

高马赫数低噪声风洞层流喷管设计与性能评估

高亮杰^{1, 2}, 钱战森^{1, 2, *}, 王璐^{1, 2}, 王彤^{1, 2}

1. 中国航空工业空气动力研究院 气动发展部, 辽宁 沈阳 110034

2. 高速高雷诺数气动航空科技重点实验室, 辽宁 沈阳 110034

摘要:层流喷管作为高马赫数低噪声风洞的核心部件, 对风洞性能起决定性作用。本文概述了高马赫数低噪声风洞层流喷管的2项关键技术, 即喉道前边界层抽吸控制与亚跨超段衔接型线匹配设计技术研究现状, 研究了基于喉道上游边界层抽吸的喷管亚跨超段一体化设计方法和基于数值方法的喷管转捩预测技术, 可指导高马赫数低噪声风洞的研制。

关键词:高马赫数层流喷管; 边界层抽吸; 逆向特征线法; 稳定性因子; 层流脉动能; 转捩预测

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

文章编号: 1007-5453 (2016) 08-0068-11

高马赫数飞行器研制需要解决众多关键的气动问题, 如飞/推一体化布局设计、气动加热预测、复杂流动机理等, 边界层转捩预测作为一项重要课题一直为研究人员所关注^[1]。近年来, 随着计算流体力学(CFD)技术的发展, 对低速边界层转捩过程有了深入认识, 但是对于可压缩边界层特别是高马赫数边界层转捩数值方法的检验迫切需要试验数据的支撑。然而, 在常规高马赫数风洞中, 试验段流场脉动量通常比实际飞行环境高出1~2个数量级, 会对模型表面边界层发展产生显著影响^[2], 因此, 要想观测高马赫数边界层流态、掌握转捩机理、预测转捩位置以及确定人工转捩控制方案, 都需要发展高马赫数低噪声风洞。

美国国家航空航天局兰利中心(NASA Langley)是最早开展高马赫数低噪声风洞研制的机构, Beckwith等研究人员经过几十年的研究, 形成了较成熟的暂冲式超/高超声速低噪声风洞设计方法, 建造了系列低噪声风洞^[3]。在此基础上, 普渡(Purdue)大学Schneider等引入路德维希(Ludwig)管原理, 发展了脉冲式高超声速低噪声风洞的设计方法^[4]。除此之外, 日本国立航空宇宙技术研究所(NAL)实验室^[5]、法国国家宇航研究局(ONERA)实验室^[6]等针对超声速低噪声风洞也开展了大量研究。国内研究起

步较晚, 国防科技大学率先提出超声速低噪声风洞(SQWT-120)的气动设计方案^[7]; 运行马赫数4.0、喷管出口直径120mm、单位雷诺数 $0.46 \times 10^7 \sim 1.78 \times 10^7 \text{m}$ 。此后又给出高超声速低噪声风洞(M6HQWT)的气动设计和结构方案^[8]: 运行马赫数6.0、喷管出口直径120mm、总压1~5MPa、总温约500K。近期, 北京大学也成功建造了一座高超声速低噪声风洞^[9]: 运行马赫数6.0、喷管出口直径300mm。

早在1954年, Laufer就曾指出: 常规超/高超声速风洞试验段测量到的噪声由驻室传来的扰动(包括压力振荡、速度脉动、温度不均匀)、喷管壁面诱导的沿特征线方向传播的马赫波振荡以及喷管壁面边界层中的湍流脉动3部分组成。随着风洞运行马赫数的提高, 边界层中的湍流脉动逐渐起主导作用^[10]。高马赫数低噪声风洞可以产生噪声水平与飞行环境相当的均匀来流, 其核心部件之一为层流喷管。层流喷管的目的是要维持壁面边界层处于层流流态、推迟转捩点位置, 尽可能提供长的低噪声试验区^[11]。本文概述了层流喷管关键技术的研究现状, 重点介绍了基于喉道上游边界层抽吸的喷管亚跨超段一体化设计方法和基于数值方法的喷管转捩预测技术, 为高马赫数风洞试验设备的建设提供技术储备。

收稿日期: 2016-06-22; 退修日期: 2016-07-05; 录用日期: 2016-07-06

基金项目: 航空科学基金(2013ZD26004)

* 通讯作者. Tel.: 024-86566601 E-mail: qianzs@avicari.com.cn

引用格式: GAO Liangjie, QIAN Zhansen, WANG Lu, et al. Design and performance evaluation for high Mach low noise wind tunnel nozzle [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27 (8) : 68-78. 高亮杰, 钱战森, 王璐, 等. 高马赫数低噪声风洞层流喷管设计与性能评估 [J]. 航空科学技术, 2016, 27 (8) : 68-78.

1 层流喷管关键技术的研究现状

1.1 常规超 / 高超声速风洞喷管设计

传统喷管设计为“分段式”,包括亚声速收缩段、跨声速过渡段和超声速扩张段。收缩段型面为平滑曲线,以避免分离,可采用“加 R 移轴”修正的维托辛斯基曲线:

$$r - R = \sqrt{\frac{r_e}{1 - \left[1 - \left(\frac{r_e + R}{r_0 + R} \right)^2 \right] \left(1 - \frac{X^2}{l^2} \right)^2}} \quad (1)$$

式中: r_e 为喉道半径, r_0 为入口半径, l 为喷管收缩段长度。超声速扩张段设计理论基础是特征线法,可用于计算和反设计平面/轴对称超声速无旋/有旋流场。定常平面或轴对称无旋流动控制方程组为:

$$\begin{cases} (u^2 - a^2) u_x + (v^2 - a^2) v_y + 2uvu_y - \delta \frac{a^2 v}{y} = 0 \\ u_y - v_x = 0 \\ a = a^* - \frac{1}{2} (k-1) (u^2 + v^2) \end{cases} \quad (2)$$

式中: u 和 v 为速度分量, a 为声速, a^* 为滞止声速, $\delta=0$ 为平面流动, $\delta=1$ 为轴对称流动。沿着特征线可建立4个常微分方程:

$$\begin{aligned} \Delta y_{\pm} &= \lambda_{\pm} \Delta x_{\pm} = \tan(\theta \pm \alpha) \Delta x_{\pm} \\ (u^2 - a^2) \Delta u_{\pm} + [2uv - (u^2 - a^2) \lambda_{\pm}] \Delta v_{\pm} - \delta \frac{a^2 v}{y} \Delta x_{\pm} &= 0 \end{aligned} \quad (3)$$

早期喷管设计方法有很多,但共同特征都是假设在转折点壁面最大膨胀角位置(I.P.)处的流动已成超声速泉流,如图1所示。I.P.点前型线可通过Foelsch方法、Crown方法或圆弧加直线方法给定,I.P.点后型线可直接求解特征线方程。这种方法的缺点是:在I.P.点曲线不可导,表现为轴向流动参数不可导、流场内部有扰动,对喷管整体性能有较大影响。

