MF-1钝锥边界层稳定性及转捩天地相关性研究

涂国华¹, 万兵兵¹, 陈坚强^{1,2*}, 袁先旭^{1,2}, 陈久芬³

1. 中国空气动力研究与发展中心, 空气动力学国家重点实验室, 绵阳 621000;

2. 中国空气动力研究与发展中心, 计算空气动力研究所, 绵阳 621000;

3. 中国空气动力研究与发展中心, 超高速空气动力研究所, 绵阳 621000

*联系人, E-mail: chenjq@cardc.cn

收稿日期: 2019-05-13; 接受日期: 2019-07-01; 网络出版日期: 2019-08-30

国家自然科学基金(编号: 11772350)和国家重点研发计划(编号: 2016YFA0401200)资助项目

摘要 影响高超声速边界层转捩的因素众多, 而地面风洞实验无法充分模拟这些因素, 使得风洞实验的转捩数据与真实飞行数据通常存在很大差距. 为了把地面风洞实验的转捩数据换算到真实飞行状态下, 提高转捩预测精度, 选用零度攻角 7° 半锥角的钝锥模型, 利用中国空气动力研究与发展中心的MF-1飞行实验、 $\Phi 1\text{m}$ 高超声速风洞实验数据以及国外飞行实验和风洞实验数据, 通过LST和eN方法, 对天地工况的稳定性与转捩进行了对比分析. 结果表明, 天地之间的稳定性与转捩存在较大差异, 天上飞行的壁温比小于地面风洞, 导致其第二模态频率大于地面风洞. 给出了第二模态最不稳定频率的经验关系式, 该关系式同时适用于真实飞行工况和风洞实验工况. 研究还发现转捩时的 N 值(N_T)受钝度雷诺数影响很大, 钝度雷诺数越大, N_T 越小, 甚至当钝度很大时, 在边界层模态失稳之前转捩就已经发生. 钝锥前缘弓形激波后的流场存在熵层, 钝度会影响熵层进入边界层的位置(熵吞点). 研究表明, 转捩点/熵吞点的相对位置与 N_T 体现出较好的相关性, 且天地趋势一致. 通过最小二乘法, 给出了转捩点/熵吞点相对位置与 N_T 的经验关系式, 该关系式可方便高效地对类似条件下的高超声速边界层转捩进行预测.

关键词 线性稳定性, 转捩, 天地相关性, eN方法, 钝锥

PACS: 47.15.-x, 47.27.-i, 47.40.Ki, 47.85.Gj

1 引言

高超声速飞行器在其飞行高度、速度和雷诺数范围内容易出现边界层转捩^[1-3]. 一般情况下, 转捩后表面的摩阻和热流可成倍增加, 严重影响飞行器的气动性能和热防护系统. 随着先进高超声速飞行器发展的

日益需求, 高超声速边界层转捩问题已成为各航空航天大国极为关注的重点问题, 并在国内外又一次掀起一股研究热潮. 转捩研究手段主要有风洞实验、数值计算、理论分析以及近10多年来越来越多地扮演着重要角色的飞行实验^[1]. 影响转捩的因素众多, 如噪声、马赫数、雷诺数、壁温比(壁温与总温的比值)、表面

引用格式: 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. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49: 124701
Tu G H, Wan B B, Chen J Q, et al. Investigation on correlation between wind tunnel and flight for boundary layer stability and transition of MF-1 blunt cone (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2019, 49: 124701, doi: 10.1360/SSPMA-2019-0162

粗糙度等, 但地面风洞对有些因素如噪声和表面粗糙度等无法充分模拟, 导致地面风洞实验的转捩数据与真实飞行的转捩数据存在着差异, 这就需要对天地数据进行换算或修正.

转捩天地相关性的研究历史可追溯到20世纪60年代. 美国通过对比地面预测数据与天上飞行数据, 发现地面预测与真实飞行之间存在着非常大的误差, 有的预测的比真实数据偏小或位置靠后, 有的比真实数据偏大或位置靠前, 有的甚至在趋势上就是错误的. 首先以X-15飞行器为例, 尽管热防护系统设计时依据的是一种非常保守方法预测的边界层转捩位置, 但实际飞行中边界层转捩成湍流的位置仍然远在预计之处的上游位置, 对上游热流和压力载荷估计不足, 导致挡风罩发生破碎^[4]. 美国的航天飞机在返回过程中末端层流转捩成湍流的时间比通过风洞实验得到的预期晚, 这很可能是风洞噪声引起的^[5]. 在再入飞行器F的实验中, 迎风面转捩位置比背风面更靠前, 这与地面风洞实验结果正好相反^[5]. 为了能够尽可能地在地面准确预测天上飞行状态, 美国针对天地数据换算开展了大量研究. 当时的天地换算主要是基于经验, 采用马赫数修正、壁温比修正、表面粗糙度修正和风洞噪声修正等, 文献^[6]就给出了一种转捩雷诺数换算公式. 但是, 以往的大部分转捩天地相关性研究仍然还局限在数据对比和经验修正, 并没有考虑转捩机理, 修正公式也仅在基础数据范围内适用, 在此之外, 其精度无法评估, 学术界和工程界普遍对这些转捩预测数据缺乏信心.

