

高超声速进气道钻石型强制转捩装置的转捩准则研究^{*}

张子明, 倪鸿礼, 赵慧勇

(中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 针对吸气式高超声速前体/进气道外形, 利用在 $\Phi 600\text{mm}$ 脉冲燃烧风洞和 $\Phi 0.5\text{m}$ 高超声速风洞上获得的边界层转捩试验数据以及CFD流场计算结果, 研究了前体边界层强制转捩区域的起始位置及其影响参数。采用回归分析方法, 提出了一种适用于常规风洞和脉冲燃烧风洞、能够预测自然转捩和钻石型强制转捩起始位置的转捩准则。这个转捩准则考虑了边界层外沿的马赫数、雷诺数, 以及总温/壁温比、来流气体平均分子量、粗糙元高度等影响转捩位置的主要因素; 当粗糙元高度为0时, 强制转捩准则退化为自然转捩准则。转捩准则成功推广到X-43A进气道风洞试验, 预测最大偏差约为进气道全长的13%, 可以应用到工程项目的转捩预测中。

关键词: 高超声速; 风洞试验; 进气道; 转捩准则; 边界层转捩

中图分类号: O357.4 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2017) 09-1930-07

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2017.09.002

Research on Transition Criterion of Diamond Forced-Transition Trip for Hypersonic Inlet

ZHANG Zi-ming, NI Hong-li, ZHAO Hui-yong

(Science and Technology on Scramjet Laboratory, Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: As for an air-breathing hypersonic forebody/inlet model, the onset positions of Boundary Layer Transition (BLT) and their decisive parameters were studied based on the experiments of BLT from $\Phi 600\text{mm}$ pulse combustion tunnel and $\Phi 0.5\text{m}$ hypersonic tunnel, as well as the flow field data of Computational Fluid Dynamics (CFD). A transition criterion was devised through the regression analysis method. The transition criterion can be predicted by the onset position of the natural BLT and the forced BLT of diamond-shaped elements for conventional hypersonic wind tunnels and pulse combustion tunnels. The transition criterion considered the main decisive factors of BLT, including the Mach number at the edge of the boundary layer, the Reynolds number, the ratio between total temperature and wall temperature, the average molecular weight of the gas flow, and the height of roughness element. When the height of roughness element was declined to 0, the forced transition criterion was degraded into the natural transition criterion. The transition criterion was successfully generalized to the BLT predictions of X-43A inlet test in wind tunnel and the domestic flight test with the maximum prediction error of about 13% of the entire length of the inlet. The transition criterion can be applied to the BLT prediction of engineering project.

Key words: Hypersonic; Wind tunnel test; Inlet; Transition criterion; Boundary layer transition

^{*} 收稿日期: 2016-03-03; 修订日期: 2016-04-05。

作者简介: 张子明, 男, 高级工程师, 研究领域为高超声速空气动力学。E-mail: fatmanzzm@sina.com

1 引言

为了减少吸气式高超声速飞行器前体/进气道流动分离,提高抗逆压的能力,便于进气道起动和超燃冲压发动机正常工作,通常采用在前体安装强迫转捩装置,以使流动转变为湍流。美国X-43A的飞行试验证明:沿飞行弹道的主要部分,在进气道上都实现了强制转捩,没有强制转捩的进气道背面保持层流状态。风洞试验和数值计算表明:层流在进气道压缩面的拐角附近和隔离段入口激波反射区产生比较大的分离区,严重时将导致进气道的不起动,使飞行试验失败^[1]。

Berry^[2]总结指出:高超声速前体/进气道的强制转捩有以下作用:(1)减少层流的流动分离,提高质量捕获率和燃料混合^[3];(2)实现从缩尺飞行器到全尺寸飞行器试验结果的推广;(3)实现从风洞试验到飞行试验的推广。因此,需要研究影响转捩的因素,并可靠预测转捩发生的位置。

转捩^[4,5]的理论预测模型可以分为转捩准则^[6~8]、基于稳定性理论的方法、基于Reynold平均的低Reynolds数湍流模型、考虑间歇性的转捩模型和LES/DNS五类方法。