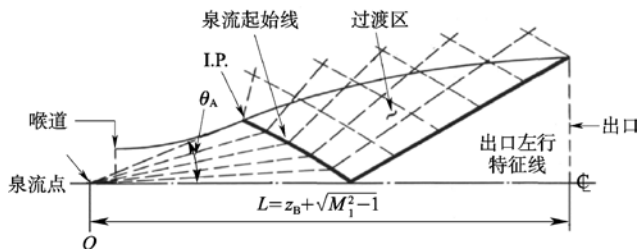


图1 基于泉流假设的喷管设计方法

Fig.1 Method based on the radial-flow assumption

为了保证喷管壁面光滑,即至少二阶可导,开展了具有连续曲率的型面设计方法。Kenney通过在I.P.点后预设一

段型线实现光滑过渡,如图2(a)所示,Evvard则是预先给定一段轴向马赫数分布,如图2(b)所示,Cresci用满足一定边界条件的三次多项式速度分布代替了Evvard马赫数分布。

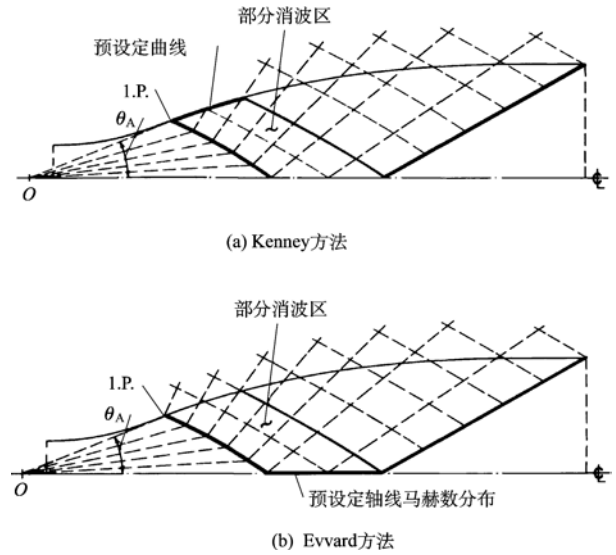


图2 喷管改进设计方法

Fig.2 Improved nozzle design method

改进方法在一定程度上提高了喷管流场的品质,但是泉流假设的存在,使得I.P.点前型线设计缺乏依据。直接特征线设计方法舍弃泉流假设,通过给定喉道下游初始壁面型线(高斯或圆弧曲线),结合特征线方法求解全流场,再利用流线追踪技术得到全部喷管型线,喷管长度由初始型线确定。

Sivells继承并发展了Cresci方法,引入直接特征线法思路,通过出口参数、假定的轴向参数分布及喉道解析解等边界确定的特征线网格求解喷管型线,如图3所示。 TI 为从几何喉道发出的右行特征线,假定GABE区域为径向流动区,给定沿IE和BC的参数分布。根据这些设定的边界条件,可直接求解TGEI和ADCB区域流场,得到TG和AD段型面曲线。

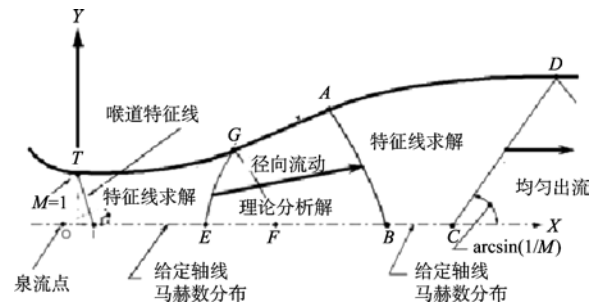


图3 Sivells 喷管设计方法

Fig.3 Sivells nozzle design method

特征线法得到的是喷管位流型线,实际壁面需要叠加边界层位移厚度。位移厚度可以用理论方法、经验公式和数值

方法等不同估算手段: Tucker 方法为最常使用的理论分析方法,适用二维和轴对称径向流动问题,需要已知壁面边界层外流条件;经验公式法是基于对某些理论和实验数据的分析,通过给定固定修正角近似线性地估算边界层发展;数值方法则是直接求解边界层方程,较为复杂,但是精度相对较高。

在国内外已建成的大型高马赫数风洞中,喷管设计大多数采用 Cresci 方法^[12],如航天十一院 $\Phi 0.5\text{m}$ 风洞、中国空气动力研究与发展中心 $\Phi 0.5\text{m}$ 风洞、美国阿诺德工程中心 (AEDC) $\Phi 1.27\text{m}$ 风洞、日本国立航空宇宙技术研究所 (NAL) 实验室 $\Phi 0.5\text{m}$ 和 $\Phi 1.27\text{m}$ 风洞等。虽然 Sivells 方法完善了喷管设计理论,但仍未在生产型风洞中得到广泛应用。

1.2 层流喷管设计技术

美国兰利中心在层流喷管研究中开展了系统性研究工作如图 4 所示,其先导性试验表明^[13]: 只有喷管壁面边界层为层流状态才能达到很低的噪声水平,然而要在较高雷诺数条件下维持层流态难度较大。Klebanoff 和 Spangenberg^[14]最早从边界层转捩过程出发,在收缩段喉道前后增加边界层抽吸装置,让边界层从抽吸口重新发展,从而推迟转捩点位置,实现单位雷诺数 $3.3 \times 10^6/\text{m}$ 条件下 $Ma 2.0$ 的喷管层流流动。然而对于高马赫数情形,如果在喉道后布置抽吸装置,不可避免的会引入额外扰动。此后进一步研究表明,抽吸入口处马赫数在 0.3 左右、抽吸效率在 10% ~ 50% 之间时,喷管层流特性较好,因此,要求抽吸口宽度可调,以适应不同的运行状态。这种流动控制措施在兰利中心低噪声风洞设计中得到了应用,并已成为美国高马赫数低噪声风洞的设计标准。

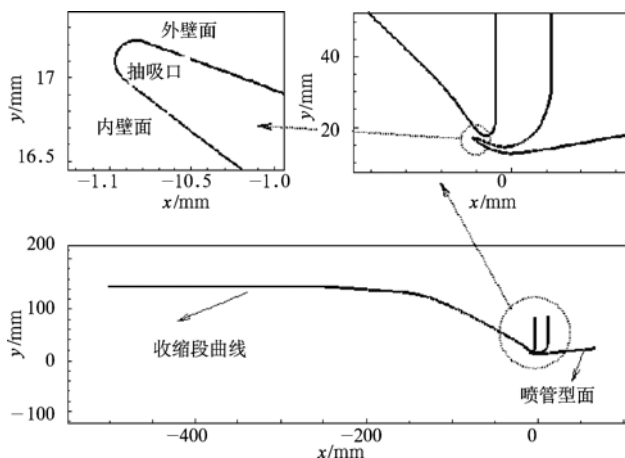


图 4 NASA 兰利风洞喷管轮廓

Fig.4 NASA Langley tunnel nozzle geometry

流动稳定性理论研究结果对层流喷管设计起到了关键指导作用,快速膨胀设计方法和慢速膨胀设计方法就是在其研究

基础上逐渐产生的。增加壁面最大膨胀角可以增加进口段气流加速比,从而在一个较短的轴向长度内完成气流膨胀达到设计马赫数,限制线性波 (T-S) 波不稳定性的发展,这就是快速膨胀设计方法的由来。但是随着马赫数增加,凹壁面戈特勒 (Gortler) 不稳定性变得重要,而戈特勒涡产生的起点通常在壁面最大膨胀角位置。为了限制这种不稳定性,研究表明增加壁面边界层相对于戈特勒涡的尺度^[15,16],有利于控制戈特勒涡发展,也就是说在 LP 点前增加一个径向流动段,这就导致了慢速膨胀设计方法的提出。但此举会使喷管变长,又增加了 T-S 不稳定。因此,对于高马赫数层流喷管设计要综合考虑这 2 个因素,对设计参数折中选取。