目前, 各种转捩预测方法和模型一般是通过风洞实验数据来标定关键系数, 常用的标定外形包括平板、翼型、后掠翼、椭球、尖锥等, 然后用标定后的方法和模型预测真实飞行条件下真实外形的转捩位置. 但是, 即使对于非常简单的外形, 转捩天地差异仍然非常明显. 例如钝锥模型, 美国HIFiRE-1的风洞实验与飞行实验的转捩位置和转捩雷诺数就有非常大的差别^[7-9]. 若用这些数据来标定eN方法的 N 值, 那么 N 值也有非常大的差别^[7,8,10,11]. 基于线性稳定性理论的eN方法是一种较好的半经验的转捩预测方法^[12], 在各种转捩预测方法中科学理论依据相对充分, 适用于自然转捩(非Bypass转捩). 边界层自然转捩包括三个阶段^[13]: 感受性、扰动演化和转捩触发(通常伴随二次失稳). eN方法考虑了扰动波的线性演化阶段, 能体现转捩的部分物理机制, 例如能准确体现第一模态、第二模

态、Görtler失稳和横流失稳等的线性增长过程, 然后认为 N 值达到某个临界值 N_T 时发生转捩. 从原理上, eN方法还应该考虑背景扰动和感受性等的影响, 但相关研究还不够充分. 因此eN方法中发生转捩的 N_T 值需要通过实验来标定, 但不同工况不同模型的转捩 N_T 值是不一样的. 一般情况下, 低速风洞中的 N_T 一般为6-9, 而在高超声速情况下 N_T 的散度相当大. 对于HIFiRE-1的高超声速钝锥模型, 在风洞实验条件下, N_T 值约为5.5左右^[8]; 在飞行条件下, HIFiRE-1钝锥模型在上升段19-22.5 s之间时, N_T 为14左右; 在19 s之前, 实验模型上虽然发生了转捩, 但 N_T 非常小(小于风洞实验的 N_T)^[10,11]. 在普渡大学静音风洞的裙锥模型上, 边界层转捩推迟至 N_T 为17-20^[14]. 在常规风洞条件下, Jewell等人^[15]发现头部钝度对 N_T 有直接影响, 在尖锥的情况下 N_T 可为7左右, 但在钝锥情况下 N_T 非常小(接近0). 而且, 在高超声速情况下头部钝度、攻角等对转捩位置或转捩雷诺数的影响也并不是单调的, 如存在头部钝度影响趋势反转现象. 造成 N_T 值的不确定性和影响趋势不单调性等很大程度上是源于对风洞噪声感受性、头部感受性、非模态增长以及非线性失稳等的认识不足. 另外, 基于线性稳定性理论的eN方法虽然被认为非常适合预测简单外形的自然转捩问题, 但在有些情况下, 如大钝度模型, 也面临着 N_T 不易标定, 甚至可能出现eN方法失效的情况^[16]. 总之, 即使简单模型如钝锥模型, 我们对真实飞行情况下的转捩问题仍然存在认知不足, 需要更多的飞行实验和地面风洞实验数据及数值计算作为数据基础, 建立更为准确的天地换算的经验关系式, 从而可以快速有效地预测真实飞行的稳定性与转捩情况.

本文基于中国空气动力研究与发展中心(以下简称气动中心)的MF-1飞行实验和 $\Phi 1\text{m}$ 高超声速风洞实验数据, 以及文献中的飞行实验和风洞实验数据, 对零度攻角的钝锥边界层稳定性与转捩情况进行了研究, 给出了最不稳定第二模态扰动波频率的经验关系式, 同时给出了eN方法的经验参数 N_T 与熵吞点的关系.

2 实验状态

气动中心于2015年12月在中国酒泉卫星发射中心成功实施了MF-1 航天模型飞行实验, 实验模型为锥-柱-裙的轴对称体(图1)^[17], 头部是半径 $R=5\text{ mm}$ 的球头,

图 1 (网络版彩图)气动中心MF-1飞行实验外形^[17]

Figure 1 (Color online) MF-1 flight experiment model of China Aerodynamics Research and Development Center ^[17].

锥段的半锥角为 7° . 本文主要利用上升段17–22 s的数据(表1)开展边界层稳定性及转捩天地相关性研究, 此阶段马赫数范围是4.54–5.25, 攻角和侧滑角的总等效攻角在18 s时最大为 0.81° , 其他时刻接近 0° , 因此分析时忽略攻角影响.

研究过程中还用到了HIFiRE-1的飞行实验数据. HIFiRE-1是美国和澳大利亚联合研究项目, 其飞行实验外形与MF-1外形类似, 实验头体的主要部分也是 7° 半锥角的钝锥. 但HIFiRE-1的头部半径比MF-1小, $R=2.5$ mm. HIFiRE-1于2010年3月在澳大利亚进行了飞行实验, 也测得了上升段的转捩数据. 本文采用18–23 s的数据(表2), 马赫数范围是4.1–5.31, 攻角在21 s前小于 0.5° , 在23 s前小于 1° , 因此分析时也忽略了攻角影响.

