

# 考虑高空粘性干扰效应的乘波体气动性能工程 预测方法研究

李维东, 韩汉桥, 陈文龙, 王发民

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京 100190)

**摘 要:** 粘性干扰效应是飞行器在高空、高马赫数飞行状态下所面临的诸多重要物理效应之一, 对飞行器在这一区段飞行时的气动性能有着极其重要的影响。本文基于粘性干扰理论, 结合参考温度方法提出了一种能够考虑粘性干扰效应的高超声速乘波体气动性能的工程预测方法, 克服了传统工程预测方法不能计及粘性干扰效应的不足。文中对该方法的合理性进行了理论分析, 并在飞行高度 30 ~ 70 km, 飞行马赫数 15 ~ 20 范围内, 通过本文提出的方法与传统工程方法以及计算流体力学(CFD)方法计算结果的比较, 验证了本文所提出的方法的有效性。

**关键词:** 乘波飞行器; 高超声速; 粘性干扰; 气动特性

中图分类号: V211.5 文献标识码: A 文章编号: 1000-4328(2011)06-4217-07

DOI: 10.3873/j.issn.1000-4328.2011.06.002

## An Engineering Prediction Method for Aerodynamic Performance of Waverider with Hypersonic Viscous Interaction

LI Wei-dong, HAN Han-qiao, CHEN Wen-long, WANG Fa-min

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

**Abstract:** As one of the important physical effects of hypersonic vehicles at high altitude and high Mach number states, hypersonic viscous interaction can have great influence on aerodynamic characteristics of these vehicles. Based on the hypersonic viscous interaction theory and the reference temperature method, a new hypersonic viscous interaction effect considered engineering prediction method for aerodynamic characteristics of the hypersonic waverider is presented in this paper, to overcome shortcomings of some traditional method. At altitudes from 30 km to 70 km and Mach numbers from 15 to 20, through a comparison between the aerodynamic performances predicted by the proposed method, the traditional method and the CFD method, the validation of the proposed method is verified.

**Key words:** Waverider; Hypersonic; Viscous interaction; Aerodynamic characteristics

### 0 引 言

乘波布局自 1986 年 Bowcutt<sup>[1]</sup> 在乘波体的性能分析中首次引入粘性效应并进行粘性优化分析以来, 其工程化应用研究一直备受关注。由于考虑到吸气式超燃冲压发动机的工作范围, 大多数乘波飞行器方面的研究主要针对中低空 ( $H \leq 15\text{km}$ )、中等高超声速 ( $M \leq 15$ ) 条件下的气动问题<sup>[2-3]</sup>。近年

来, 随着高空滑翔类高超声速飞行器(如 CAV、HTV-1、HTV-2 等)概念的提出, 在连续流区高空、高马赫数飞行状态下, 能够长时间可控飞行的高升阻比乘波布局飞行器设计相关的问题逐渐成为近空间高空滑翔类飞行器研制过程中所面临的重要工程科学问题<sup>[4-5]</sup>。乘波飞行器设计和研制中必须首先解决的问题就是如何快速准确的预测气动性能, 以利于飞行器的优化设计, 因此近空间高空滑翔类乘波

收稿日期: 2010-10-28; 修回日期: 2011-03-25

基金项目: 国家自然科学基金(10772186)

布局飞行器设计所面临的首要问题便是如何快速准确预测乘波体在连续流区高空、高马赫数飞行状态下飞行的气动性能。

众所周知,飞行器在这一区段飞行时,所面临的飞行环境较中空( $H \leq 15\text{km}$ )、中等高超声速( $M \leq 15$ )条件下要恶劣得多,将面临粘性干扰、真实气体效应等诸多重要物理效应的影响<sup>[6]</sup>。国内龚安龙<sup>[7]</sup>、程晓丽<sup>[8]</sup>、叶友达<sup>[9]</sup>等人针对航天飞机以及国外 Chang<sup>[10]</sup>和 McLaughlin<sup>[11]</sup>、Lewis<sup>[12-13]</sup>、Minucci<sup>[14]</sup>等人针对乘波体所开展的粘性干扰效应和真实气体效应影响方面的研究均已表明:这一飞行区段所面临的诸多重要物理效应对高超声速飞行器的气动性能有重要影响。因此,在设计这一区段内飞行的乘波飞行器的过程中,需要研究新的能够包含高空多物理效应影响的气动性能快速预测方法。作为新的气动性能快速预测方法研究的第一步,本文只关注粘性干扰效应的影响。