国内在层流喷管设计方面起步较晚,国防科技大学沿革 Sivells 方法思想,舍弃泉流假设,通过构造轴向马赫数分布,提出了一种实用的短化喷管设计方法^[17]。与传统的短化喷管设计方法(如锥形喷管、采用喉部直声速线和弯曲声速线假设的最短长度喷管^[18])相比,流场均匀性更高,马赫数适用范围更宽。

国内外建成的高马赫数低噪声风洞中: 美国兰利中心快速膨胀喷管最大膨胀角设计值高达 29.26° ,慢速膨胀方法设计的 $Ma 5.0$ 的轴对称开槽喷管,最大膨胀角为 22.6° ^[17]; 普渡大学采用 Sivells 方法^[19]; 国防科技大学采用了基于轴向马赫数分布的短化喷管设计方法^[17]。

2 基于边界层抽吸的层流喷管亚跨超段一体化设计

基于边界层抽吸的流动控制技术是降低喷管噪声的一项关键措施。抽吸口设计主要是考虑该处附近的压力、速度、抽吸效率以及是否出现分离泡等。由于分离泡在气流中不稳定,将对下游流场带来严重的影响。另外,与常规风洞喷管不同,边界层抽吸装置的存在使亚声速收缩段型面和喉部是断开的,不能直接采用已有的连续曲线设计方法,需要对收缩段和扩张段进行分别设计,因此,设计亚声速段型线时需同时考虑跨声速段、抽吸口位置和形状以及排移通道形式,并进行适当匹配,保证喷管性能最优。

2.1 跨声速段型面

在使用特征线法进行超声速流场计算时,需要给定初值线,因此,喷管喉部流场解是超声段设计的基础。喉道附近是典型的跨声速流动,无论是从 CFD 还是从实验角度来看,其求解都是非常困难的。跨声速流场解析求解有多种方法,如 Sauer 方法、Hall 方法、Kliegel 方法和 Hopkins-Hill 方法等。

对于快速膨胀设计方法,通常希望具有较小的喉道曲率半径以缩短喷管长度,推迟转捩点位置。此外,上游边界层抽吸口流动马赫数对喷管性能有显著影响。Hopkins-Hill 方法^[20]在大喉道半径比范围内与实验结果吻合很好,同时,可以预设轴线马赫数分布:一方面与超声速型线设计统一^[21],另一方面可以根据从指定的抽吸口流动马赫数设计跨声速型线。对轴对称无旋流动控制方程进行坐标变换,可得如下方程:

$$\begin{cases} \partial x / \partial \eta = -H^2(\eta/y) \sin \theta \\ \partial y / \partial \eta = H^2(\eta/y) \cos \theta \\ \frac{\partial |q_R/q|}{\partial \eta} = -H^2 \frac{\eta}{y} \frac{\partial \theta}{\partial \xi} \\ \frac{\partial \theta}{\partial \eta} = \frac{q}{q_R} \frac{\partial |H^2/y|}{\partial \xi} \end{cases} \quad (4)$$

式中: q 为速度; $H^2 = \rho^* \dot{q}^* / \rho q$, R 表示对称轴线参数,如图 5 所示。

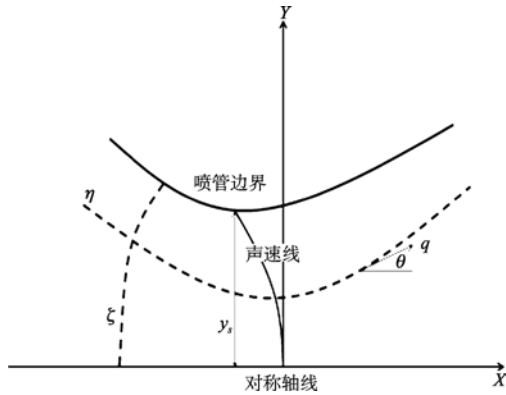


图 5 变换坐标系下的流动参数

Fig.5 Flow parameters in transformed coordinate

方程求解可采用指数级数形式展开,有以下解形式:

$$\begin{cases} x = \xi - \frac{H_R H_R'}{2} \eta^2 - \left[\frac{3 H_R^2 H_R' H_R'' (M_R^2 - 1)}{32} - \frac{H_R (H_R')^3}{96} + \theta_3 \frac{H_R}{4} \right] \eta^4 \\ y = H_R \eta + \frac{H_R}{8} \left[H_R H_R'' (M_R^2 - 1) - (H_R')^2 \right] \eta^3 \\ \theta = H_R' \eta + \left[\frac{H_R H_R' H_R'' (2 M_R^2 - 1)}{6} + \frac{H_R^2 H_R''' (M_R^2 - 1)}{8} + \frac{H_R^2 H_R'' M_R M_R'}{4} - \frac{H_R H_R' H_R'' (M_R^2 - 2)}{12} + \frac{(H_R')^3}{24} \right] \eta^3 \\ M^*/M_R^* = 1 + (H_R H_R'' / 2) \eta^2 + \left\{ \left[H_R^2 (H_R'')^2 / 4 \right] + (3/32) H_R^2 (H_R'')^2 (M_R^2 - 1) + \left[H_R H_R'' (H_R')^2 / 32 \right] + (H_R \theta_3' / 4) \right\} \eta^4 \end{cases} \quad (5)$$

式中: 偏导数均是相对于坐标 ξ 。

结合喷管轴向速度分布就可以求解整个跨声速流场,所解得任何流线都可以用来作为壁面型线,直到求解出与入口马赫数相匹配的型线为止。Hopkins 引入了参考边界的概念,并结合一维流计算来确定轴线参数的分布。参考边界选取原则是要有解析表达式且各阶导数连续。选取概率曲线作为参考边界,一般表达式 $Y = C_1 [1 - \exp(-x^2/2R_s C_1)] + y_s$, 式中, R_s 为曲率半径,可得轴线参数分布为 $H_R = C_1 [1 - \exp(-\xi^2/2R_s C_1)] + 1$ 。实际求解中是希望给定计算边界入口角度 θ_a 和喉部曲率半径 R_a ,通过计算结果拟合,存在以下关系:

$$\begin{cases} R_s = (0.9322 + 0.0565r) \left[\frac{0.6173 \exp(0.48 C_1^{-0.189})}{+ R_a (1.1234 + 0.00771 C_1 - 0.000163 C_1^2)} - R_a^2 (0.0182 + 0.00111 C_1 - 0.0000201 C_1^2) \right] \\ C_1 = \left[\frac{\arctan[\ln \theta_a / (\ln 5000 - \ln R_a)] \cdot 180 / \pi}{19.55 + 1.25(r - 1.4)} \right]^{1/[0.1277 - (r - 1.4)(0.0335)]} \end{cases} \quad (6)$$

图 6 给出了采用 Hopkins-Hill 方法得到的跨声速段马赫数等值线。

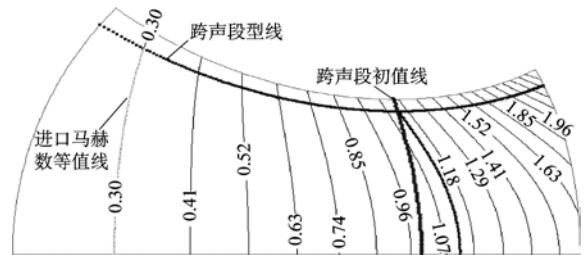


图 6 跨声速段马赫数等值线

Fig.6 Mach number contour in transonic segment

2.2 超声速型面

国防科技大学开发了喷管设计方法,通过贝塞尔 (Bezier) 曲线或样条曲线构造轴线马赫数分布,如图 7 所示,利用逆向特征线方法反求喷管壁面型线。

在跨声速初值线求解中引入 Hopkins-Hill 方法,以轴对称喷管出口马赫数 5 为例,得到特征线网格如图 8 所示,采用流线追踪技术可以得到相应的喷管型线。