风洞实验在气动中心的 $\Phi 1$ m高超声速风洞中进行, 测试了头部钝度、单位雷诺数、攻角和马赫数等的影响. 本文用到了攻角 0° , 马赫数5和马赫数6的风洞实验数据(表3).

3 流场计算及稳定性分析方法

3.1 流场计算

由于选择的实验工况不存在化学反应问题, 本文选择完全气体模型计算基本流场. 边界层稳定性分析对基本流场的精度要求较高, 因此本文采用了高阶精度数值计算方法: 无黏项采用五阶精度的加权紧致非线性格式(WCNS)^[18,19], 黏性项采用五阶精度的半节点/节点交错格式^[20], 边界上采用三阶精度的单侧差分格式. 时间项采用LU-SGS方法^[21], 并采用“当地”时间步长来加速收敛, 采用SFD(Selective Frequency Damping)方法^[22]提高计算结果收敛到定常解的能力.

为验证网格无关性, 流场计算测试了三套网格, 流向 $\times$ 法向的网格数分别为: 601×181 , 1001×301 ,

表 1 MF-1上升段参数

Table 1 Parameters of MF-1 during the ascent phase

序号	t (s)	Ma	H (km)	$Re_m/10^7$ (m^{-1})	T_w (K)
1	17	4.54	11.20	3.333	518
2	18	4.87	12.24	3.036	531
3	19	5.23	13.35	2.739	575
4	20	5.25	14.50	2.295	595
5	21	5.08	15.63	1.860	595
6	22	4.93	16.71	1.524	600

表 2 HIFiRE-1上升段参数

Table 2 Parameters of HIFiRE-1 during the ascent phase

序号	t (s)	Ma	H (km)	$Re_m/10^7$ (m^{-1})	T_w (K)
1	18	4.10	14.22	2.144	385
2	19	4.66	15.42	2.058	393
3	20	5.07	16.75	1.846	400
4	21	5.28	18.15	1.528	407
5	21.5	5.30	18.86	1.342	410
6	22	5.31	19.58	1.174	412
7	23	5.31	21.03	0.893	412

表 3 气动中心风洞实验参数

Table 3 Parameters of wind tunnel experiments of China Aerodynamics Research and Development Center

序号	Ma	$Re_m/10^7$ (m^{-1})	R (mm)	P_0 (MPa)	T_0 (K)	T_w (K)
1	5	0.96	0.05	0.50	384	300
2	5	0.96	2.5	0.50	384	
3	5	0.96	5	0.50	384	
4	6	0.49	0.05	0.51	461	
5	6	0.72	0.05	0.78	472	
6	6	1.00	0.05	1.10	474	
7	6	1.01	0.5	2.82	477	
8	6	1.00	1	2.80	476	
9	6	1.01	2.5	4.79	477	
10	6	1.01	5	2.78	477	
11	6	2.34	5	4.77	499	
12	6	3.80	5	1.10	516	
13	6	2.31	10	1.11	502	
14	6	3.81	10	1.11	514	

1001×601 . 图2给出三套网格下的速度剖面, 可以发现第二套网格和第三套网格的计算结果完全吻合, 第一

图 2 (网络版彩图)MF-1在 $t=21$ s时距离头部顶点50 mm处三套网格下速度剖面的对比. η 为贴体坐标系下的纵坐标, u 为流向速度, 下标 ∞ 代表自由来流

Figure 2 (Color online) Velocity profiles computed on three different grids. The stream-wise location is 50 mm away from the nose of MF-1 at $t=21$ s. η is the vertical coordinate in body-fitted coordinate system, u is the stream-wise velocity, subscript ∞ represents free stream.

套网格的计算结果有细微偏差. 为了避免这种细微偏差影响边界层稳定性分析结果, 本文在进行MF-1, HIFI-1和凤洞实验模型的基本流场计算时都选用了第二套网格1001×301.

3.2 线性稳定性分析

稳定性分析采用传统的空间模式的线性稳定性理论(LST). 根据LST, 瞬时流场的物理量写为基本流与扰动的叠加, 即 $\mathbf{q}=\mathbf{q}_0+\mathbf{q}'$, 其中 $\mathbf{q}=(\rho, u, v, w, T)^T$, 瞬时流 $\mathbf{q}$ 和基本流 $\mathbf{q}_0$ 均满足Navier-Stokes方程. $\mathbf{q}'$ 为小幅值扰动, 在平行流假设下可表示为行进波形式

$$\mathbf{q}'(\xi, \eta, \zeta, t) = \mathbf{q}(\eta) e^{i(\alpha\xi + \beta\zeta - \omega t)} + c.c., \quad (1)$$

其中 $\mathbf{q}(\eta)$ 为特征函数; ω 为实数, 表示扰动的无量纲圆频率; α 和 β 为复数, 其实部表示扰动的流向和展向波数, 虚部表示扰动的空间增长率, 小于零表示扰动波是增长的; $c.c.$ 为复数共轭; ξ , η 和 ζ 分别为贴体正交坐标系下的流向、法向和展向. 将式(1)带入Navier-Stokes方程, 在线化假设下可简化成一个常微分方程. 对于某一个站位的基本流剖面, 给定 ω 和 β , 即可求得 α . 关于LST的详情请参考文献[23]. 扰动幅值在 ξ 方向的放大倍数可以表示成 e^N , 其中

$$N = \int_{\xi_0}^{\xi} -\alpha_i(\xi) d\xi, \quad (2)$$

其中 ξ_0 是扰动波最早开始失稳的流向位置, 不同频率和展向波速下的 ξ_0 很可能不同.

