

基于风洞试验和飞行试验数据的转捩判据标定

赵明潇, 苏伟, 李强, 张桀, 昌玉婷
(北京航天长征飞行器研究所, 北京, 100076)

摘要: 基于线性稳定性分析的 e^N 方法是目前应用最广泛的转捩预测方法之一, 但在高马赫数下其转捩判据 N_T 值的选取散差较大。采用基于线性稳定性分析的 e^N 方法, 针对马赫数5、8时的升力体标模和马赫数20时的Reentry F开展稳定性分析和 N 值包络计算, 结合由风洞试验和飞行试验获取的转捩起始位置, 开展了高马赫数下转捩判据 N_T 值的标定工作。结果表明, 对于升力体标模, 马赫数5时不同攻角下转捩判据 N_T 约为5.3~6.5, 马赫数8时不同攻角下转捩判据 N_T 约为4.8~5.3; 对于Reentry F, 不同高度下转捩位置差异较大, 转捩判据 N_T 无明显变化, 约为9.55~9.73。

关键词: 稳定性分析; e^N 方法; 转捩判据; 试验数据; 高马赫数

中图分类号: V411

文献标识码: A

Calibration of Transition Criteria Based on Wind Tunnel Results and Flight Data

ZHAO Mingxiao, SU Wei, LI Qiang, ZHANG Jie, CHANG Yuting
(Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing, 100076)

Abstract: The e^N method based on linear stability analysis is currently one of the most widely used methods for transition prediction; however, the selection of the transition criterion N_T value shows significant scatter at high Mach numbers. The linear stability analysis and e^N method are used to conduct stability analysis and N -factor envelope calculations for the lifting calibration model at Mach numbers of 5 and 8, and for Reentry F at a Mach number of 20. Combining the transition onset locations obtained from wind tunnel results and flight data, the calibration of the transition criterion N_T value at high Mach numbers is carried out. The results show that for the lifting calibration model, the transition criterion N_T is approximately 5.3 to 6.5 under different angles of attack at Mach number of 5, and approximately 4.8 to 5.3 at Mach number of 8. For Reentry F, the transition onset locations vary significantly at different altitudes, but the transition criterion N_T does not change significantly, being approximately 9.55 to 9.73.

Keywords: stability analysis method; e^N method; transition criterion; experimental results; high Mach numbers

0 引言

飞行器由高空到低空飞行过程中, 边界层表面流态由层流发展为湍流, 转捩前后飞行器的摩擦阻力和稳定特性会发生改变, 从而影响气动特性预示精度。实现边界层转捩的准确预测, 对提升飞行器气动预示精度有着重要意义。目前对于边界层转捩预测的方法可分为理论研究、试验研究和数值模拟3类。边界层转捩过程是层流边界层在外界扰动的作用下发生流动失稳逐渐演化为湍流边界层的过程, 本质上属于稳定性问题, 可用流动稳定性理论开展研究。在20世纪初, William McFadden Orr和Sommerfeld就建立了不可压缩流体的小扰动方程(O-S方程), 但直到1929年,

Tollmien和Schlichting才用渐进匹配的方法, 得到了边界层中小扰动的解(T-S波), Leslie^[1-2]成功求解了可压缩流的稳定性方程, 其提出的多重不稳定模态理论得到了普遍的认可。此后, 线性稳定性理论和非线性稳定性理论不断被完善, 成为流动稳定性和边界层转捩研究的基础理论。Liepmann^[3]最早把线性稳定性理论与转捩准则关联在一起, 应用于实际的转捩预测中。目前, 基于线性稳定性理论的 e^N 方法^[4-5]及其改进形式^[6], 成为预测边界层转捩起始位置的有效手段。

基于线性稳定性理论的 e^N 方法是一种半经验的转捩预测方法, 其考虑了扰动波的线性演化过程, 认为

扰动波幅值增长倍数达到临界值 N_T 时发生转捩, 体现了一定的流动失稳机制, 但转捩判据 N_T 值的选取依赖于试验数据或经验公式, 受来流湍流度、雷诺数、马赫数、钝度等因素影响, 其取值变化范围较大。Juliano 等^[7] 基于 HIFiRE-1 风洞试验结果, 采用稳定性分析软件 STABL 计算得到转捩 N_T 值约为 5.2~5.5; Jewell 等^[8] 基于马赫数 6 常规风洞试验结果标定 8° 尖锥转捩 N_T 值约为 7; Moyes 等^[9] 基于 HIFiRE-5b 飞行试验结果, 采用不同方法得到转捩 N_T 值约为 9~14; 中国空气动力研究与发展中心分别基于风洞试验和飞行试验对 HyTRV 升力体开展稳定性分析, 得到转捩 N_T 值分别为 5.6^[10]、10.2^[11]。目前对于常规风洞转捩判据 N_T 值一般取 5~7, 对于飞行试验 N_T 值一般取 9~14。本文通过风洞试验结果和飞行试验数据分别对升力体和细长体单锥转捩判据 N_T 值进行精细化标定, 进一步丰富转捩判据数据库, 为后续相关典型外形边界层转捩预测研究提供参考依据。

1 数值计算方法

1.1 线性稳定性分析

将瞬时流场视为基本流和瞬时扰动的叠加:

$$\begin{aligned} u &= \bar{u} + u', \quad v = \bar{v} + v', \quad w = \bar{w} + w', \quad \rho = \bar{\rho} + \rho' \\ T &= \bar{T} + T', \quad p = \bar{p} + p', \quad \mu = \bar{\mu} + \mu', \quad \kappa = \bar{\kappa} + \kappa' \end{aligned} \quad (1)$$