高马赫数层流喷管设计要综合考虑线性波不稳定性和戈特勒不稳定性,即最大膨胀角位置尽可能靠近出口时,喷管越短越好。喷管型线完全由轴向马赫数分布形式和长径比 C 决定。当设计马赫数给定时,喷管不能无限制缩小:长径比过小,会出现特征线网格相交情况,如图 9 所示,物理上表现为喷管壁面存在拐点,导致流场出现集中压缩波。

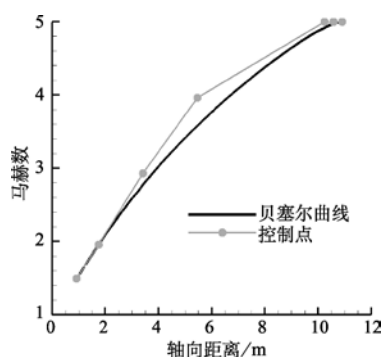


图7 控制点与贝塞尔曲线
Fig.7 Control points and Bezier curves

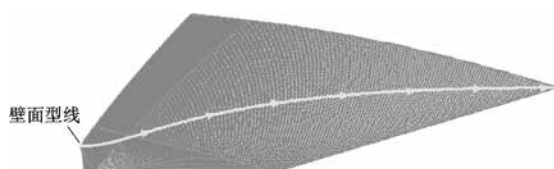


图8 特征线网格
Fig.8 Grids for MOC

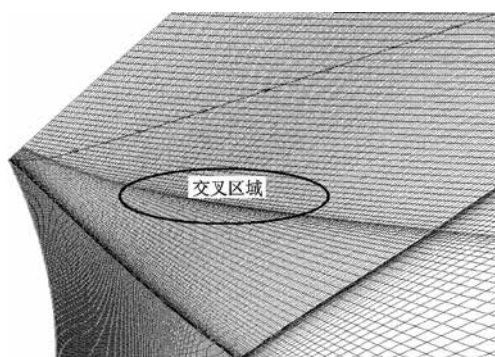
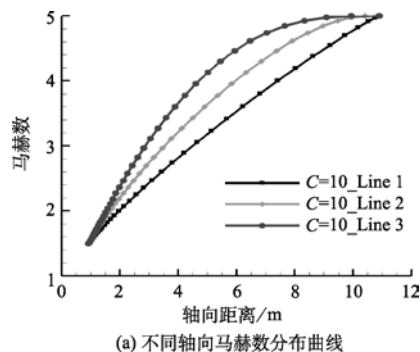


图9 特征线相交
Fig.9 MOC intersection

图10给出了长径比相同的情况下,不同轴向马赫数分布对应的喷管壁面最大膨胀角位置占轴向长度的比值。可以看出,随着分布曲率增加,最大膨胀角位置逐渐前移。



(a) 不同轴向马赫数分布曲线

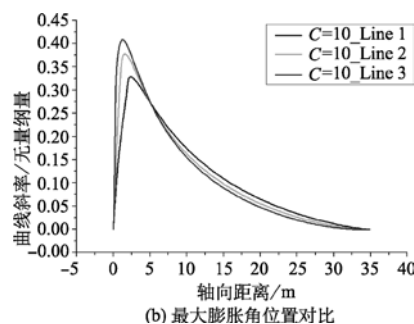


图10 轴向参数分布影响

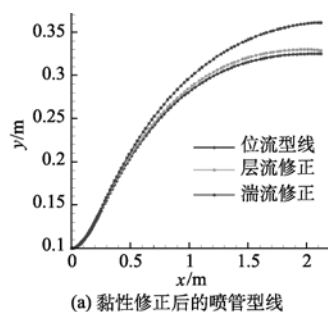
Fig.10 Impact of axial parameter distribution

2.3 边界层修正

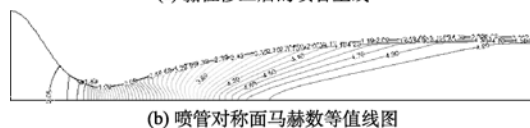
为了克服理论方法和经验公式精度低且仅适用于湍流边界层位移厚度估算的缺点,通过直接求解二维/轴对称可压缩边界层方程,并考虑层流和湍流2种流态,同时引入固定转捩模式,对层流喷管边界层发展进行较高精度估算,边界层控制方程为:

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial x^*}(r^{*j}\rho^*u^*) + \frac{\partial}{\partial y^*}(r^{*j}\rho^*v^*) = 0 \\ \rho^*\left(u^*\frac{\partial u^*}{\partial x^*} + v^*\frac{\partial u^*}{\partial y^*}\right) = \frac{dp^*}{dx^*} + \frac{1}{r^{*j}}\frac{\partial}{\partial y^*}\left[r^{*j}\left(\mu^*\frac{\partial u^*}{\partial y^*}\right)\right] \\ \rho^*\left[u^*\frac{\partial}{\partial x^*}(C_p^*T^*) + v^*\frac{\partial}{\partial y^*}(C_p^*T^*)\right] = u^*\frac{dp^*}{dx^*} + \frac{1}{r^{*j}}\frac{\partial}{\partial y^*}\left[\frac{r^{*j}K_t^*}{C_p^*}\frac{\partial}{\partial y^*}(C_p^*T^*)\right] + \mu^*\left(\frac{\partial u^*}{\partial y^*}\right)^2 \end{cases} \quad (7)$$

式中: $j=0$ 为二维, $j=1$ 为轴对称。利用空间推进方法求解上述方程^[22],边界条件用层流相似解进行初始化。图11(a)给出层流修正及10%流向位置强制转捩修正型线对比,图11(b)给出了数值验证结果(设计马赫数5.0),可以看出内部无明显扰动存在。



(a) 黏性修正后的喷管型线



(b) 喷管对称面马赫数等值线图

图11 边界层修正

Fig.11 Boundary layer correction

2.4 考虑边界层抽吸的一体化设计

2.4.1 匹配参数影响

一体化设计需要考虑多个设计参数之间的匹配^[6],具体包括:收缩段长度/入口高度、抽吸口进口高度、抽吸口喉道高度以及收缩段型线类型等,如图 12 所示。

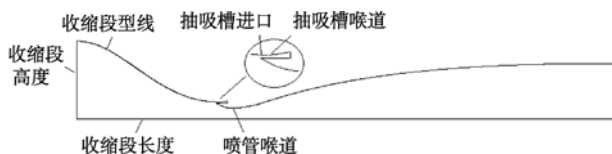


图 12 匹配参数

Fig.12 Matching parameters

对比基本构型、变抽吸槽效率、抽吸口倒圆、短收缩段以及前移构型 5 种不同构型^[21]。基本构型参数选取如下:喷管设计马赫数 5.0、总收缩比 50、收缩段长径比 1:1。计算条件:总温 600K、总压 3bar,采用 SST $k-\omega$ 湍流模型。