图3给出了本文基于LST的eN方法与文献中基于PSE的eN方法[10]的对比结果, 计算模型是HIFI-1在21.5 s时刻的工况. 可以看出二者在包络的 N 值大小上差别非常小; 在不稳定区间的 N 值(即 N 值上升区间)差别也比较小, 而这种差别主要是因为LST忽略了流动的非平行性; 在稳定区间靠近下游的 N 值(即 N 值下降区间)差别比较大. 由于eN方法主要考虑扰动波的增长区间, 所以LST在 N 值下降阶段的误差并不会对eN方法造成不利影响.

4 天地对比分析

4.1 边界层线性稳定性与经验关系式

飞行实验与地面风洞实验在一些物理参数存在着不可控制的误差, 导致两者的稳定性与转捩表现出明显差异. 为了研究其差异性, 我们选用表1序号5和6的MF-1飞行工况、表2序号3和4的HIFI-1飞行工况和表3序号2和3的风洞实验工况. 其中HIFI-1的头部半径为2.5 mm; MF-1的头部半径为5 mm; 风洞实验马赫数为5, 考察了2.5和5 mm两个头部半径. 图4给出了HIFI-1, MF-1和风洞实验的边界层不稳定模态中性曲

图 3 (网络版彩图)LST与PSE比较, 红色粗实线是本文LST结果, 黑色细实线是文献[10]的PSE结果. ξ 为贴体坐标系下的横坐标

Figure 3 (Color online) N value distributions. The red solid lines are our LST results, and the black solid lines are the PSE results of ref. [10]. ξ is the abscissa in body-fitted coordinate system.

图 4 (网络版彩图)中性曲线比较, WT表示风洞

Figure 4 (Color online) Comparison of neutral curve, WT represents wind tunnel.

线. 对比HIFiRE-1飞行实验与MF-1飞行实验, 当钝度半径从2.5 mm增大到5.0 mm, 第二模态失稳的临界位置从0.2 m左右推迟到0.5 m左右, 说明头部钝度具有推迟第二模态扰动波失稳的作用. 另外钝度还使不稳定的频率减小, 频率范围变窄. 对比风洞实验的两种钝度可以发现, 这种钝度影响趋势是天地一致的. 另外, 飞行条件下的第二模态扰动波频率超过风洞实验. 造成该现象的主要原因是单位雷诺数和壁温比的差异.

表4给出了各个工况的壁温比, 结合表1和2, 可以看出MF-1和HIFiRE-1在不同时刻的马赫数和壁温比变化不大, 因此同一模型不同时刻的稳定性差异主要由单位雷诺数引起的, 说明单位雷诺数越小, 中性曲线的频率越低. 由于风洞实验的壁温比普遍比飞行实验的大, 因此造成飞行实验的稳定性与风洞实验之间的差异性, 除了受单位雷诺数影响, 还有壁温比的因素. 文献[24,25]中提到壁温比越小, 第二模态频率越高. 图5给出HIFiRE-1在 $t=20$ s时刻不同壁温比下的边界层厚度和第二模态最不稳定性波频率, 图中 f_m 为第二模态最不稳定性波频率, δ_H 为总焓剖面中离物面最近的最大值点与物面的距离, 可表征边界层厚度. 可以看出, 壁温比越小, 边界层越薄, 导致边界层不稳定模态频率越高. 由于表4中风洞实验的壁温比比飞行实验的高, 因此在相近的马赫数及雷诺数情况下, 风洞实验的第二模态频率普遍比飞行实验的低.

最不稳定性扰动波对边界层稳定性和转换非常重

表 4 模型表面的壁温比(忽略了头部区域)

Table 4 Ratio of wall temperature (except the nose region)

	t (s)	T_w/T_0
MF-1	21	0.44 ± 0.02
	22	0.47 ± 0.02
HIFiRE-1	20	0.32 ± 0.02
	21	0.31 ± 0.02
Wind tunnel	—	0.78 ± 0.04

图 5 (网络版彩图)不同壁温比下1 m流向位置的边界层厚度和第二模态最不稳定性波频率

Figure 5 (Color online) Boundary-layer thickness and most amplified frequency of second mode at the stream-wise location of 1 m for different temperature ratio.