基于稳定性理论的方法^[9~11]通过对平均流场的分析,计算层流中扰动的发展,用于预测转捩的起始位置。这种方法只能模拟自然转捩,不能模拟Bypass型的转捩,基于线性稳定性理论的转捩方法最流行的是 e^N 方法^[12]。美国NASP计划就形成了可靠的二维工程转捩预测软件 e^{Maik} ,成为NASP计划后期分析预测的标准工具。但是它有以下不足:(1)它基于线性稳定性理论,其中假设流动是当地平行的,因此难以推广到一般的三维流场;(2)不能考虑非线性的影响;(3)N-S方程不能精确地计算稳定性方程;(4)指数 n 不是通用的,需要通过试验数据来确定,而且这个值对于不同的风洞是不同的。

基于Reynold平均的低Reynolds数湍流模型直接或者间接地采用经验公式来方便转捩的模拟,如Wilcox在1993年推出的低Reynolds数 $k-\omega$ 两方程模型。这种方法只能用于Bypass转捩模式的预测,在自由来流湍流密度和压强梯度下表现不尽如人意,这类模型很难预测转捩的正确的起始位置。但由于不需要对成熟的CFD程序进行修改,目前仍有许多人直接应用低雷诺数湍流模式对转捩过程进行模拟。

考虑间歇性的转捩模型是目前最受关注的转捩模拟方法^[13~15]。清华大学符松、王亮等建立了一种

合理反映扰动模态和可压缩性影响的新型 $k-\omega-\gamma$ 转捩模式,构造了间歇函数,在完全湍流区还原为标准的SST湍流模式。理论上具有一定的普适性,可应用于较宽马赫数范围。但需要结合精细的流场计算,而且在实用外形的转捩预测上还需要开展进一步的验证。

转捩准则通过提凝参数影响结果,可以比较清楚地反映转捩影响因素对转捩区域的影响规律,能够快速预测转捩位置。美国X-43A和BLT软件的转捩准则的研究成果表明,转捩准则能够可靠预测风洞试验的转捩区域。当前,针对一类高超声速前体/进气道模型,我们获得了自然转捩和强制转捩的风洞试验数据,为开展转捩准则的研究提供了良好基础。

针对自然转捩和强制转捩,国内外公开发表了许多的转捩准则^[1,7]。其中,具有代表性的有

$$Re_\theta/Ma_c = 305 \quad (1)$$

$$\frac{\rho_c u_c \theta_1}{\mu_c} = 275e^{0.134Ma_c} \quad (2)$$

$$\frac{Re_\theta}{Ma_c} \frac{k}{\delta} = C \quad (3)$$

$$\frac{Re_\theta}{Ma_c} \frac{k}{\delta} \left(\frac{T_c}{T_w} \right)^{0.16} = C \quad (4)$$

现有转捩准则在实际使用中还存在不足,需要加以改进:

(1)转捩准则主要从简单外形研究基础上发展而来,尚未应用于类似升力体、轴对称构型等的试验验证,为此需要开展相关的验证和评估工作,引入多耦合因素作用下的转捩机制,重新标定常数,改进可压缩转捩/湍流模式。

(2)转捩准则(如BLT软件所用的转捩准则)是针对单个颗粒突起物的风洞试验结果和飞行试验结果得到的,缺乏对于多个颗粒组成的强制转捩装置(例如X-43A采用一排涡流发生器)的转捩准则。

(3)转捩准则考虑了影响转捩的主要因素,如边界层外沿的马赫数和雷诺数、总温/壁温比,但未考虑不同类型风洞对转捩位置的影响,如脉冲燃烧风洞,为此需要研究不同风洞流场参数对转捩的影响,提出适用的转捩预测准则。