式中 $\bar{u}, \bar{v}, \bar{w}, \bar{\rho}, \bar{T}, \bar{p}, \bar{\mu}, \bar{\kappa}$ 为时间平均后的基本流; $u', v', w', \rho', T', p', \mu', \kappa'$ 为扰动量; 在三维笛卡尔坐标系下用 x, y, z 表示流向、法向和展向; ρ, T, p 分别为气体密度、温度和压力; μ, κ 分别为分子黏性系数、气体热传导系数, 分子黏性系数 μ 按 Sutherland 公式给出, 气体热传导系数 κ 依据 $\kappa^* = \frac{\mu^* C_p^*}{Pr}$ 计算, 其中 C_p^* 为定压比热, Pr 为普朗特数, 本文取 0.72。

假设热力学参数 μ, κ 是仅与温度 T 相关的单值函数, 且热力学参数扰动与温度扰动是线性关系, 即:

$$\mu' = \frac{d\bar{\mu}}{dT} T', \quad \kappa' = \frac{d\bar{\kappa}}{dT} T' \quad (2)$$

将瞬时流场变量代入 N-S 方程式中, 并与基本流 N-S 方程作差, 即可得到扰动场 N-S 方程。扰动方程可写为如下形式:

$$\begin{aligned} -\frac{1}{Re_0} \left(V_{xx}' \frac{\partial^2 \phi'}{\partial x^2} + V_{yy}' \frac{\partial^2 \phi'}{\partial y^2} + V_{zz}' \frac{\partial^2 \phi'}{\partial z^2} + V_{xy}' \frac{\partial^2 \phi'}{\partial x \partial y} + V_{yz}' \frac{\partial^2 \phi'}{\partial y \partial z} + \right. \\ \left. V_{xz}' \frac{\partial^2 \phi'}{\partial x \partial z} \right) + \Gamma' \frac{\partial \phi'}{\partial t} + A' \frac{\partial \phi'}{\partial x} + B' \frac{\partial \phi'}{\partial y} + C' \frac{\partial \phi'}{\partial z} + D' \phi' = F^n \end{aligned} \quad (3)$$

式中 扰动矢量 $\phi' = [\rho', u', v', w', T']^T$; 线性项系

数矩阵 $V_{xx}', V_{yy}', V_{zz}', V_{xy}', V_{yz}', V_{xz}', \Gamma', A', B', C', D'$ 只与基本流相关, 非线性项 F^n 包含二阶及高阶扰动量。 Re_0 是以与边界层厚度量级接近的 Blasius 尺度 $l_0^* = \sqrt{\frac{\mu_c^* x_0^*}{\rho_c^* u_c^*}}$ 为特征长度的雷诺数 (x_0^* 为计算域入口距前缘距离), 定义如下:

$$Re_0 = \frac{\rho_c^* u_c^* l_0^*}{\mu_c^*} \quad (4)$$

式中 下标 “e” 为边界层外缘物理量。

对于平板边界层和曲率可以忽略的边界层流动, 引入局部平行流假设, 即认为边界层内基本流的流线近似平行, 基本流对法向和展向的偏导近似为零。

对于基本流有:

$$\bar{u} = \bar{u}(y), \quad v = 0, \quad \bar{w} = \bar{w}(y), \quad \bar{T} = \bar{T}(y), \quad \bar{\rho} = \bar{\rho}(y), \quad \bar{p} = \bar{p}(y) \quad (5)$$

对于扰动, 将其写成行进波的形式, 有:

$$\begin{aligned} \phi'(x, y, z, t) &= \hat{\phi}(y) \chi(x, z, t) + c.c. \\ \hat{\phi} &= [\hat{\rho} \quad \hat{u} \quad \hat{v} \quad \hat{w} \quad \hat{T}]^T \\ \chi(x, z, t) &= \exp(i\alpha x + i\beta z - i\omega t) \end{aligned} \quad (6)$$

式中 α, β 分别为扰动波的流向和展向波数; ω 为扰动波频率; $c.c.$ 为消除虚部的复共轭。

将式 (5)、(6) 代入式 (3), 则基于局部平行流假设的线性稳定性方程可写为如下形式:

$$\hat{A} \frac{d^2 \hat{\phi}}{dy^2} + \hat{B} \frac{d \hat{\phi}}{dy} + \hat{C} \hat{\phi} = 0 \quad (7)$$

线性稳定性方程系数矩阵 $\hat{A}, \hat{B}, \hat{C}$ 与基本流和扰动波波数、频率等有关。

壁面处采用无滑移边界条件和等温条件, 边界层外自由流采用零扰动边界条件, 式 (7) 的边界条件写为

$$\begin{aligned} y = 0: \quad \hat{u} = \hat{v} = \hat{w} = \hat{T} = 0 \\ y \rightarrow \infty: \quad \hat{u} = \hat{v} = \hat{w} = \hat{T} = 0 \end{aligned} \quad (8)$$

稳定性方程 (7) 加边界条件 (8) 构成了一个特征值问题, 给出了控制波参数的色散关系式:

$$\omega = f(\alpha, \beta) \quad (9)$$

对于空间模式, ω 为实数, α, β 为复数, $\alpha = \alpha_r + i\alpha_i, \beta = \beta_r + i\beta_i$ 。给定基本流便可求解出波参数, 稳定性分析过程即为色散关系求解过程。