要, 风洞实验通常能在最不稳定性扰动波的频率附近观测到明显信号. 对于没有LST软件或类似工具的研究人员来说, 要想在风洞实验前就知道最不稳定性扰动波的频率是比较困难的, 如果能有一个简单快速的方法估算大致频率, 将对风洞实验非常有帮助. 由于第二模态扰动波的特征尺寸与边界层厚度有直接关联, Jewell等人^[15]采用如下关系式来关联第二模态最不稳定性频率:

$$f_m = 0.65 \frac{u}{2\delta_{0.99}}, \quad (3)$$

其中 $\delta_{0.99}$ 表示速度达到边界层外势流速度的0.99倍时距离壁面的距离. 通过分析发现, 该公式不仅系数与来流马赫数有关, 而且不适合有弓形激波的情况. 由于激波后速度减小, 如果以激波前速度作为边界层外的势流速度, 则边界层厚度会比真实边界层的大得多; 如

表 5 飞行实验的转换起始位置及 N 值**Table 5** Starting position of transition and N value for flight experiments

	序号	t (s)	$Re_N \times 10^3$	x_T (mm)	N_T
MF-1	1	17	167	550	0.1
	2	18	152	600	0.7
	3	19	137	630	1.7
	4	20	115	650	1.8
	5	21	93.0	650	1.2
	6	22	76.2	850	4.1
HIFiRE-1	1	18	53.6	640	5.8
	2	19	51.5	660	10.9
	3	20	46.2	700	13.1
	4	21	38.2	780	14.2
	5	21.5	33.6	840	14.5
	6	22	29.4	914	14.4
	7	23	22.3	1140	15.0

果以激波后速度作为来流参考量, 那么不同位置激波强度不一样, 激波后速度大小不一样, 无法以统一的参考量得到边界层厚度, 计算难度较大, 如图2的速度剖面. 有文献采用总焓来确定边界层厚度, 例如Ou等人^[26]采用1.005倍来流总焓来确定边界层外缘位置. 但是, 当位置靠近前缘、壁温比较低时, 边界层的总焓有可能达不到来流总焓(总焓比)的1.005倍, 如图6所示的四个剖面, 仅有一个剖面的总焓比超过1.005倍.

为了克服式(3)中边界层外缘参数的不确定性和计算困难, 本文建议用距离物面最近的总焓最大值点作为边界层外缘的参考位置, 并且考虑到式(3)系数与来流马赫数有关, 需要对式(3)系数进行修正. 对于钝锥模型, 第二模态最不稳定波频率的估算公式为

$$f_m = C \frac{u_H}{2\delta_H}, \quad (4)$$

其中, $C=[1.89 - \arctan(0.55Ma - 0.75)]$ 为与来流马赫数有关的系数, u_H 为总焓最大值点的流向速度. 为了进一步提高估算精度, 我们还提出了一种修正公式

$$f_{mr} = C \frac{u_H}{2\delta_H} \left(\frac{T_H}{T_{H,1000}} \right)^{\gamma-1}, \quad (5)$$

其中 T_H 为总焓最大值点的温度, $T_{H,1000}$ 为距离顶点1000倍头部半径处的总焓最大值点的温度, γ 为比热比, 空气取1.4. 由于 T_H 沿流向的变化速率迅速减小(图7), 如

图 6 (网络版彩图)5 mm头部半径钝锥的两个轴向位置上的总焓比剖面. H_0 为总焓**Figure 6** (Color online) Total enthalpy ratio at two stream-wise positions of 5 mm-nose-radius blunt cones. H_0 is the total enthalpy. **图 7** (网络版彩图)边界层外缘温度沿流向的变化**Figure 7** (Color online) Temperature at the boundary-layer edge along stream-wise position ξ .

果模型长度小于1000倍头部半径, 可用模型底部附近的总焓最大值点的温度代替 $T_{H,1000}$. 总焓可表示成

$$H_0 = \frac{\gamma R_0 T}{\gamma - 1} + \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2}, \quad (6)$$

其中 u , v 和 w 分别为流向、法向和展向速度.

图8为在头部半径2.5和5 mm的钝锥上, 分别基于飞行实验条件和风洞实验条件比较了经验公式与LST的结果, 可见式(4)基本能够准确预测第二模态最不稳定的频率, 而修正公式(5)在头部附近的预测精度比式(4)更高.

图 8 (网络版彩图)两个经验公式与LST的比较. (a) $R=5.0$ mm, MF-1, $t=21$ s; (b) $R=5.0$ mm, wind tunnel, $Ma=5$; (c) $R=2.5$ mm, HIFiRE-1, $t=20$ s; (d) $R=2.5$ mm, wind tunnel, $Ma=5$

Figure 8 (Color online) Comparisons of the two empirical formulas with the LST. (a) $R=5.0$ mm, MF-1, $t=21$ s; (b) $R=5.0$ mm, wind tunnel, $Ma=5$; (c) $R=2.5$ mm, HIFiRE-1, $t=20$ s; (d) $R=2.5$ mm, wind tunnel, $Ma=5$.

4.2 N 值与经验关系式

本文利用基于LST的eN方法计算转捩起始位置 x_T 对应的 N 值来标定转捩的 N_T , x_T 为距离头部顶点的轴向距离. 由于不同实验手段的转捩测量方法不同, 我们采用不同的方法来确定转捩起始位置: MF-1飞行实验采用 180° 子午线上的第一个热流突然升高点作为转捩起始点, 热流分布见文献[17]; 风洞实验采用层流区热流趋势线与转捩区热流趋势线的交点作为转捩起始点(图9); HIFiRE-1的转捩起始点通过文献[11]的图6获得.