(4)根据目前文献调研的情况,缺少一种既能预测强迫转捩,又能预测自然转捩起始位置的统一的预测方法。

2 研究对象及方法

2.1 概述

本文开展边界层转捩研究的对象,为一类采用

平面多波系压缩的高超声速前体/进气道模型^[16]。如图1所示,在前体压缩面的前部,预留了安装强制转捩装置的位置,以实现气流以湍流方式进入进气道。

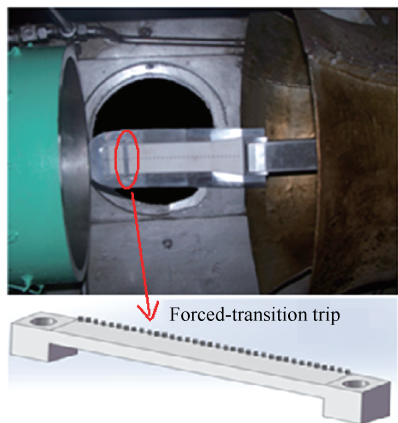


Fig. 1 Forebody/inlet and forced-transition trip

当前的转捩准则,大多分为自然转捩和强制转捩两种类型,未见有两者统一的形式。本文提出了一种将两者统一的方法。

将转捩准则定义为

$$T=f(x,S,Q)+g(k,S)\times(C-T_k) \quad (5)$$

式中 S 表示来流参数, Q 表示流场参数, k 表示粗糙元高度,并采用粗糙带位置处粗糙元高度为0时的总焓边界层高度来无量纲化, C 表示自然转捩常数, T_k 表示强制转捩对应的自然转捩状态下,粗糙带位置处的转捩参数。函数 f 考虑与自然转捩相关的因素, g 考虑强制转捩的影响。当粗糙带高度为0时,公式需要退化为自然转捩准则。该方法需要首先针对自然转捩,利用回归分析获取函数 f ,并用该函数计算出 $C-T_k$,然后再次利用回归分析获取函数 g 。

2.2 自然转捩准则

2.2.1 自然转捩预测方法

针对自然转捩,在进气道压缩面构造转捩准则: $T=f(x,S,Q)$,使得当 $T<C$ 的区域为层流边界层,而 $T>C$ 的区域为湍流边界层。如图2,为自然转捩预测模型的示意图。横坐标为进气道压缩面中心线上点的流向坐标值,纵坐标为转捩参数,该值是通过CFD计算得到的边界层外沿参数与来流参数构成的组合参数的值,并可通过该值来预测转捩起始位置。图2中,当转捩参数达到 $T=C$ 时,对应的壁面点 E ,即为预测的转捩起始位置。壁面上的三个区间 (D,F) , (B,G) , (A,H) 分别为转捩起始位置预测的 1σ , 2σ , 3σ 置信区间,置信度分别为 68.3%, 95.4% 和 99.7%。以

3σ 区间为例,转捩起始点位于 A,H 两点之间的概率为 99.7%。

采用风洞试验数据和CFD计算的流场结果,针对 J 次不同状态的风洞试验,有

$$T_i=f(x_i,S_i,Q_i) \quad (i=1,2,3,\dots) \quad (6)$$

式中 x_i 为第 i 次风洞试验的转捩起始位置试验值。

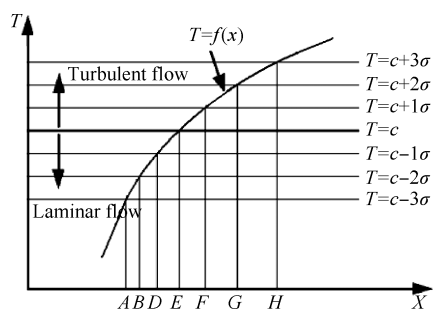


Fig. 2 Sketch of forecast method for natural-transition

针对本文研究的进气道模型,该模型表面的流动一直存在逆压梯度。从风洞试验的结果可知,一旦发生转捩,不会出现再层流化。根据这一流动现象,图2中函数 f 需要满足单调性的条件,即沿进气道壁面气流方向,转捩参数单调递增。单调性可以保证转捩参数,在壁面沿流动方向,依次达到 $C-3\sigma$, $C-2\sigma$, $C-\sigma$, C , $C+\sigma$, $C+2\sigma$, $C+3\sigma$, 这样只会得到一个转捩位置的预测值,从而达到预测的目的。因此,与现有的转捩准则相比,需要构造随流向单调递增的函数 f 。

针对不同尺度的模型和不同风洞的试验条件,若要获得统一的转捩准则,公式需要包含影响边界层转捩的主要因素,同时尽量减小 σ 的值,以提高预测的精度。

再次分析图2,针对每一个试验状态,利用CFD计算出边界层外沿参数随流向的分布后,都可以画出一条 f 的曲线,但每一条函数曲线在转捩起始位置附近的平均斜率是不相同的。斜率越大的试验状态,表明转捩参数穿越图2中7条横线“越快”,即预测置信区间越小,反之,预测置信区间越大。针对不同试验状态,评判转捩准则优劣的一个重要标准是“预测置信区间的最大值越小越好”。因此,转捩预测准则需要尽量保证所有试验状态 f 的斜率大致相等。