1.2 e^N 方法

对于空间模式, 扰动从 A 点 (x_1, z_1, t_1) 演化到 B 点 (x_2, z_2, t_2) , N 值的计算公式可写为

$$N = \int_A^B \sigma(\alpha, \beta, \omega, x, z) ds \quad (10)$$

式中 σ 为广义空间扰动增长率。

e^N 方法预测转捩位置的主要思想如下：在遵循自然转捩的边界层内，不同频率的小扰动互不干扰，分别向下游传播、增长并在不同位置进入不稳定状态，分别对每一频率扰动波的空间增长率进行积分，当某一频率的小扰动波幅值率先放大至 e^{N_T} 倍时，即认为发生转捩，该位置被认为是转捩起始位置 x_T ，幅值增长倍数在最上游达到 e^{N_T} 倍的波被认为是触发转捩的波。图1是来流马赫数为8时的 N 值增长曲线，图中每一条曲线都代表某一频率的波沿流向的波幅增长倍数，若转捩判据取增长倍数 $N_T=10$ ，对应的最不稳定性波频率为 $f=108\text{ kHz}$ ，对应的转捩起始位置为 $x_T=2.657\text{ m}$ 。

本文计算采用天津大学黄章峰改进的三维边界层转捩预测 e^N 方法，求解器及软件架构详见文献 [12]。在本文计算中，针对每个算例，首先求解层流基本流，其次开展流动稳定性分析，得到不稳定波的频率特性、扰动增长率、中性曲线等，然后基于稳定性分析方法得到当地最不稳定性扰动波增长率，沿群速度方向积分得到 N 值，最后取所有频率的 N 值包络，结合已知数据的转捩位置标定转捩判据 N_T 值。

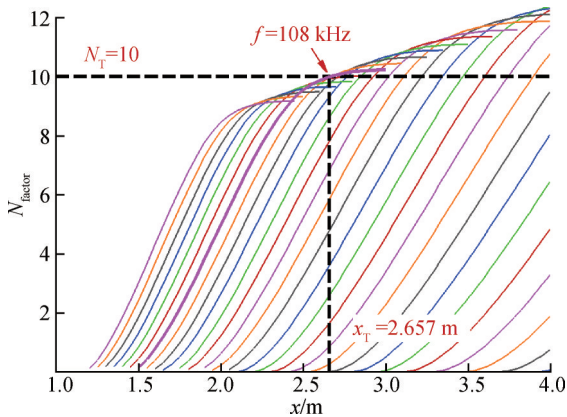


图1 $Ma=8$ 时不同频率扰动波波幅增长倍数

Fig.1 Development of the N -factor under different frequencies at $Ma=8$

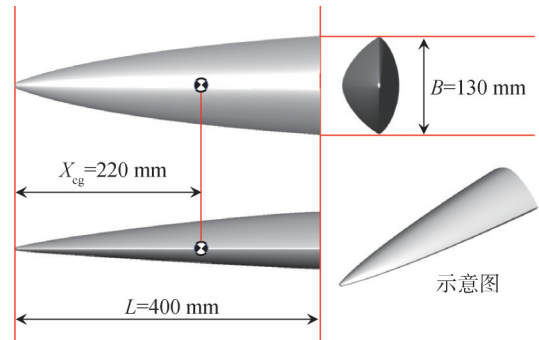
2 基于常规风洞试验结果的 N_T 值标定

以升力体标模为研究对象，通过磷光热图测量风洞试验得到转捩起始位置 x_T ，采用 e^N 方法计算相同来流条件下转捩起始位置处对应的 N 值，来标定转捩判据 N_T 值。

升力体标模外形如图2所示，标模全长400 mm，底部宽130 mm，高76 mm，端头为椭球头（长轴8 mm，中、短轴5 mm），侧缘半径为1.5 mm。

以磷光热图测量风洞试验状态为来流条件，采用

e^N 方法对转捩阵面进行预测，数值计算条件见表1。



X_{cg} — 标模质心距离； L — 标模长度； B — 标模宽度

图2 标模外形示意

Fig.2 Calibration model

表1 标模数值计算来流条件

Tab.1 Calculation conditions for calibration model

马赫数 Ma	单位雷诺数 Re/m^{-1}	攻角 $\alpha/(\circ)$	侧滑角 $\beta/(\circ)$	壁温 T_{wall}/K
5	21.7×10^6	-6、-2、0、6	0	300
8	11.04×10^6		0	300

为验证网格无关性，共选取3套网格进行层流基本流计算，半模流向×法向×周向网格数（不计头部）分别为 grid1: $201 \times 185 \times 106$ ；grid2: $301 \times 185 \times 142$ ；grid3: $301 \times 231 \times 142$ ，图3给出了 $Ma=8$ 、 $\alpha=0^\circ$ 工况下升力体标模背风面中心线 $x=0.35\text{ m}$ 处的速度剖面，3套网格计算得到的速度剖面几乎完全重合，满足网格无关性。

本文采用 grid3 进行后续计算，网格第一层高度为0.001 mm，边界层内部平均设有78个网格点，保证了基本流边界层内计算精度，图4给出了所用的计算网格示意。

