论文集. 中国洛阳: 中国力学学会激波与激波管专业委员会, 2014: 499-504.
- WU Yu, YI Shihe, CHEN Zhi, et al. Experimental studies on flow visualization of supersonic flow over compression ramp and shock wave boundary layer interaction[C]//Proceedings of the 16th National Conference on Shock Waves and Shock Tubes. Luoyang China: Shock Wave and Shock Tube Committee of Chinese Society of Mechanics, 2014: 499-504. (in Chinese)
- [103] 武宇, 易仕和, 陈植, 等. 超声速层流/湍流压缩拐角流动结构的实验研究[J]. *物理学报*, 2013, 62(18): 316-327.
- WU Yu, YI Shihe, CHEN Zhi, et al. Experimental investigations on structures of supersonic laminar/turbulent flow over a compression ramp[J]. *Acta Physica Sinica*, 2013, 62(18): 316-327. (in Chinese)
- [104] 童福林, 李新亮, 段焰辉. 超声速压缩拐角激波/边界层干扰动力学模态分解[J]. *航空学报*, 2017, 38(12): 121376.
- TONG Fulin, LI Xinliang, DUAN Yanhui. Dynamic mode decomposition of shock wave and supersonic boundary layer interactions in a compression ramp[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(12): 121376. (in Chinese)
- [105] 段毅, 姚世勇, 李思怡, 等. 高超声速边界层转捩的若干问题及工程应用研究进展综述[J]. *空气动力学学报*, 2020, 38(2): 391-403.
- DUAN Yi, YAO Shiyong, LI Siyi, et al. Review of progress in some issues and engineering application of hypersonic boundary layer transition[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2020, 38(2): 391-403. (in Chinese)
- [106] MURAKAMI A, STANEWSKY E, KROGMANN P. Boundary-layer transition on swept cylinders at hypersonic speeds[J]. *AIAA Journal*, 1996, 34(4): 649-654.
- [107] POLL D I A, special course on stability and transition of laminar flow[R], AGARD-709, 1984.
- [108] HALL P, MALIK M R, POLL D I A. On the stability of an infinite swept attachment line boundary layer[J]. *Proceedings of the Royal Society of London A: Mathematical and Physical Sciences*, 1984, 395(1809): 229-245.
- [109] MALIK M R. Beckwith fluid dynamics of three-dimensional turbulent shear flows and transition[R]. AD-A211-101, 1988.
- [110] 陈坚强, 涂国华, 万兵兵, 等. HyTRV 流场特征与边界层稳定性特征分析[J]. *航空学报*, 2021, 42(6): 124317.
- CHEN Jianqiang, TU Guohua, WAN Bingbing, et al. Characteristics of flow field and boundary-layer stability of HyTRV[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(6): 124317. (in Chinese)
- [111] LIN R S, MALIK M R. Stability and transition in compressible attachment-line boundary-layer flow[R]. Warrendale, US: SAE International, 1995.
- [112] MACK C J, SCHMID P J, SESTERHENN J L. Global stability of swept flow around a parabolic body: connecting attachment-line and crossflow modes[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2008, 611: 205-214.
- [113] XI Youcheng, REN Jie, WANG Liang, et al. Receptivity and stability of hypersonic leading-edge sweep flows around a blunt body [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2021, 916: R2.
- [114] CATTAFESTA L N III, IYER V, MASAD J A, et al. Three-dimensional boundary-layer transition on a swept wing at Mach 3.5 [J]. *AIAA Journal*, 1995, 33(11): 2032-2037.
- [115] 李玲玉, 刘建新. 高超声速边界层基频二次失稳条纹结构的稳定性[J]. *空气动力学学报*, 2021, 39(5): 63-74.
- LI Lingyu, LIU Jianxin. Stability of fundamental secondary instability streaky structures in a hypersonic boundary layer[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2021, 39(5): 63-74. (in Chinese)
- [116] 韩宇峰, 马绍贤, 苏彩虹. 高超声速三维边界层横流转捩的数值研究[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37(4): 522-529.
- HAN Yufeng, MA Shaoxian, SU Caihong. Numerical study on cross-flow transition in three-dimensional hypersonic boundary layers[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(4): 522-529. (in Chinese)
- [117] 赵磊. 高超声速后掠钝板边界层横流定常涡失稳的研究[D]. 天津: 天津大学, 2017.
- ZHAO Lei. Study on instability of stationary crossflow vortices in hypersonic swept blunt plate boundary layers[D]. Tianjin: Tianjin University, 2017. (in Chinese)
- [118] DEYHLE H, BIPPES H. Disturbance growth in an unstable three-dimensional boundary layer and its dependence on environmental conditions[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1996, 316: 73-113.
- [119] LIN T. The influence of laminar boundary layer transition on entry vehicle design and its performance[R]. AIAA2007-309, 2007.
- [120] 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.
- [121] 刘勇, 郭启龙, 涂国华, 等. 横向矩形微槽对高超声速边界层失稳的控制作用[C]//第五届非定常空气动力学学术会议. 中国扬州: 中国力学学会流固耦合力学专业委员会, 2021: 78-83.
- LIU Yong, GUO Qilong, TU Guohua, et al. Control of hypersonic boundary layer instability by transverse rectangular micro-cavities[C]//5th Conference on Unsteady Aerodynamics. Yangzhou, China: Committee on Fluid-Structure Interaction, 2021: 78-83. (in Chinese)
- [122] HOSSEINI S. Stability and transition of three-dimensional boundary layers[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2003, 35: 413-440.
- [123] 赵耕夫. 壁面冷却和抽吸对超声速高超声速三维边界层稳定性的影响[J]. *空气动力学学报*, 1999, 17(1): 21-29.
- ZHAO Gengfu. Effect of wall suction and cooling on the stability of the supersonic and hypersonic three dimensional boundary layer [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 1999, 17(1): 21-29. (in Chinese)
- [124] LEYVA I, LAURENCE S, BEIERHOLM A, et al. Transition delay in hypervelocity boundary layers by means of CO₂/acoustic instability interactions[R]. AIAA2009-1287, 2009.
- [125] 丁明松, 江涛, 董维中, 等. 三维等离子体 MHD 气动热环境数值模拟[J]. *航空学报*, 2017, 38(8): 121030.
- DING Mingsong, JIANG Tao, DONG Weizhong, et al. Numerical simulation of 3D plasma MHD aero-thermal environment[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(8): 121030. (in Chinese)
- [126] HORVATH T, BERRY S, MERSKI N, et al. Shuttle damage/repair from the perspective of hypersonic boundary layer transition-experimental results[R]. AIAA2006-2919, 2006.

(编辑: 秦理曼)