2.2.2 自然转捩准则的形式及系数的确定方法

自然转捩准则的文献调研结果表明,影响转捩的主要因素包括:边界层外沿的马赫数和雷诺数、总温/壁温比、壁面粗糙度、来流湍流度、来流噪声等。

针对本文研究的对象,由于两种试验模型具有相同的壁面粗糙度,因此未考虑模型表面粗糙度对转捩的影响。同时,受试验测量手段的制约,在本文涉及的 $\Phi 0.5\text{m}$ 高超声速风洞和 $\Phi 600\text{mm}$ 脉冲燃烧风洞这两座风洞中,很难测量来流湍流度和噪声。因此,本文主要考虑边界层外沿的马赫数和雷诺数、总温/壁温比这三个参数对转捩位置的影响。基于上述原因,本文的自然转捩准则只适用于常规高超声速风洞和脉冲燃烧风洞,例如气动中心的FL-31风洞、美国Langley研究中心的20英寸马赫数6风洞等。对于静音风洞或真实飞行环境的自然转捩预测是不适用的。

不同风洞对转捩的影响,目前在学术界存在分歧。本文基于现有的测量手段和风洞试验结果,从另一方面考虑了不同风洞对转捩的影响。 $\Phi 0.5\text{m}$ 高超声速风洞和 $\Phi 600\text{mm}$ 脉冲燃烧风洞这两座风洞,除总温、总压、总焓等在文献中普遍考虑过的因素外,一个显著的区别是空气的污染程度。 $\Phi 600\text{mm}$ 脉冲燃烧风洞的来流气体中,包含了部分水蒸气,从而降低了气体的平均分子量。因此,本文提出了在转捩公式中增加分子量影响的方法,将不同风洞的试验结果统一起来。分子量的无量纲化,采用实际分子量与纯净空气分子量的偏差百分比。当来流为纯净空气时,公式中对应项为0,表示不考虑污染空气对转捩的影响。

由此,针对自然转捩,可以得出转捩准则的形式

$$\lg(Re_x) = c_1 + c_2 Ma_x + c_3 Ma_x^2 + c_4 \overline{MW} + c_5 T_t/T_w + c_6 (T_t/T_w)^2 \quad (7)$$

式中 Re_x 、 Ma_x 为壁面上横坐标为 x 处的边界层外沿雷诺数和马赫数, $\overline{MW}$ 为空气分子量, $\overline{MW}$ 为分子量的无量纲参数, T_t 为来流总温, T_w 为壁面平均温度。其中 $\overline{MW} = (MW - 28.9)/28.9$ 。

确定了自然转捩准则的形式之后,需要考虑公式(7)对应函数的单调性及其斜率的一致性。几乎所有的相关文献,都未提到这两个问题。为此,本文提出了“多点拟合”的方法,解决了这两个问题。

“多点拟合”,是针对国外文献中“单点拟合”而言的。“单点拟合”是指:针对 J 次风洞试验,利用测量获得的转捩位置处的CFD流场数据,建立 J 个方程,进行回归分析。回归分析的目的,是期望在所有风洞试验状态下,利用转捩公式计算出的转捩位置处的值,均在某个常数附近。

“多点拟合”的实质,是针对 J 次风洞试验,拟合出 J 条具有相同斜率的直线,而这 J 条直线,随不同

试验状态,上下平移,从而保证预测位置的置信区间大致相同。

在实际研究过程中,转捩准则的形式及其系数的确定,是一个耦合迭代的优化过程。首先,针对各个因素,采用最简单的一次多项式,通过回归分析,可以得到一组系数、残差以及残差的均方根,即 σ 。根据各种影响参数的二次项或交叉项,与残差的相关性的大小,可以判断转捩准则中还需要添加的项。反复迭代,直到 σ 不再减小为止。

2.3 强制转捩准则

本文的强制转捩准则是以自然转捩为前提的。即,需要首先根据自然转捩准则,计算出转捩常数 C 和粗糙带位置处的转捩参数 T_k 。事实上,回归分析得到的 c_1 即为所求的转捩常数 C 。