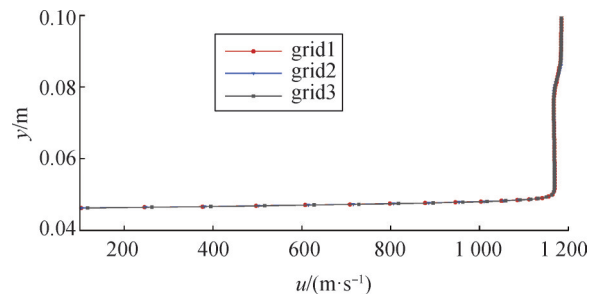


图3 不同网格下同一点流向速度剖面

Fig.3 Streamwise velocity profiles at the same point for different grids

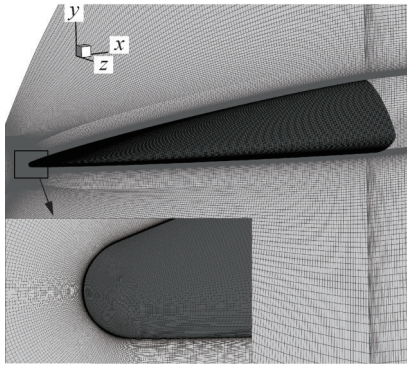


图4 标模计算网格示意

Fig.4 Computation grid of calibration model

图5—8给出 $Ma=5$ 时不同攻角下标模腹部边界层转捩阵面风洞试验结果与计算结果的对比情况, 其中风洞试验结果为磷光热图测量获得的表面热流分布 Q 云图, 计算结果为采用 e^N 方法获得的扰动波增长倍率 N 值云图。可以看出, $Ma=5$ 时标模转捩位置较为靠前, 不同攻角下转捩位置较为接近, 转捩起始位置约为 $0.08\sim 0.12$ m; 当 $\alpha=-6^\circ$ 、 -2° 、 0° 时, 转捩阵面呈 M 型, 中心线两侧区域转捩位置偏前, 中心线处转捩位置偏后; 当 $\alpha=6^\circ$ 时, 转捩阵面呈 W 型, 中心线处及两侧区域转捩位置偏前; 在 $\alpha=-6\sim 6^\circ$ 范围内, 计算得到的转捩阵面形状与试验结果较为吻合, 转捩起始位置 x_T 及对应的 N_T 值见表 2。

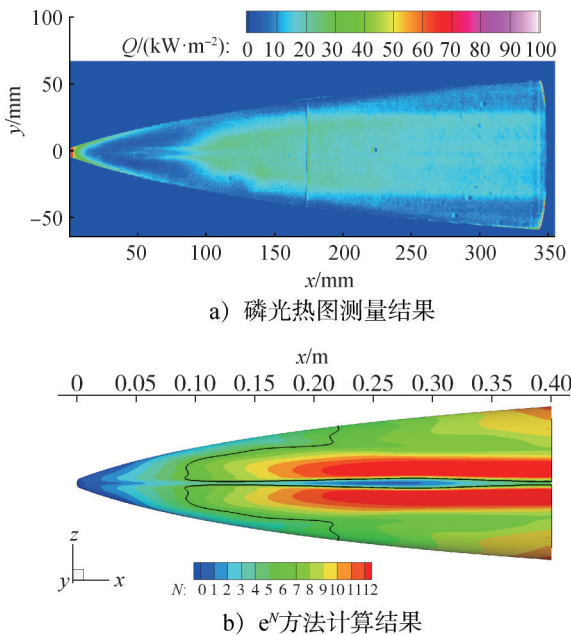
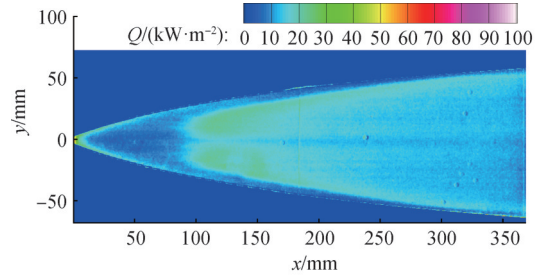
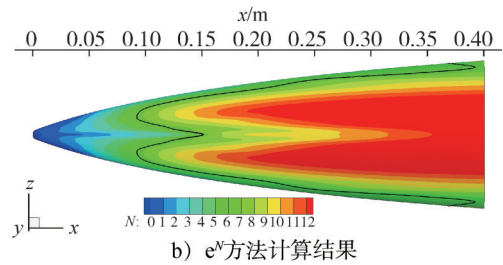


图5 转捩阵面试验结果与计算结果对比($Ma=5, \alpha=-6^\circ$)

Fig.5 Comparison between experimental results and numerical results of transition onset at $Ma=5$ and $\alpha=-6^\circ$



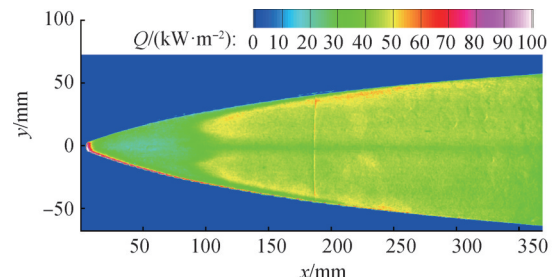
a) 磷光热图测量结果



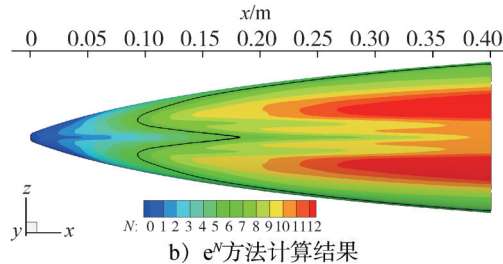
b) e^N 方法计算结果

图6 转捩阵面试验结果与计算结果对比($Ma=5, \alpha=-2^\circ$)

Fig.6 Comparison between experimental results and numerical results of transition onset at $Ma=5$ and $\alpha=-2^\circ$