表5给出了表1和2中飞行实验的转捩位置及 N_T 值, 表6给出了表3中风洞实验的转捩位置及 N_T 值, Re_N 表示头部钝度雷诺数, 指的是自由流单位雷诺数与头部半径 R 的乘积. 从表中可以看出, 不同的实验工况 N_T 的变化幅度非常大, 超过转捩起始点的变化幅度. 我们还注意到, 在同样的飞行条件下, MF-1的 N_T 明显小于HI-

图 9 (网络版彩图)风洞实验的转捩起始位置判断示意图. $x=160$ mm附近的热流跳跃不是转捩造成的, 而是模型材料不同造成的

Figure 9 (Color online) Sketch of determining transition starting position for the wind tunnel experiments. The heat flux jump at $x=160$ mm is not due to transition, but the difference of model material.

FiRE-1的 N_T . 由表1和2可知, MF-1在21 s与HIFiRE-1在20 s的马赫数、单位雷诺数基本完全一致; 由表5可

表 6 风洞实验转捩起始位置及 N 值**Table 6** Starting position of transition and N value for wind tunnel experiments

序号	Ma	$Re_N \times 10^3$	x_T (mm)	N_T	备注
1	5	0.48	420	3.6	
2	5	24	—	—	
3	5	48	—	—	
4	6	0.25	620	6.3	第11–14种工况下, 在转捩起始位置没有发现增长的第一、二模态扰动波
5	6	0.36	450	4.8	
6	6	0.5	370	5.3	
7	6	5.05	400	5.7	
8	6	10	440	5.9	
9	6	25.25	580	5.7	
10	6	50.5	750	2.9	

知,这两种工况的转捩起始位置也比较接近,但是 N_T 却相差约10倍.由于MF-1的头部钝度为HIFiRE-1的2倍,说明造成这种结果的主要原因是头部钝度不同.图10给出这两种工况下不同频率的 N 值曲线,表明头部钝度具有三个非常明显的影响:(1)延迟扰动波最先开始增长的位置;(2)导致扰动波空间增长速度变慢;(3)失稳扰动波的频率变低.因此分析钝锥 N_T 的影响因素,还需要考虑头部钝度.

图11给出转捩 N_T 与钝度雷诺数的分布关系,可以看出钝度雷诺数 Re_N 约大于300时,随着头部钝度雷诺数增加, N_T 迅速减小,但是还需要更多的数据支持该现象.图11还可以看出风洞实验结果与飞行实验类似,钝度雷诺数越大, N_T 越小.但对于极大钝度,转捩甚至发生在扰动波线性失稳之前,如表5的第12–14种情况.

有人认为线性稳定性理论已经失效,可能是别的未知原因造成了转捩,也有人猜测是瞬态增长、头部粗糙度或二者共同的结果^[27].

虽然高超声速钝头体边界层转捩的机理还有待探索,但实际飞行器通常都是钝头体,飞行器设计时迫切需要预测转捩位置.由于钝头体边界层通常受到焓层干扰,Jewell等人^[15]基于 8° 半锥角马赫6的钝锥发现焓吞点与转捩点的相对位置($\xi_{T/SW} = \xi_T / \xi_{SW}$)可用来关联 N_T .我们通过分析发现,对于本文的 7° 半锥角钝度也可用 $\xi_{T/SW}$ 对 N_T 进行关联.焓吞点可采用Rushton等人^[28]的估算公式

$$\frac{\xi_{SW}}{R} = \left[\frac{3(Re/\gamma)}{2\lambda p_c} \frac{\rho_\infty^2 u_\infty^2}{3Ma_c + Ma_s} \frac{\bar{y}^3 R}{f^2(\eta) \sin^2 \theta_c} \right]^{1/3}, \quad (7)$$

其中 ξ_{SW} 为焓吞点距离模型顶点的母线长,其他变量及参数的含义请参考文献^[28].由于风洞实验的来流扰动、单位雷诺数和壁温比等与真实飞行条件存在较大差别,所以 N_T 也很可能不同,这一点从图11已经有所体现.若假设 $N_{T,S}$ 是对应流动条件下尖锥的转捩 N 值,则 $N_T/N_{T,S}$ 仍然体现出非常好的一致性.从图12可以看出,不管是飞行实验数据还是风洞实验数据,都体现出良好的相关性. $N_{T,S}$ 可通过尖锥的飞行实验或风洞实验来标定,在图12中,MF-1和HIFiRE-1飞行实验的 $N_{T,S}$ 都取15.0,气动中心 $\Phi 1m$ 高超声速风洞实验的 $N_{T,S}$ 取6.0,文献^[15]的风洞实验的 $N_{T,S}$ 取7.4.

虽然当钝度较大时 N_T 非常小,转捩很可能不是由第一、二模态引起,但是 $N_T/N_{T,S}$ 与 $\xi_{T/SW}$ 仍然体现出良好的关联性,且天地趋势一致,这就为在转捩机理不明确的情况进行转捩预测提供了一种可能,即通过

图 10 (网络版彩图)头部钝度对 N 值的影响. (a) $R=2.5$ mm, HIFiRE-1, $t=20$ s; (b) $R=5$ mm, MF-1, $t=21$ s**Figure 10** (Color online) Effect of the nose bluntness on N value. (a) $R=2.5$ mm, HIFiRE-1, $t=20$ s; (b) $R=5$ mm, MF-1, $t=21$ s.