在进气道压缩面上,只有自然转捩点才满足式(7),若将粗糙带位置的流场参数带入式(7),即有

$$T_k = \lg(Re_x) - c_2 Ma_x - c_3 Ma_x^2 - c_4 \overline{MW} - c_5 T_t/T_w - c_6 (T_t/T_w)^2 \quad (8)$$

2.3.1 强制转捩预测方法

边界层理论认为^[17]:粗糙元的存在有利于转捩。当粗糙元很小时,它们的存在根本不影响转捩;随着粗糙元高度的增加,转捩点不断向上游移动,直到达到粗糙元本身所在的位置。根据这样的规律,可以在强制转捩对应的自然转捩状态的转捩参数基础上,增加修正项,使得转捩参数提前到达常数 C 的位置,从而达到预测的目的。

如图3所示,为强制转捩预测模型的示意图。由于粗糙元的存在,在粗糙元的下游区域,当转捩带高度大于起始(Incipient)高度时,转捩参数 T 开始向上平移,当转捩带高度达到临界(Critical)高度时,转捩参数 T 迅速向上平移,而当转捩带高度增加到有效(Effective)高度时,转捩带自身所在位置处的转捩参数 T 达到转捩需要的常数 C ,此后,再增加转捩带高

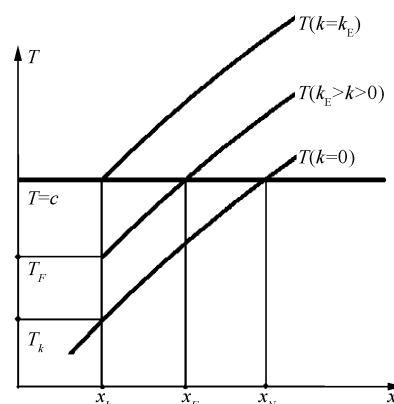


Fig. 3 Sketch of forecast method for forced-transition

度,转捩参数保持不变。

构造强制转捩的转捩准则,需要在自然转捩准则的基础上,构造 $g(k, S)$ 。由于在自然转捩准则中,已将转捩参数拟合为直线,因此, $g(k, S)$ 可以理解为:转捩前移量与 $x_N - x_k$ (最大前移量)的百分比。

根据粗糙带高度对转捩的影响规律可知,函数 g 需要满足以下规律:

(1) 当 $k_2 > k_1$ 时,满足 $g(k_2) \geq g(k_1)$,即 $g(k)$ 具有单调性。

(2) 当 k 取任意非负高度值时,满足 $1 \geq g(k) \geq 0$ 。

(3) 当 $k=0$ 时, $g(k)=0$, 当 $k > k_E$ 时, $g(k)=1$ 。

(4) $g(k)$ 具有非线性的“阈值”特性,以适应起始高度、临界高度、有效高度的规律。

此外, g 还应当是来流参数的函数,即当来流参数变化时,函数表现出不同的起始高度、临界高度、有效高度。由此可见,构造强制转捩准则,需要构造出包含粗糙带高度和来流参数的曲线族。即:当来流参数一定时,随粗糙带高度的增加,转捩位置呈非线性的前移,而改变来流参数,将改变起始高度、临界高度和有效高度的值。

2.3.2 强制转捩准则的形式

如前文所述,针对粗糙带高度,函数 g 需要满足4个规律。从数学上讲,严格满足这些规律的函数,并非处处可导的,因此只能是分段函数。而分段函数给随后的回归分析,带来了极大的困难。因此,本文在满足转捩预测的精度的前提下,对函数作了近似处理

$$g(k) = 1/(1 + Ae^{(-\frac{k}{\delta})B}) \quad (9)$$

式中 A, B 均为来流参数的函数,即不随流向及粗糙带高度变化,以保证引入 g 后,转捩参数 T 随流向坐标的斜率不变。 A, B 两个参数的实质,是反映来流参数的变化,将改变粗糙带的起始高度、临界高度和有效高度。如图4所示,横坐标和纵坐标分别为式(9)的自变量和函数值。当 A, B 两个参数取不同的值时,函数曲线的形状是迥然不同的。很显然,只有当 A, B 均大于0时,函数才符合粗糙带高度对转捩影响的物理规律。因此,可以根据 A, B 均大于0,确定该转捩准则针对来流参数的适用范围。