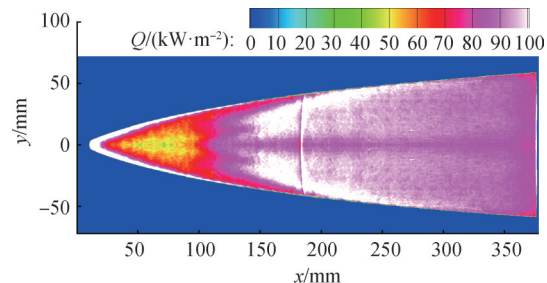
a) 磷光热图测量结果



b) e^N 方法计算结果

图7 转捩阵面试验结果与计算结果对比($Ma=5, \alpha=0^\circ$)

Fig.7 Comparison between experimental results and numerical results of transition onset at $Ma=5$ and $\alpha=0^\circ$



a) 磷光热图测量结果

图8 转捩阵面试验结果与计算结果对比($Ma=5, \alpha=6^\circ$)

Fig.8 Comparison between experimental results and numerical results of transition onset at $Ma=5$ and $\alpha=6^\circ$

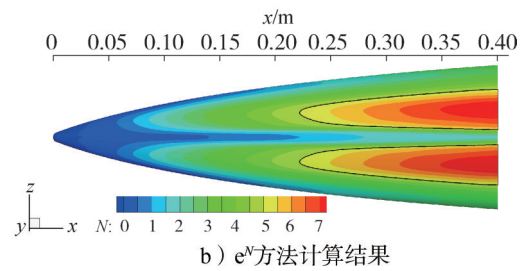
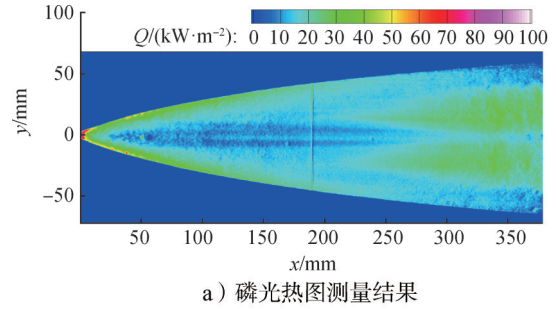
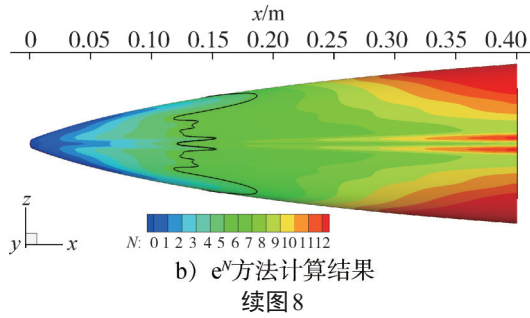


图10 转捩阵面试验结果与计算结果对比($Ma=8, \alpha=-2^\circ$)
Fig.10 Comparison between experimental results and numerical results of transition onset at $Ma=8$ and $\alpha=-2^\circ$

表2 标模转捩起始位置及对应 N 值
Tab.2 Beginning locations of transition and corresponding N factor for calibration model

Ma	$\alpha/(\circ)$	x_T/m	N_T
5	-6	0.090	5.8
	-2	0.092	6.5
	0	0.094	6.2
	6	0.116	5.3
8	-6	0.275	5.3
	-2	0.220	5.0
	0	0.232	5.2
	6	0.328	4.8

图9—12给出 $Ma=8$ 时不同攻角下边界层转捩阵面风洞试验结果与计算结果的对比情况, 从图中可以看出, $Ma=8$ 时标模转捩位置相比 $Ma=5$ 时靠后, 转捩起始位置约为 $0.23\sim 0.33$ m; $Ma=8$ 时转捩阵面形状与 $Ma=5$ 时相似, 当 $\alpha=-6^\circ, -2^\circ, 0^\circ$ 时, 转捩阵面呈M型, 当 $\alpha=6^\circ$ 时, 转捩阵面呈W型; 在 $\alpha=-6\sim 6^\circ$ 范围内, 计算得到的转捩阵面形状与试验结果基本一致, 转捩起始位置 x_T 及对应的 N_T 值见表2。

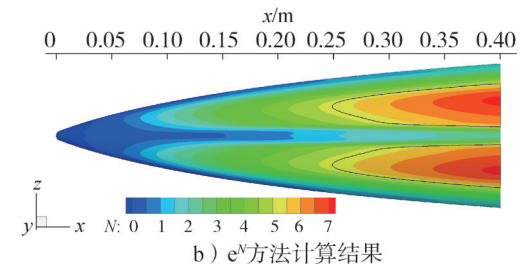
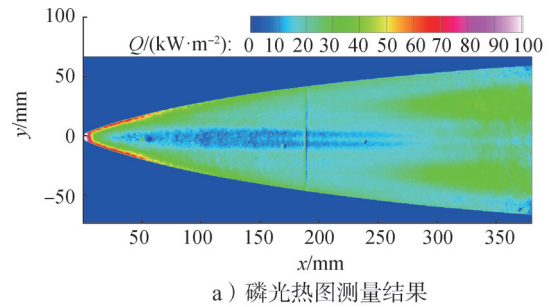


图11 转捩阵面试验结果与计算结果对比($Ma=8, \alpha=0^\circ$)
Fig.11 Comparison between experimental results and numerical results of transition onset at $Ma=8$ and $\alpha=0^\circ$