2.4.2 边界层排移通道设计

边界层排移通道的作用是要保证低能被顺利抽出,同时不会干扰下游流场。Taskinoglu^[23]对比了普渡大学和兰利中心两座高超声速低噪声风洞排移通道的性能,推测了普渡大学风洞试验中转捩较早发生的原因。图 13 给出了 2 种排移槽道设计方案的对比,可以看出:流线偏转角大于 90° 有利于减小槽道外壁面的分离,虽然排移通道对抽吸口流动影响不大,但圆形抽吸口对抽吸效率变化敏感,容易在内外壁出现分离。

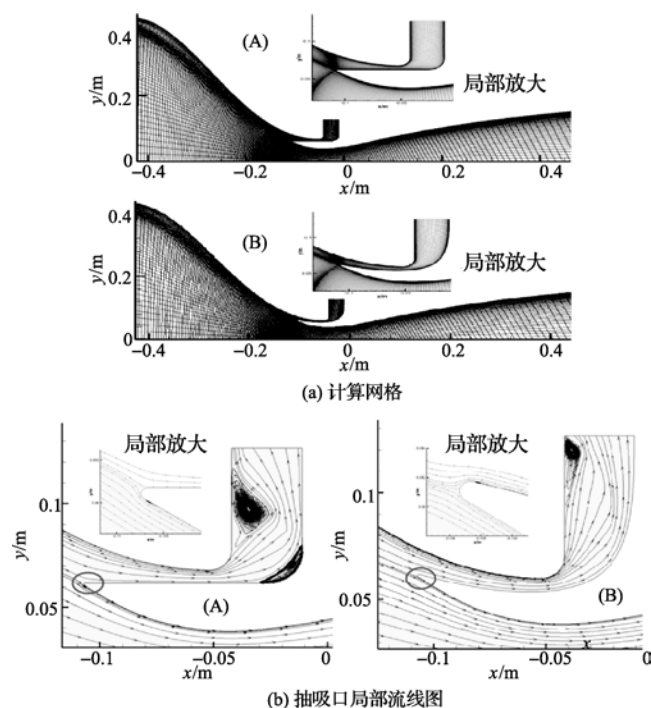


图 13 排移通道设计方案对比

Fig.13 Displace channel design comparison

2.4.3 抽吸口设计

为进一步分析抽吸口形状影响,对比类尖头 (A)、类椭圆头 (B) 和类圆头 (C) 3 种不同构型^[24]。前缘曲率半径对抽吸口附近流场影响较大,曲率半径较小时,流场对抽吸效率变化较为敏感,一旦偏离适度抽吸,会造成当地流线偏转角增大,容易在抽吸槽两侧出现分离区。随着曲率半径的增加,有利于降低抽吸效率变化带来的影响,但是过大的曲率半径同样会造成流线偏折角增加。类椭圆头构型对抽吸效率变化敏感度不高,将其用于一体化设计方案中,从计算结果可以看出分离区得到了很好抑制。

3 层流喷管转捩预测

虽然国外在层流喷管设计方面已积累了大量经验,国内也有一定程度的发展,但是对层流喷管性能开展评估研究工作开展较少,通常都是先建造再调试。层流喷管性能评估关键是对转捩位置的预测。工程常用的转捩预测方法有^[25]:经验近似方法,通过大量实验将转捩起始位置与来流湍流度或压力梯度等参数联系起来,由于没有考虑转捩机理,只能大致判断出转捩起始位置;基于稳定性理论的半经验方法,通过对平均流动分析,计算层流中扰动的发展,如线性稳定性分析 (e^N) 及其改进方法^[26]、抛物化稳定性分析 (PSE) 方法等;以湍流模式为理论基础发展起来的转捩模型,如低雷诺数湍流模型、 $r-Re_\theta$ 转捩模式^[27]、Menter 模式^[28]等。

普渡大学曾使用 e^N 方法对层流喷管低噪声试验区长度进行预估,并用于指导设计参数选取,以期得到最大低噪声试验区^[19],图 14 为 STABL 和 LASTRAC 程序给出的喷管稳定性计算结果。国内高亮杰等^[29]将现有的层流脉动能转捩模式应用到高马赫数,对喷管扩张段内壁面边界层转捩情

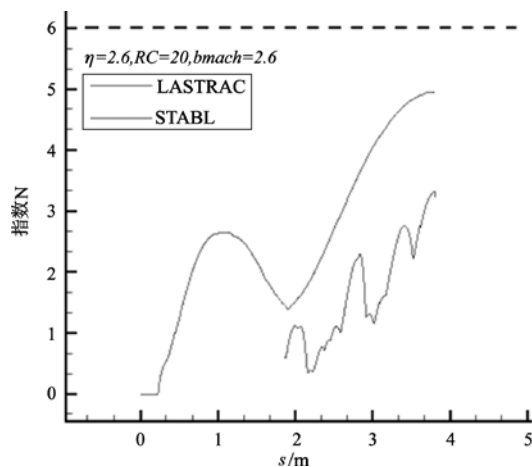


图 14 稳定性分析结果

Fig.14 Stability analysis results

况进行了预测。重点介绍了基于稳定性因子的经验近似方法和基于层流脉动能的转换模式理论及其在高马赫数层流喷管性能评估中应用。

3.1 基于稳定性因子的转换预测

3.1.1 稳定性因子

Rouse 通过无量纲分析方法推导了稳定性因子的表达式:

$$\chi = \frac{y^{*2}}{\nu^*} \frac{\partial u^*}{\partial y^*} \quad (8)$$

该因子具有涡量雷诺数形式,由当地惯性力 $\rho y^2 (u/y)^2$ 与粘性剪切力 $\mu (u/y)$ 比值得到。Rouse 假定转换发生时稳定性因子达到某限制值 $(\chi_{\max})_{cr}$, 且为常数。研究表明,对于不可压流动,该值约为 500。对于可压缩边界层流动,稳定性因子分布趋势如图 15 所示:在物面及边界层外缘该值为 0,最大值出现在边界层中某个位置。在层流边界层中,沿流向物面该值单调增加,直到达到临界,且临界值不再为常数,而与一系列影响因素有关,特别是风洞试验雷诺数。

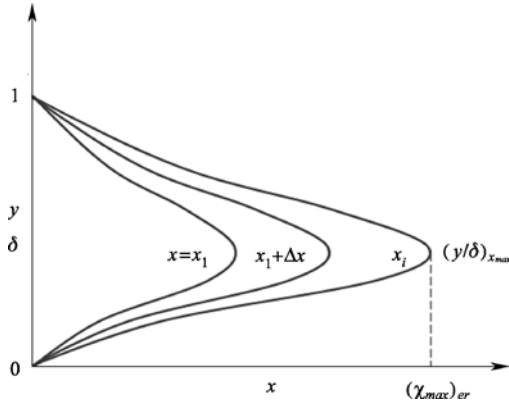


图 15 可压缩边界层中稳定性因子分布

Fig.15 Stability factor distribution in compressible boundary layer

上述方法所表征出的流动趋势与试验结果能够吻合,特别是临界值出现的法向位置可与试验中得到的层流破碎位置统一。Stainback^[30] 利用数值方法,在很广的参数范围内(不同总温/马赫数)验证了 Rouse 稳定性因子转换判断方法与试验的一致性,并指出对应于可压缩流动临界值介于 2100~4000 之间。在边界层方程求解过程中加入稳定性因子计算,可实现对层流喷管性能评估。图 16 (a) 给出了层流喷管沿程稳定性因子分布形式,以 2100 作为转换点临界判断值,低噪声试验区范围如图 16 (b) 所示:喷管菱形区起始点为低噪声试验区的轴向起点,转换点当地边界层外缘行特征线与轴向交点作为低噪声试验区的终止点。