图 11 (网络版彩图)头部钝度雷诺数与 N_T 的关系

Figure 11 (Color online) Relation between nose Reynolds number and transition N value.

$N_T/N_{T,S}$ 与 $\xi_{T/SW}$ 的关系来预测转捩. 针对图12的数据结果, 通过最小二乘法逼近, 我们给出了如下逼近公式:

$$\frac{N_T}{N_{T,S}} = \begin{cases} 0.548 + 0.377 \operatorname{atan} \left[\ln \left(6.5 \xi_{T/SW}^3 \right) \right] - 0.014 \xi_{T/SW}, & 0.0325 < \xi_{T/SW} \leq 1.4808, \\ 1, & \xi_{T/SW} > 1.4808. \end{cases} \quad (8)$$

若 $\xi_{T/SW} > 1.4808$, 则表示头部钝度较小, N_T 与尖锥相同; 若 $\xi_{T/SW} < 0.0325$, 则表示头部钝度较大, 转捩很可能发生在扰动波模态失稳之前, eN方法基本失效. 图12给出了该公式的曲线, 可以同时关联飞行试验和风洞实验的数据.

5 结论

针对零度攻角 7° 半锥角的钝锥模型, 利用气动中心的MF-1飞行实验、 $\Phi 1\text{m}$ 高超声速风洞实验数据以及国外飞行实验和风洞实验数据, 通过LST和eN方法对天地工况的稳定性与转捩进行了研究.

致谢 感谢气动中心张毅锋、杨强、向星皓、陈曦等的关心与帮助, 感谢天津大学曹伟、黄章峰、刘建新等在eN方法方面的建议与帮助.

参考文献

- Chen J Q, Tu G H, Zhang Y F, et al. Hypersonic boundary layer transition: What we know, where shall we go (in Chinese). Acta Aerodyn Sin, 2017, 35: 311–337 [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. 空气动力学学报, 2017, 35: 311–337]

图 12 (网络版彩图)相对转捩点与相对 N_T 的关系

Figure 12 (Color online) Relation between relative transition position and relative transition N value.

(1) 单位雷诺数越大、壁温比越小, 第二模态扰动波频率越高. 天上飞行的壁温比小于地面风洞, 导致第二模态频率比地面风洞的高.

(2) 针对第二模态最不稳定频率, 根据稳定性分析结果, 给出了经验公式, 该公式同时适用于天上飞行条件和风洞实验条件.

(3) 转捩发生时的 N 值(即 N_T)受钝度雷诺数影响很大, 钝度雷诺数越大, N_T 越小. 本文结合气动中心和国外的飞行实验和风洞实验的数据, 给出转捩位置与 N_T 的经验关系式. 但是, 对于极大钝度情况, 转捩甚至发生在边界层模态失稳之前, 有文献猜测可能是瞬态增长和头部粗糙度造成的, 需要对eN方法进行改进.