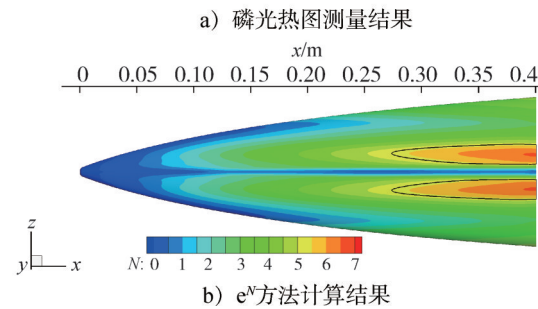
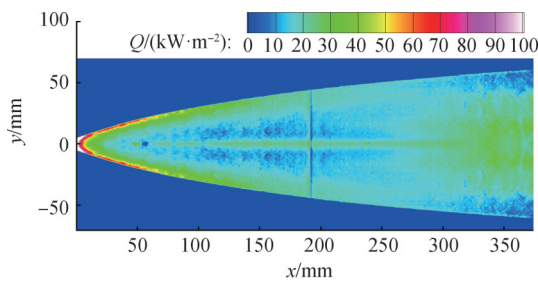


图9 转捩阵面试验结果与计算结果对比($Ma=8, \alpha=-6^\circ$)
Fig.9 Comparison between experimental results and numerical results of transition onset at $Ma=8$ and $\alpha=-6^\circ$

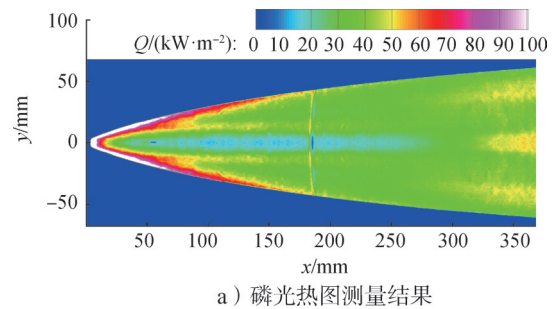
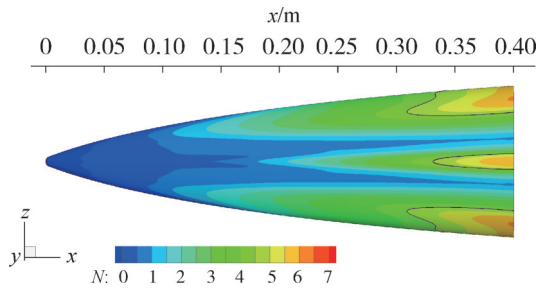


图12 转捩阵面试验结果与计算结果对比($Ma=8, \alpha=6^\circ$)
Fig.12 Comparison between experimental results and numerical results of transition onset at $Ma=8$ and $\alpha=6^\circ$



b) e^N 方法计算结果
续图12

从表2中数据可以看出, $Ma=5$ 时转捩判据 N_T 为 5.3~6.5; $Ma=8$ 时转捩判据 N_T 为 4.8~5.3; $Ma=5$ 时 N_T 值略大于 $Ma=8$ 时 N_T 值, 可能是由于不同马赫数下所用

喷管不同, 脉动压力不同, 初始扰动不同。

3 基于飞行试验数据的 N_T 值标定

美国兰利中心开展了 Reentry F 飞行试验, 获取了来流马赫数 20 左右、高度从约 30.480 km 至 18.288 km 时的转捩数据 [13]。

Reentry F 外形为细长体单锥, 锥长 $L=3.962$ m, 半锥角 $\theta_c=5^\circ$, 端头半径 $R_n=2.54$ mm。锥体表面安装了温度传感器和压力传感器, 底部安装了热流传感器, 锥外形及各传感器安装位置如图 13 所示, 图中空心圆圈代表温度传感器, 实心圆圈代表压力传感器, 空心方块代表热流传感器, ϕ 为锥体周向角。

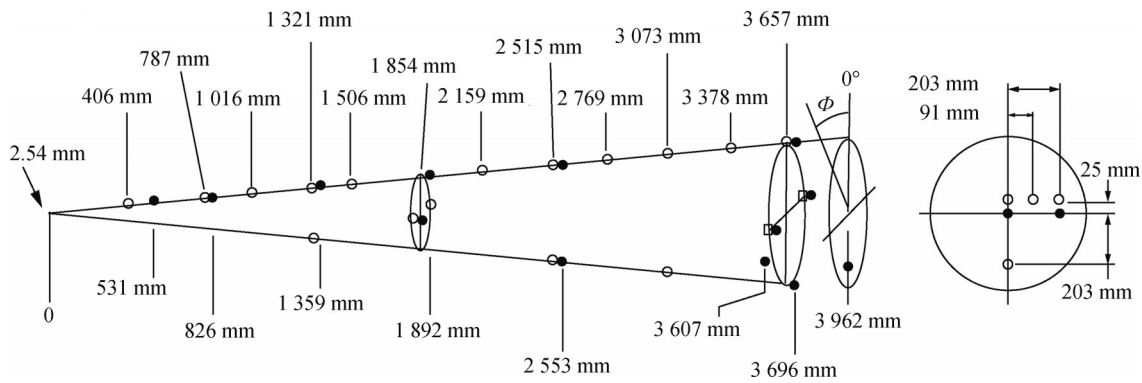


图 13 Reentry F 外形及传感器安装轴向位置

Fig.13 Reentry F model and axial locations of temperature and pressure measurements