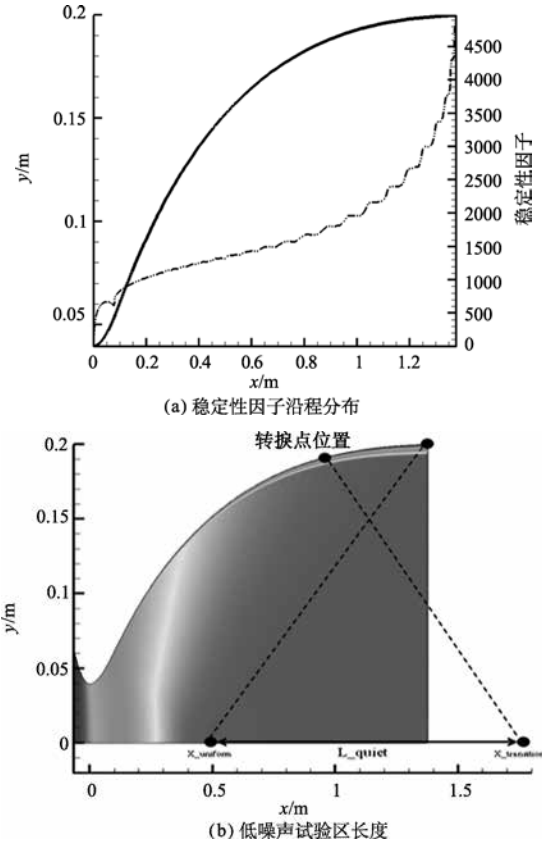


图 16 基于稳定性因子的转换预测

Fig.16 Transition prediction based on the stability factor method

3.2 基于层流脉动能方法的转换预测

3.2.1 基于层流脉动能的转换模式

Mayle^[31] 首次提出了“层流流动”的概念,并建立了相关输运方程。Walters^[32]、Papp^[33] 和宋博^[34] 等将该方程与湍流模型相融合用于转换点以及转换过程的预测。Walters 将湍动能分解为 2 部分:

$$\begin{cases} (A) & k_{T,s}^* = f_{ss}^* f_w^* k_T^* \\ (B) & k_{T,l}^* = k_T^* - k_{T,s}^* \end{cases} \quad (9)$$

式中: $k_{T,s}^*$ 和 $k_{T,l}^*$ 分别为湍动能小尺度和大尺度分量。并给出了层流动能、湍动能及其耗散的输运方程:

$$\begin{cases} \frac{\partial(\rho^* k_T^*)}{\partial t^*} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho^* u_j^* k_T^*) = \rho^* (P_{k_T}^* + R_{BP}^* + R_{NAT}^* - \omega^* k_T^* - D_T^*) + \\ \quad \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu^* + \frac{\rho^* \alpha_T^*}{\sigma_k^*} \right) \frac{\partial k_T^*}{\partial x_j} \right] \\ \frac{\partial(\rho^* k_L^*)}{\partial t^*} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho^* u_j^* k_L^*) = \rho^* (P_{k_L}^* - R_{BP}^* - R_{NAT}^* - D_L^*) + \\ \quad \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu^* \frac{\partial k_L^*}{\partial x_j} \right] \\ \frac{\partial(\rho^* \omega^*)}{\partial t^*} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho^* u_j^* \omega^*) = \rho^* \left[C_{\omega 1}^* \frac{\omega^*}{k_T^*} P_{k_T}^* \right] + \rho^* \left[\left(\frac{C_{\omega R}^*}{f_w^*} - 1 \right) \right] \end{cases} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\omega^*}{k_T^*} (R_{BP}^* + R_{NAT}^*) - C_{\omega 2}^* \omega^{*2} + \\ & C_{\omega 3}^* f_{\omega} \alpha_T^* f_W^{*2} \frac{\sqrt{k_T^*}}{d^{*3}} \Bigg] + \\ & \rho^* \left[C_{\omega 3}^* f_{\omega} \alpha_T^* f_W^{*2} \frac{\sqrt{k_T^*}}{d^{*3}} \right] + \\ & \frac{\partial}{\partial x_j^*} \left[\left(\mu^* + \frac{\rho^* \alpha_T^*}{\sigma_{\omega}^*} \right) \frac{\partial \omega^*}{\partial x_j^*} \right] \end{aligned}$$

式中： R 为层流动能所转化的湍动能生成率，表示跨越转捩中流向脉动破碎过程的平均效应，在层流动能和湍流动能方程中符号相反，对总脉动能并无贡献。根据转捩机制不同，可以对 R 进行不同的模化。杨中^[35]对Walters转捩模式进行改进，构造出一个新的三方方程转捩模式，改进方法主要对Mayle层流脉动方程的产生项使用剪切应力和平均流动速度梯度相互作用来建模，对耗散项使用层流动能平方根形式建模。湍流动能和比耗散率输运方程采用Wilcox $k-\omega$ 模型。特别是在比耗散率方程中引入交叉扩散项消除计算结果对自由流湍流变量依赖性。

3.2.2 模式验证

为了验证程序正确性以及模式在高马赫数下的适用性，将以上转捩模式添加到已有的计算平台^[36]中，进行了多个算例测试，具体说明如下：

(1) 亚声速平板

计算条件：来流马赫数0.5、单位雷诺数 2.0×10^6 m、总温293K、来流湍流度0.18%、绝热壁条件。图17给出不同流动状态下平板表面摩擦系数沿程分布（湍流计算采用SST $k-\omega$ 模型），可以看出：转捩前后摩擦系数与层流解、湍流解能较好吻合。

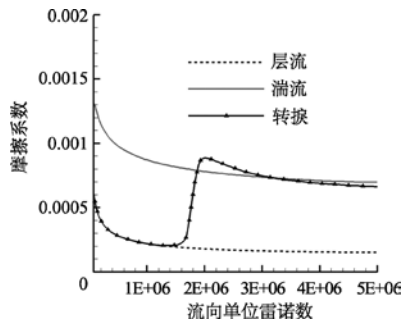


图 17 亚声速平板表面摩擦系数

Fig.17 Friction coefficient of subsonic flat plate

(2) 超声速尖楔

计算条件：来流马赫数2.0、单位雷诺数 2.0×10^7 m、总

温293K、来流湍流度0.5%、绝热壁条件。图18结果表明该模型在超声速带激波的流动中具有较好的适用性。

(3) 高马赫数平板

计算条件：来流马赫数4.5、单位雷诺数 6.89×10^6 m、总温600K、来流湍流度2.5%、绝热壁条件。图19给出了壁面摩擦系数计算结果，并与试验结果进行了对比。可以看出，该模型对转捩起始点以及转捩区长度能较好的预测，但在峰值上有偏差。