- 2 Bertin J J, Cummings R M. Fifty years of hypersonics: Where we've been, where we're going. [Prog Aerospace Sci](#), 2003, 39: 511–536
- 3 Schneider S P. Flight data for boundary-layer transition at hypersonic and supersonic speeds. [J Spacecraft Rockets](#), 1999, 36: 8–20
- 4 Iliff K W, Shafer M F. A comparison of hypersonic flight and prediction results. In: Proceedings of 31st Aerospace Sciences Meeting. Reno: AIAA, 1993
- 5 Iliff K W, Shafer M F. Space shuttle hypersonic aerodynamic and aerothermodynamic flight research and the comparison to ground test results. In: Proceedings of 17th Aerospace Ground Testing Conference. Edwards: NASA, 1992
- 6 King R A, Kegerise M A, Berry S A. Version 2 of the protuberance correlations for the shuttle-orbiter boundary layer transition tool. Technical Report. Hampton: NASA Langley Research Center, 2009
- 7 Alba C R, Johnson H B, Bartkowicz M D, et al. Boundary-layer stability calculations for the HIFiRE-1 transition experiment. [J Spacecraft Rockets](#), 2008, 45: 1125–1133
- 8 Juliano T J, Kimmel R L, Willems S, et al. HIFiRE-1 boundary-layer transition: Ground test results and stability analysis. In: Proceedings of 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting. Kissimmee: AIAA, 2015
- 9 Kimmel R L, Adamczak D, Paull A, et al. HIFiRE-1 ascent-phase boundary-layer transition. [J Spacecraft Rockets](#), 2015, 52: 217–230
- 10 Li F, Choudhari M, Chang C L, et al. Transition analysis for the HIFiRE-1 flight experiment. In: Proceedings of 41st AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Honolulu: AIAA, 2011
- 11 Li F, Choudhari M, Chang C L, et al. Transition analysis for the ascent phase of HIFiRE-1 flight experiment. [J Spacecraft Rockets](#), 2015, 52: 1283–1293
- 12 Cebeci T, Shao J P, Chen H H, et al. The preferred approach for calculating transition by stability theory. In: Proceedings of International Conference on Boundary and Interior Layers-Computational and Asymptotic Methods. Toulouse: ONERA, 2004
- 13 Zhou H, Zhang H X. Two problems in the transition and turbulence for near space hypersonic flying vehicles (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2017, 35: 151–155 [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. *空气动力学学报*, 2017, 35: 151–155]
- 14 Schneider S P. Developing mechanism-based methods for estimating hypersonic boundary-layer transition in flight: The role of quiet tunnels. [Prog Aerospace Sci](#), 2015, 72: 17–29
- 15 Jewell J S, Kimmel R L. Boundary-layer stability analysis for Stetson's Mach 6 blunt-cone experiments. [J Spacecraft Rockets](#), 2017, 54: 258–265
- 16 Marineau E C. Prediction methodology for second-mode-dominated boundary-layer transition in wind tunnels. [AIAA J](#), 2017, 55: 484–499
- 17 Yuan X X, He K, Chen J Q, et al. Preliminary transition research analysis of MF-1 (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2018, 36: 286–293 [袁先旭, 何琨, 陈坚强, 等. MF-1模型飞行试验转捩结果初步分析. *空气动力学学报*, 2018, 36: 286–293]
- 18 Deng X, Zhang H. Developing high-order weighted compact nonlinear schemes. [J Comput Phys](#), 2000, 165: 22–44
- 19 Deng X, Mao M, Tu G, et al. High-order and high accurate CFD methods and their applications for complex grid problems. [Commun Comput Phys](#), 2012, 11: 1081–1102
- 20 Tu G H, Deng X G, Mao M L. A staggered non-oscillatory finite difference method for high-order discretization of viscous terms (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2011, 29: 10–15 [涂国华, 邓小刚, 毛枚良. 消除黏性项高阶离散数值振荡的半结点-结点交错方法. *空气动力学学报*, 2011, 29: 10–15]
- 21 Yoon S, Jameson A. Lower-upper Symmetric-Gauss-Seidel method for the Euler and Navier-Stokes equations. [AIAA J](#), 1988, 26: 1025–1026
- 22 Akervik E, Brandt L, Henningson D S, et al. Steady solutions of the Navier-Stokes equations by selective frequency damping. [Phys Fluids](#), 2006, 18: 068102
- 23 Mack L M. Boundary-layer linear stability theory. Technical Report, AGARD (Advisory Group For Aeronautical Research and Development). 1984. 1–18
- 24 Stetson K F, Kimmel R L. On hypersonic boundary layer stability. In: Proceedings of 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno: AIAA, 1992
- 25 Liang X, Li X, Fu D, et al. Effects of wall temperature on boundary layer stability over a blunt cone at Mach 7.99. [Comput Fluids](#), 2010, 39: 359–371
- 26 Ou J H, Wan B B, Liu J X, et al. Basic flow characteristics in entropy layer of hypersonic flow around blunt body (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2018, 36: 238–246
- 27 Paredes P, Choudhari M M, Li F, et al. Nose-tip bluntness effects on transition at hypersonic speeds. *J Spacecraft Rockets*, 2019, 56: 369–387
- 28 Rushton G H, Stetson K F. Shock tunnel investigation of boundary-layer transition at M equals 5.5. [AIAA J](#), 1967, 5: 899–906

Investigation on correlation between wind tunnel and flight for boundary layer stability and transition of MF-1 blunt cone

TU GuoHua¹, WAN BingBing¹, CHEN JianQiang^{1,2*}, YUAN XianXu^{1,2} & CHEN JiuFen³

¹ State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;

² Computational Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;

³ Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China

Hypersonic boundary-layer transition (BLT) is affected by multifarious factors, some of which cannot be simulated in ground wind tunnels, which makes the BLT data of wind tunnel experiments are usually different to that of flight experiments. In order to convert BLT data from wind tunnels to real flight cases, and to improve BLT prediction accuracy, a blunt cone model with zero angle-of-attack and 7° semi-cone angle is selected to contrastive analysis the boundary-layer stability and transition between wind tunnels and flights by using linear stability theory and eN method, based on the data set of our MF-1 flight test and hypersonic wind tunnel experiments, as well as an abroad flight test and wind tunnel experiments. The results show that the difference of stability and transition between wind tunnels and flights is essential. The wall temperature ratio in flights is smaller than that in wind tunnels, which leads to the second mode frequency in flight tests are greater than that of wind tunnel experiments. Two empirical formulas are developed to compute the most unstable frequency of the second mode. These formulas are shown suitable for both flight conditions and wind tunnel conditions. It is also shown that the N value (N_T) at the start of BLT is greatly affected by the nose Reynolds number. The larger the nose Reynolds number, the smaller the N_T value. When the nose-tip bluntness is large enough, the BLT occurs even without boundary-layer mode instability. The front bow shock waves of blunt bodies will induce entropy layers, and the bluntness will affect the location (swallow point) where the entropy layers merge into the boundary layers. The relative location of transition point and swallow point is shown in good correlation with the N_T , and the trend is similar for both wind tunnels and flights. A correlation between the transition-swallow relative location and the N_T is developed by the least square method. This correlation is expected to conveniently predict hypersonic BLT of similar conditions.

linear stability theory, transition, correlation between wind tunnel and flight, eN method, blunt cone

PACS: 47.15.-x, 47.27.-i, 47.40.Ki, 47.85.Gj

doi: [10.1360/SSPMA-2019-0162](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2019-0162)