文献 [14] 给出了飞行试验遥测数据和飞行姿态, 以飞行试验状态为数值计算来流条件, 对转捩阵面进行预测, 来流条件见表 3。

可以看出, 迎风面 N 值整体比背风面大, 随着高度降低, N 值最大值越大, 达到相同 N 值时的轴向位置越靠前。

表 3 Reentry F 数值计算来流条件
Tab.3 Calculation conditions for Reentry F

马赫数 Ma	高度 H/km	攻角 $\alpha/^\circ$	侧滑角 $\beta/^\circ$	单位雷诺数 Re/m^{-1}	壁温 T_{wall}/K
19.97	24.384	0.22	-0.10	18.536×10^6	1 700
19.89	22.860	0.55	-0.12	23.234×10^6	1 700
19.94	21.336	0.70	-0.20	30.206×10^6	1 700

图 14 给出了工况 1 扰动波的频率位置, 可以看出, 最不稳定波频率范围在 500~1 050 kHz, 为高频第二模态扰动波, 转捩由第二模态失稳主导, 转捩起始位置处最不稳定波频率约为 672 kHz。图 15 给出了采用 e^N 方法获得的 Reentry F 表面 N 值云图, 从图 15 中

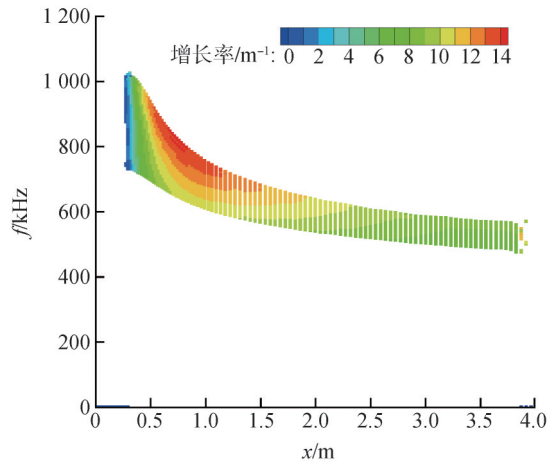


图 14 扰动波的频率位置

Fig.14 Frequency-X position plot of unstable disturbances

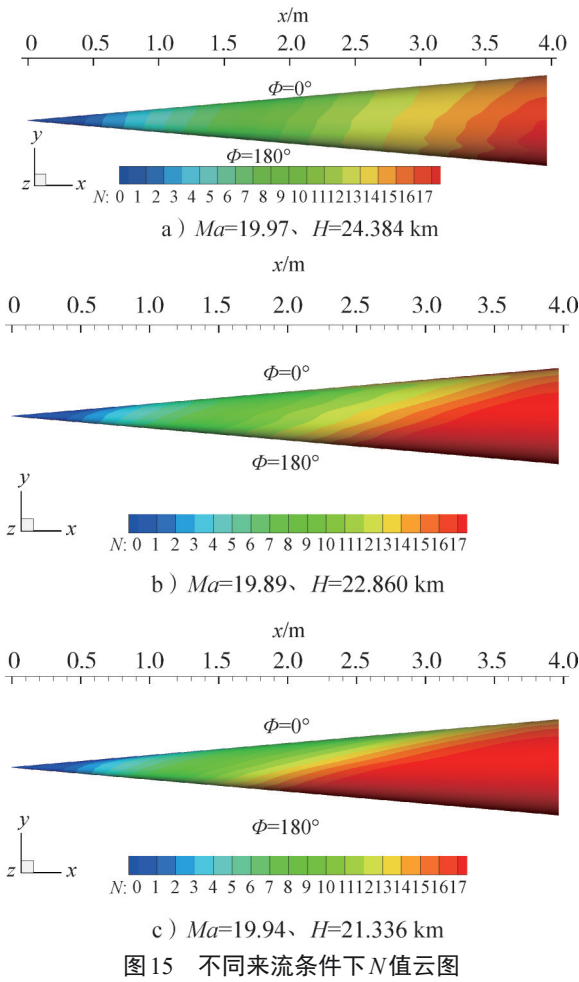


图 15 不同来流条件下 N 值云图

文献 [13] 和文献 [15] 给出了 Reentry F 转捩起始位置, 将温度传感器测得的温度信息处理成热流分布信息, 采用层流区热流趋势线与转捩区热流突增趋势线的交点作为转捩起始位置, 转捩起始位置 x_t 及对应的 N_t 值见表 4, 从表 4 中数据可以看出, 随着高度降低, 转捩位置急剧前移, 但对应的 N_t 值无明显变化, N_t 值约为 9.55~9.73。

表 4 Reentry F 转捩起始位置及对应 N 值

Tab.4 Beginning locations of transition and corresponding N factor for Reentry F

Ma	H/km	x_t/m	N_t
19.97	24.384	2.012	9.73
19.89	22.860	1.433	9.55
19.94	21.336	1.219	9.66

4 结 论

本文分别以升力体标模和 Reentry F 为研究对象,

基于风洞试验测得的磷光热图或飞行试验测得的热流分布获取了转捩阵面及转捩起始位置 x_t , 采用 e^N 方法完成了相同来流条件下线性稳定性分析及 N 值计算, 开展了高马赫数下转捩判据 N_t 值的标定工作。通过相关研究, 本文得出如下结论:

a) 针对升力体标模, 采用 e^N 方法计算了 $Ma=5$ 或 8 、 $\alpha=-6\sim 6^\circ$ 范围内 N 值云图, 计算获得的转捩阵面形状与风洞试验结果较为吻合; $Ma=5$ 时转捩判据 N_t 约为 5.3~6.5; $Ma=8$ 时转捩判据 N_t 约为 4.8~5.3。

b) 针对 Reentry F, 采用 e^N 方法计算了 21.336~24.384 km 高度下的 N 值云图, 随着高度降低, 转捩位置急剧前移, 转捩判据 N_t 无明显变化, 为 9.55~9.73。