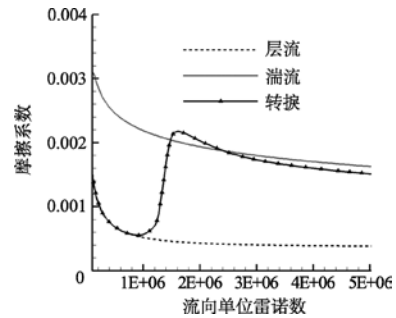


图 18 超声速尖楔表面摩擦系数

Fig.18 Friction coefficient of supersonic wedge plate

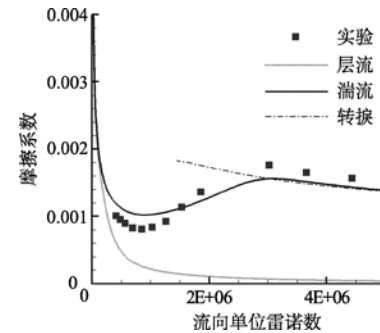


图 19 高马赫数平板表面摩擦系数

Fig.19 Friction coefficient of high Mach number flat

3.2.3 预测结果分析

将上述转捩模式用于层流喷管超声速扩张段的转捩预测。喷管型线参数：设计马赫数5.0、出口半径0.2m。计算网格如图20所示，计算条件：单位雷诺数 6.87×10^6 m、来流湍流度0.8%、绝热壁条件。

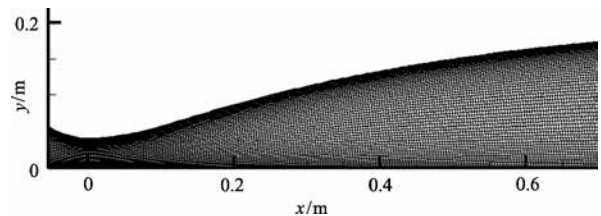


图 20 喷管计算网格

Fig.20 Computational grid

图 21 (a) 给出了喷管对称面内无量纲湍流黏性系数 (以来流黏性系数作为参考值) 分布。可以看出: 喷管进口受来流影响, 湍流脉动特性较强, 随着向下游推进, 核心流区脉动强度逐渐减弱, 壁面边界层中湍流脉动成分逐渐加强, 但直到喷管出口附近, 边界层仍处于非完全发展状态 (无量纲湍流黏性系数低于 40), 也可从与全湍流状态下壁面摩擦系数对比中看出, 如图 21 (b) 所示。

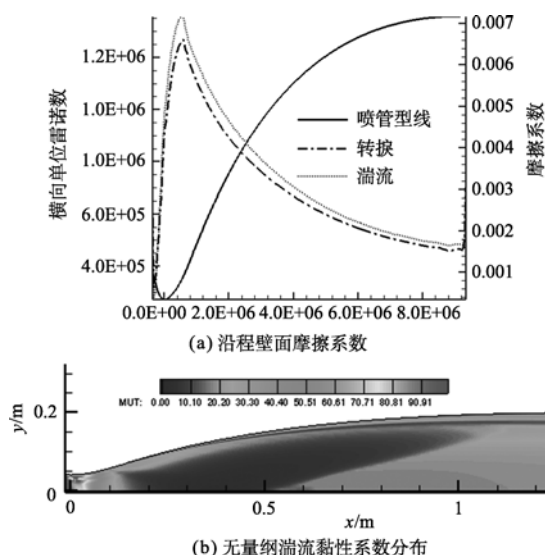


图 21 基于层流脉动能的转换预测

Fig.21 Transition prediction based on laminar kinetic energy method

4 结论与展望

本文概述了高马赫数低噪声风洞层流喷管关键技术的研究现状, 重点介绍了基于喉道上游边界层抽吸的喷管亚跨超段一体化设计方法和基于数值方法的喷管转捩预测技术, 通过研究可以发现:

(1) 喉道上游边界层抽吸已成为层流喷管设计标准, 亚跨超段一体化设计重点是避免分离泡的出现, 应尽可能保证排移气流绕过抽吸口时的“攻角”在合适范围内, 类椭圆头形状有利于降低对流场参数变化的敏感度、边界层排移通道内大的流线偏转角有利于减小槽道内的分离。

(2) 高马赫数层流喷管超声段型面的设计除了要控制喷管的长度外, 还需要重视凹壁面上的戈特勒不稳定性, 核心在于轴向马赫数分布形式的选取。

(3) 几种转捩预测方法各有利弊: 基于稳定性因子的近似经验方法能够快速给出转捩点位置, 但转捩临界值的选取缺乏理论依据; 线性稳定性理论虽然能够较准确的预测

转捩点位置, 但是无法给出试验段详细的噪声水平; 相对而言, 转捩模式理论能够获得较多的流场信息, 但是如何在模式中加入戈特勒不稳定性影响仍值得深入探索。 **AST**

参考文献

- [1] 郑哲敏, 周恒, 张涵信, 等. 21 世纪初的力学发展趋势 [J]. 力学进展, 1995, 25 (4) : 433-441.
ZHENG Zhemin, ZHOU Heng, ZHANG Hanxin, et al. Trends of development in mechanics in the early 21st century [J]. Advances in Mechanics, 1995, 25 (4) : 433-441. (in Chinese)
- [2] Chen F J, Malik M R, Beckwith I E. Comparison of boundary-layer transition on a cone and flat plate at Mach 3.5 [J]. AIAA Journal, 1989, 27 (6) : 687-693.
- [3] Wilkinson S P, Anders S G, Chen F J, et al. Supersonic and hypersonic quiet tunnel technology at NASA Langley [C] // AIAA Paper, 1992.
- [4] Schneider S P. A quiet-flow Ludwig tube for experimental study of high speed boundary layer transition [C] // AIAA Paper, 1991.
- [5] Sawada H, Suzuki K, Hanzawa A. The NAL 0.2m supersonic wind tunnel [R]. National Aerospace Laboratory, NAL-TR-1302T, 1996.
- [6] Benay R, Chanetz B. Design of a boundary layer suction device for a supersonic quiet tunnel by numerical simulation [J]. Aerospace Science and Technology, 2004, 8 (4) : 255-271.
- [7] 周勇为, 常熹钰, 易仕和, 等. 超声速静风洞的气动设计 [J]. 流体力学实验与测量, 2002, 16 (1) : 61-66.
ZHOU Yongwei, CHANG Xiyu, YI Shihe, et al. The aerodynamic design of supersonic quiet wind tunnel [J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2002, 16 (1) : 61-66. (in Chinese)
- [8] 周勇为, 易仕和, 陈植, 等. M6 高超声速静风洞的气动设计和结构研究 [J]. 国防科技大学学报, 2011, 33 (3) : 14-17.
ZHOU Yongwei, YI Shihe, CHEN Zhi, et al. The aerodynamic and structural research of M6 hypersonic quiet wind tunnel [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2011, 33 (3) : 14-17. (in Chinese)
- [9] Zhang C H, Tang Q, Lee C B. Hypersonic boundary-layer transition on a flared cone [J]. Acta Mechanica Sinica, 2013, 29 (1) : 48-53.
- [10] Beckwith I E, Harry W D, Harris J E, et al. Control of supersonic wind-tunnel noise by laminarization of nozzle-wall boundary layers [R]. NASA TM X-2879, 1974.