式(9)是针对粗糙带高度对转捩影响的物理规律,在数学上作的一种近似处理。近似之处有:

(1) 当 $k=0$ 时, $g(k)$ 并不为0。因此,需要 A, B 取适当的值,使得当 $k=0$ 时, $g(k)$ 为很小的正数,以确保换算到进气道总长的百分比时,满足预测的精度

要求。

(2) 随着 k 值的逐渐增加,函数 $g(k)$ 只能无限接近1,这是不符合物理规律的。因此,同 $k=0$ 的情况一样,需要适当的 A, B ,以满足预测的精度要求。

(3) 当粗糙带高度从临界高度逐渐增加到有效高度时,转捩点向上游移动的真实规律,并不满足函数 g 。而受风洞试验状态数量的限制,本文无法得到这一规律,因此,使用函数 g 来近似。

可能影响粗糙带起始高度、临界高度和有效高度的来流参数较多,有来流马赫数、来流气体平均分子量、总温/壁温比、总焓与壁面焓之比等等,而且这些参数对起始高度、临界高度和有效高度的影响,都可能是非线性的,同时这些参数都可能既在“ A ”中,又在“ B ”中。因此,完整罗列 A, B 的具体形式非常困难。本文首先通过主元素分析、回归分析、残差分析,确定了 A, B 这两个参数的具体形式

$$A = c_7 Ma_\infty^2 + c_8 \overline{MW} \quad (10)$$

$$B = c_9 + c_{10} Ma_\infty + c_{11} T_t/T_w \quad (11)$$

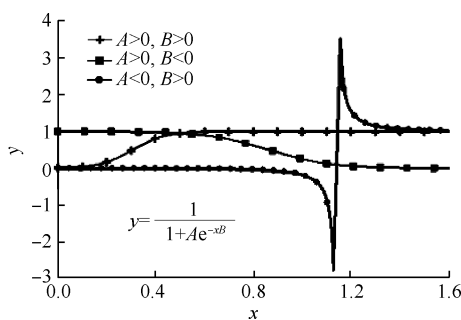


Fig. 4 Sketch of parameters in forced-transition correlation

2.3.3 强制转捩准则中系数的确定方法

针对 J 次强制转捩试验,可以根据试验结果和自然转捩准则,确定 $g(k_i)$ 的值,并根据式(9)建立方程组

$$g(k_i) = 1/(1 + A_i e^{(-\frac{k_i}{\delta})B_i}) + \varepsilon_i \quad (i=1, 2, \dots, J) \quad (12)$$

式中 ε_i 为试验中的随机偏差。

采用最小二乘法,建立回归方程组

$$\frac{\partial \sum_{i=1}^J \varepsilon_i^2}{\partial c_n} = 0 \quad (n=7, 8, \dots, 11) \quad (13)$$

约束条件为

$$(1) \quad (c_7 Ma^2 + c_8 \overline{MW}) > 0 \quad (14)$$

$$\forall Ma \in (Ma_0, Ma_1), \forall \overline{MW} \in (\overline{MW}_0, \overline{MW}_1)$$

$$(2) \quad (c_9 + c_{10} + c_{11} T_t/T_w) > 0 \quad (15)$$

$$\forall Ma \in (Ma_0, Ma_1), \forall \frac{T_t}{T_w} \in \left(\left(\frac{T_t}{T_w} \right)_0, \left(\frac{T_t}{T_w} \right)_1 \right)$$

式中 $Ma_0, Ma_1, \overline{MW}_0, \overline{MW}_1, \left(\frac{T_1}{T_w}\right)_0, \left(\frac{T_1}{T_w}\right)_1$ 分别为来流马赫数、来流无量纲分子量、总温/壁温比的下界和上界,即为本文转捩准则的来流参数适用范围。

3 结果分析

3.1 试验状态

本文分析了 $\Phi 600\text{mm}$ 脉冲燃烧风洞/全尺寸模型、 $\Phi 600\text{mm}$ 脉冲燃烧风洞/40%缩比模型和 $\Phi 0.5\text{m}$ 高超声速风洞/40%缩比模型三期试验的自然转捩和强制转捩,试验马赫数范围:4~7,攻角 $-3.5^\circ \sim 2^\circ$,共计65个试验状态。其中,全尺寸模型进气道长度为0.929m,粗糙带位于距前端0.22m处,40%缩比模型进气道长度为0.366m,粗糙带位于距前端0.088m处。