参 考 文 献

- [1] LESLIE M M. Linear stability theory and the problem of supersonic boundary-layer transition[J]. AIAA Journal, 1975, 13(3): 278-289.
- [2] LESLIE M M. Boundary-layer linear stability theory[R]. SEE N84-33757 23-34, 1984.
- [3] LIEPMANN H W. Investigations on laminar boundary-layer stability and transition on curved boundaries[R]. NACA-WR-W-107, 1943.
- [4] MALIK M R. Prediction and control of transition in supersonic and hypersonic boundary layers[J]. AIAA Journal, 1989, 27(11): 1487-1493.
- [5] MALIK M R, BALAKUMAR P. Linear stability of three-dimensional boundary layers: effects of curvature and non-parallelism[C]. Reno: 31st Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 1993.
- [6] 苏彩虹, 周恒. 小攻角高超音速尖锥边界层的转捩预测及 e^N 法的改进[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2009, 39(1): 123-130. SU Caihong, ZHOU Heng. Transition prediction of a hypersonic boundary layer over a cone at a small angle of attack-with the improvement of e^N method[J]. Science China Physics, Mechanics & Astronomy, 2009, 39(1): 123-130.
- [7] JULIANO T J, KIMMEL R L, WILLEMS S, et al. HIFiRE-1 boundary-layer transition: ground test results and stability analysis[C]. Kissimmee: 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2015.
- [8] 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.
- [9] MOYES A J, KOCIAN T S, MULLEN D, et al. Boundary layer stability analysis of HIFiRE-5b flight geometry[C]. Denver: 47th AIAA Fluid Dynamics Conference, 2017.
- [10] 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): 264-279. 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): 264-279.

- [11] 万兵兵, 陈曦, 陈坚强, 等. 三维边界层转捩预测 HyTEN 软件在高超声速典型标模中的应用[J]. 空天技术, 2023(1): 150-158.
WAN Bingbing, CHEN Xi, CHEN Jianqiang, et al. Applications of HyTEN software for predicting three-dimensional boundary-layer transition in typical hypersonic models[J]. Aerospace Technology, 2023(1): 150-158.
- [12] 黄章峰, 肖凌晨, 罗纪生. 超声速边界层转捩预测 e^N 方法及其软件开发[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2): 279-285.
HUANG Zhangfeng, XIAO Lingchen, LUO Jisheng. Transition prediction e^N method and its software development for supersonic boundary layers[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(2): 279-285.
- [13] WRIGHT R, ZOBY E. Flight boundary layer transition measurements on a slender cone at Mach 20[C]. Albuquerque: 10th Fluid and Plasmadynamics Conference, 1977.
- [14] MORRIS W D, WOODBURY G E. Angle-of-attack analysis of a spinning slender cone with slight aerodynamic and mass asymmetries (Reentry F)[R]. NASA-TN-D-5948, 1970.
- [15] ZOBY E V, RUMSEY C B. Analysis of free-flight laminar, transitional, and turbulent heat-transfer results at free-stream Mach numbers near 20 (Reentry F)[R]. NASA-TM-X-2335, 1971.

作者简介

- 赵明潇 (1998—), 女, 工程师, 主要研究方向为飞行器气动设计。
苏伟 (1979—), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为飞行器气动设计。
李强 (1986—), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为飞行器总体设计。
张桀 (1998—), 男, 工程师, 主要研究方向为飞行器气动设计。
昌玉婷 (2001—), 女, 硕士研究生, 主要研究方向为飞行器气动设计。

(上接第 89 页)

- [14] SHARPE G J. Transverse waves in numerical simulations of cellular detonations[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2001, 447(1): 31-51.
- [15] REYNOLDS W C. The element potential method for chemical equilibrium analysis: implementation in the interactive program[D]. Palo Alto: Stanford University, 1986.
- [16] SciencesIO. Aeronautical Engineering Review[M]. Washington, D. C.: The Institute, 1956.
- [17] KEMP N H, ROSE R H, DETRA R W. Laminar heat transfer around blunt bodies in dissociated air[J]. Journal of the Aerospace Sciences, 1959, 26(7): 421-430.
- [18] 陈强. 激波管流动的理论 and 试验技术[M]. 合肥: 中国科技大学, 1979.
CHEN Qiang. Theory and experimental techniques shock tube flow [M]. Hefei: University of Science and Technology of China, 1979.
- [19] BILLING F S. Shock-wave shape around spherical-and cylindrical-nosed bodies[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1967, 4(6): 822-823.
- [20] BUSSING T, EBERHARDT S. Chemistry associated with hypersonic vehicles[C]. Buffalo: 20th Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference, 1989.

作者简介

- 于江鹏 (1995—), 男, 博士, 工程师, 主要研究方向为计算、试验流体力学、空气动力学设计。
张立坤 (1970—), 女, 研究员, 主要研究方向为空气动力学、边界层转捩。
李巍 (1982—), 男, 副总师, 主要研究方向为飞行器总体设计。
郭阳 (1991—), 男, 博士, 工程师, 主要研究方向为飞行器气动布局设计。
郭志恒 (1998—), 女, 工程师, 主要研究方向为空气动力学、飞行器设计。