- [11] Schneider S P. The development of hypersonic quiet tunnels[C] // AIAA Paper, 2007.
- [12] 黄炳修, 贾英胜, 孙勇堂, 等. 高超音速风洞轴对称喷管设计方法的比较 [C] // 第八届全国实验流体力学学术会议, 2010. HUANG Bingxiu, JIA Yingsheng, SUN Yongtang, et al. Comparison of design methods for hypersonic axial-symmetrical nozzle[C] // The Eighth National Conference Experimental Fluid Mechanics, 2010. (in Chinese)
- [13] Beckwith I E, Chen F J. Design requirement for the NASA Langley supersonic low-disturbance wind tunnel[C] // AIAA Paper, 1986.
- [14] Beckwith I E, Bertram M H. A survey of NASA Langley studies on high-speed transition and the quiet tunnel[R]. NASA TM X-2566, 1972.
- [15] Beckwith I E, Barbara B H. Gortler vortices and transition in wall boundary layers of two Mach 5 nozzles[R]. NASA Technical Paper, 1981.
- [16] Chen F J, Wilkinson S P. Gortler instability and hypersonic quiet nozzle design [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1993, 30 (2) :170-175.
- [17] 张敏莉, 易仕和, 赵玉新. 超声速短化喷管的设计与实验研究 [J]. 空气动力学报, 2007, 25 (4) :500-503. ZHANG Minli, YI Shihe, ZHAO Yuxin. The design and experimental investigations of supersonic length-shortened nozzle [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25 (4) :500-503. (in Chinese)
- [18] Argrow B M, Emauel G. Comparison of minimum length nozzle [J]. Journal of Fluids Engineering, 1988, 110:283-288.
- [19] Naiman H. Analysis and design of quiet hypersonic wind tunnels [D]. The State University of New Jersey, 2010.
- [20] Hopkins D F, Hill D E. Effect of small radius of curvature on transonic flow in axisymmetric nozzles [J]. AIAA Journal, 1966, 4 (8) :1337-1343.
- [21] 高亮杰, 钱战森. 基于边界层抽吸的高超声速层流喷管亚跨超段一体化设计 [C] // 第六届全国高超声速科技学术会议, 2013. GAO Liangjie, QIAN Zhansen. Integrated design method of hypersonic quiet wind tunnel nozzle based on boundary layer suction[C] // The Sixth National Conference on Hypersonic Science and Technology, 2013. (in Chinese)
- [22] Harris J E, Blanchard D K. Computer program for solving laminar, transitional, or turbulent compressible boundary-layer equations for two-dimensional and axisymmetric flow[R]. NASA-TM-83207, 1982.
- [23] Taskinoglu E S, Knight D D, Schneider S P. Numerical analysis of the bleed slot design of the Purdue Mach 6 wind tunnel[C] // AIAA Paper, 2005.
- [24] Juliano T J, Schneider S P, Aradag S, et al. Quiet-flow ludwig tube for hypersonic transition research [J]. AIAA Journal, 2008, 46 (7) :1757-1763.
- [25] 符松, 王亮. 湍流转捩模式研究进展 [J]. 力学进展, 2007, 37 (3) :409-416. FU Song, WANG Liang. Process in turbulence/transition modeling [J]. Advances in Mechanics, 2007, 37 (3) :409-416. (in Chinese)
- [26] 苏彩虹, 周恒. 零攻角小倾头钝锥高超音速绕流边界层的稳定性分析和转捩预报 [J]. 应用数学和力学, 2007, 28 (5) :505-512. SU Caihong, ZHOU Heng. Stability analysis and transition prediction of hypersonic boundary layer over a blunt cone with small nose bluntness at zero angle of attack [J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2007, 28 (5) :505-512. (in Chinese)
- [27] Huang P G, Suzen Y B. An intermittency transport equation for modeling flow transition[C] // AIAA Paper, 2000.
- [28] Menter F R, Esch T, Kubacki S. Transition modeling based on local variables[C] // Proceeding of 5th International Symposium on Turbulence Modeling and Measurements, 2002.
- [29] 高亮杰, 钱战森. 基于层流脉动能方法的高超声速层流喷管转捩预测初步研究 [C] // 第八届全国高超声速科技学术会议, 2015. GAO Liangjie, QIAN Zhansen. Transition prediction for hypersonic quiet wind tunnel nozzle based on laminar-kinetic-energy method[C] // The Eighth National Conference on Hypersonic Science and Technology, 2015. (in Chinese)
- [30] Stainback P C. Use of rouse's stability parameter in determining the critical layer height of a laminar boundary layer [J]. AIAA Journal, 1970, 8 (1) :173-175.
- [31] Mayle R E, Schulz A. The path to predicting bypass transition [J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119: 406-411.
- [32] Walters D K, Cokljat D. A three-equation eddy-viscosity model for reynolds-averaged navier-stokes simulations of transitional flow [J]. Journal of Fluids Engineering, 2008, 130: 1-14.
- [33] Papp J L, Kenzakowski D C. Extensions of a rapid engineering approach to modeling hypersonic laminar to turbulent transitional

flows[C]//AIAA Paper, 2005.

- [34] 宋博,李椿萱. 基于 Favre 平均的高超声速可压缩转捩预测模型[J]. 中国科学: 技术科学, 2010, 40 (8) :879-885.

SONG Bo, LI Chunxuan. A favre averaged transition prediction model for hypersonic flows [J]. Scientia Sinica Technologica, 2010, 40 (8) :879-885. (in Chinese)

- [35] 杨中,杜建一,徐建中. 基于湍流模型的转捩流动数值计算研究[J]. 工程热物理学报, 2010, 31 (2) :231-234.

YANG Zhong, DU Jianyi, XU Jianzhong. Turbulence model based numerical investigation of transitional flows [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31 (2) :231-234. (in Chinese)

- [36] 钱战森. 大时间步长、高分辨率差分格式研究及其应用[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2011.

QIAN Zhansen. On large time step, high resolution finite difference schemes for hyperbolic conservation laws and applications [D]. Beijing: Beihang University, 2011. (in Chinese)

作者简介

高亮杰(1987—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 超/高超声速试验设备设计。

Tel: 024-86566632

E-mail: gljnuaa@163.com

钱战森(1983—) 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 计算流体力学及高超声速技术。

Tel: 024-86566601

E-mail: qianzs@avicari.com.cn

王璐(1987—) 女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 燃烧与传热传质。

Tel: 024-86566632

E-mail: wanglu631@126.com

王彤(1977—) 女, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 进/排气试验技术。

Tel: 024-86566632

E-mail: violet-wt@126.com

Design and Performance Evaluation for High Mach Number Low Noise Wind Tunnel Nozzle

GAO Liangjie^{1,2}, QIAN Zhansen^{1,2,*}, WANG Lu^{1,2}, WANG Tong^{1,2}

1. Aerodynamics Development Department, AVIC Aerodynamics Research Institute, Shenyang 110034, China

2. Aeronautical Science and Technology Key Lab for High Speed and High Reynolds Number Aerodynamic Force Research, Shenyang 110136, China

Abstract: The purpose of laminar nozzles, which is one of the key components of high Mach number low noise wind tunnels, is to delay boundary layer transition process. Two key design methods play a decisive role, include boundary layer suction before the nozzle throat and profiles integrated design and matching. This paper presents the laminar nozzle research development, which focuses on integrated design methods based on boundary layer suction and transition prediction based on numerical methods, to provide support for ground test equipment construction.

Key Words: high Mach laminar nozzle; boundary layer suction; reverse MOC; stability factor; laminar kinetic energy; transition prediction

Received: 2016-06-22; Revised: 2016-07-05; Accepted: 2016-07-06

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (2013ZD26004)

*Corresponding author. Tel.: 024-86566601 E-mail: qianzs@avicari.com.cn