3.2 转捩起始位置预测公式

采用前文所述的方法,本文获得了针对不同尺度、不同风洞的自然转捩和强制转捩的统一预测公式

$$\lg(Re_k) = 7.79 + 1.562Ma_k - 0.195Ma_k^2 + 0.3564\overline{MW} + 0.207\frac{T_1}{T_w} - 0.00104\left(\frac{T_1}{T_w}\right)^2 - (16)$$

$$(7.79 - T_k)/(1 + A(e^{-\frac{1}{B}})^B) \quad (17)$$

$$A = 1.274Ma_\infty^2 + 135.89\overline{MW} \quad (17)$$

$$B = 48.1 - 5.212Ma_\infty - 1.442T_1/T_w \quad (18)$$

$$\sigma = 0.174 \quad (19)$$

$$T_k = \lg(Re_k) - 1.562Ma_k + 0.195Ma_k^2 - 0.3564\overline{MW} - 0.207\frac{T_1}{T_w} + 0.00104\left(\frac{T_1}{T_w}\right)^2 \quad (20)$$

其中, Re_k 和 Ma_k 为总焓边界层外沿的雷诺数和马赫数, Re_k 和 Ma_k 为粗糙带位置处,粗糙元高度为0时的总焓边界层外沿的雷诺数和马赫数,公式的适用范围为

$$Ma_\infty \in [4, 7], \overline{MW} \in [-0.15, 0.15], \frac{T_1}{T_w} \in [1, 7] \quad (21)$$

3.3 公式验证

为考核上述公式的可靠性和适用性,本文选择了X-43A的进气道外型进行公式检验^[18],一是X-43A与本文研究的进气道外型相似,都由若干个压缩面构成,所不同的是X-43A采用了三波系压缩面,而后者采用了四波系压缩面;二是X-43A公开发表了其详细的外形数据和钻石型涡流发生器的转捩试验数据,有利于公式验证。

X-43A进气道总长为0.7112m,总温/壁温比约为1.68。转捩试验数据及其预测结果如表1所示。

公式验证的结果表明,预测结果满足工程预测

精度要求,自然转捩起始位置预测精度较高,强制转捩预测偏差稍大。

分析认为,出现这样的预测结果,主要是公式拟合的样本空间的不规则性造成的。本文的自然转捩公式,来源于22次自然转捩风洞试验,而这22次试验中,总温/壁温比,在1~7之间的分布是比较均匀的,有5个车次的总温/壁温比,在1~2之间,接近X-43A的试验状态,因此,转捩准则中的自然转捩部分,对于总温/壁温比,有较好的普适性。同时,22次自然转捩风洞试验中,有7次的来流马赫数为6。基于这样的原因,用X-43A的自然转捩状态,来检验公式的自然转捩部分,结果是比较好的,预测与试验的偏差仅为进气道全长的3.54%。

本文转捩准则的强制转捩部分,来源于11组强制转捩试验(每组试验包含多个粗糙带高度)。而这11组试验中,仅有1组的总温/壁温比小于2(接近X-43A的试验状态),同时,仅有3组的总温/壁温比小于4,另外8组试验的总温/壁温比均在4~7。分析认为,样本空间的不均匀性,造成了总温/壁温比在较小的情况下,强制转捩的预测偏差稍大。在本文的公式验证中,不同粗糙带高度预测偏差的最大值达到进气道总长的13%左右。

Table 1 Results of forecast for X-43A ($Ma=6$)

k/mm	k/δ	Transition onset/m	Forecast location of transition/m	Relative error/%
0.0	0.0	0.492	0.5172	3.54
0.381	0.1865	0.470	0.4359	-4.80
0.508	0.2486	0.456	0.3697	-12.13
0.762	0.3729	0.337	0.2396	-13.69
1.143	0.5594	0.276	0.1849	-12.81
1.524	0.7459	0.246	0.1803	-9.23
1.905	0.9323	0.238	0.1800	-8.15
3.048	1.4917	0.209	0.1800	-4.08

4 结论

本文详细研究了高超声速进气道上,影响转捩起始位置的因素,利用风洞试验数据和CFD计算结果,得到了一个预测转捩起始位置的经验公式。结论如下:

(1)利用多次风洞试验数据,采用数据分析的方法,获得适用于预测同类外形转捩起始位置的经验公式的方法,是可行的。该经验公式是Reshotko等的转捩准则^[19]的延续和拓展。

(2)该转捩准则充分考虑了影响边界层转捩起

始位置的多种因素,在形式上将自然转捩和强制转捩的预测公式统一起来,给出了本转捩准则的适用范围,并保证了预测精度。

(3)利用X-43A的风洞试验数据验证了该转捩准则,预测的最大偏差约为进气道全长的13%,可应用于工程预测。

(4)该转捩准则计算方便,且计算量小,适合于快速预测转捩的起始位置。

本文的研究成果已应用于高超声速飞行器气动性能计算中,通过预测不同的边界层流动状态,选取合适的边界条件,有效提高了气动性能的预测精度。

参考文献:

- [1] Scott Berry, Kamran Daryabeigi, Kathryn Wurster, et al. Boundary Layer Transition on X-43A [R]. AIAA 2008-3736.
- [2] Scott Berry, Aaron H Auslender, Arthur D Dilley, et al. Hypersonic Boundary-Layer Trip Development for HYPER-X [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2001, 38(6).
- [3] Whitehead. NASP Aerodynamics [R]. AIAA 89-5013.
- [4] 普朗特. 流体力学概论 [M]. 北京: 科学出版社, 1981: 200-210.
- [5] Tirtley S C, Chazot O, Walpot L. Characteristics of Hypersonic Roughness Induced Transition for the EXPERT Flight Experiment [R]. AIAA 2009-7215.
- [6] 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.
- [7] Rudolph A King, Michael A Kegerise, Scott Berry. Version 2 of the Protuberance Correlations for the Shuttle-Orbiter Boundary Layer Transition Tool [R]. NASA/TP 2009-215951.
- [8] Charles H Campbell. Roles of Engineering Correlations in Hypersonic Entry Boundary Layer Transition Prediction [R]. AIAA 2010-0247.
- [9] Brandon C Chynoweth. Transition and Instability Measurements in a Mach 6 Hypersonic Quiet Wind Tunnel [R]. AIAA 2014-0074.
- [10] McKiernan G R. Instability and Transition Experiments in the Boeing/AFOSR Mach 6 Quiet Tunnel [R]. AIAA 2015-1735.
- [11] 张红军, 袁湘江, 沈清. 高超声速楔面边界层流动稳定性分析 [J]. 推进技术, 2012, 33(5): 671-675. (ZHANG Hong-jun, YUAN Xiang-jiang, SHEN Qing. Analysis on Boundary Layer Flow Stability of Hypersonic Wedge [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(5): 671-675.)
- [12] 苏彩虹, 周恒. 超声速和高超声速有攻角圆锥边界层的转捩预测 [J]. 中国科学G辑: 物理学 力学 天文学, 2009, 39(6): 874-882.
- [13] 符松, 王亮. 湍流转捩模式研究 [J]. 力学进展, 2007, 37(3): 409-416.
- [14] 郑赞, 李虹杨. 基于新的经验关联公式 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型在高超声速流动中的应用 [J]. 推进技术, 2015, 36(6): 841-845. (ZHENG Yun, LI Hong-yang. Application $\gamma-Re_\theta$ Transition Model in Hypersonic Flow Based on New Correlation Equation [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(6): 841-845.)
- [15] 郑赞, 李虹杨, 刘大响. $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型在高超声速下的应用及分析 [J]. 推进技术, 2014, 35(3): 296-304. (ZHENG Yun, LI Hong-yang, LIU Da-xiang. Application and Analysis $\gamma-Re_\theta$ Transition Model in Hypersonic Flow [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(3): 296-304.)
- [16] 赵慧勇, 周瑜, 倪鸿礼, 等. 高超声速进气道边界层强制转捩试验 [J]. 实验流体力学, 2012, 26(1): 1-6.
- [17] 史里希廷. 边界层理论 [M]. 北京: 科学出版社, 1988: 619-626.
- [18] Donelli R S, Schettino A. Design of a Laminar-Turbulent Transition Flight Experiment [R]. AIAA 2005-3410.
- [19] Reshotko E. Is Re/Me a Meaningful Transition Criterion [R]. AIAA 2007-0943.

(编辑: 朱立影)