目前普遍采用的高超声速乘波飞行器气动性能的传统工程方法是 1986 年 Bowcutt 在文献 [1] 中给出的方法。该方法只考虑了粘性对飞行器摩阻的影响,没有考虑高空、高马赫数、低雷诺数状态下快速增长的边界层对边界层外流动形成干扰所引起物面压力和摩阻的改变,从而不能用于考虑连续流区高空粘性干扰效应的乘波体气动性能的准确预测。另外,尽管 CFD 数值计算技术已取得了巨大进展,可以相对准确的预测飞行器的气动性能,但是由于其计算量巨大,难以快速获得飞行器研制和优化设计所需的大量气动性能数据。Chang 和 Anderson 在文献 [10] 和 [11] 中研究了一种不需要利用参考温度方法的考虑连续流区高空粘性干扰效应的乘波体气动性能工程预测方法,将该方法和传统方法对高空、高马赫数飞行状态下乘波体气动性能预测得到的结果进行了比较,并指出两种方法得到的结果有较大差别,高空粘性干扰效应使得乘波体的升阻比下降,利用传统方法预测得到的乘波体的升阻比偏高。尽管所得到的结论与航天飞机的粘性干扰效应研究中得到结论定性上相符,但是该方法在定量上的可靠性还没有进行实验或数值方面的验证。而国内外其它有关考虑高空粘性干扰效应的高超声速飞行器气动性能快速预测方法方面的研究还未见报道。

基于此,结合美国航天飞机的粘性干扰效应问题研究指出采用参考温度比直接利用壁温更为合理<sup>[20]</sup>的结论,本文提出一种基于强粘性干扰理论,结合参考温度方法的能够考虑连续流区高空粘性干扰效应的乘波体的气动性能工程预测新方法,并对本文所给出的方法的合理性进行了证明,利用计算流体力学技术对本文给出的气动性能预测方法进行了验证。最后,还对本文给出的方法进行了初步应用,给出了高超声速飞行器设计过程中需要考虑粘性干扰效应的区域。论文研究工作着眼于我国未来开展近空间高空滑翔类高超声速飞行器研制的技术需求,对未来我国此类飞行器的研制具有一定参考意义和应用价值。

## 1 考虑高空粘性干扰效应的乘波体气动特性工程预测方法的理论分析

针对尖头平板前缘区域的粘性干扰问题,国外开展了系统的理论和实验研究<sup>[15]</sup>,形成了比较成熟的理论<sup>[6,16-17]</sup>。为了借鉴尖头平板前缘区域粘性干扰效应的研究思路,作出如下假设:

- (1) 乘波体为细长体,且周围的流动为层流;
- (2) 沿着乘波体物面附近的流线具有小的流向曲率;
- (3) 乘波体物面附近的流动具有小的横向梯度。

对于近空间高空飞行,假设(1)的合理性毋庸置疑,另外此前对于乘波体的诸多研究表明:乘波体下表面是流线追踪形成的,其流场几乎是均匀流场,物面附近流线的流向曲率很小<sup>[10]</sup>,理论上讲没有横向流动,假设(2)和(3)亦是合理的。结合(1)和(2)可知:物面上各处沿流动方向的切线斜率  $\tau(x) \ll 1$ 。因此乘波体物面上各处沿流动方向的局部切平面上可以采用平板的粘性干扰理论。基于假设(3),乘波体的气动性能可以采用片条理论沿物面流线积分压力和摩阻得到。

图 1、图 2 和图 3 中物面上压力分别表示为  $p_{w1}$ 、 $p_{w2}$ 、 $p_{w3}$ ,显然在图 2 所示的斜劈无粘扰流模型中有  $p_{w2} = P_1$ 。乘波体物面上沿流动方向切线斜率为  $\tau$  附近的局部切平面上的粘性干扰问题,可以简化为图 1 中所示倾角为  $\tau$  的斜劈模型上表面的粘性干扰问题,即由  $M_\infty$  和  $p_\infty$  求  $p_{w1}$  的问题。在由无粘流场生成乘波体的过程中已得到无粘流场中乘波体物面流线

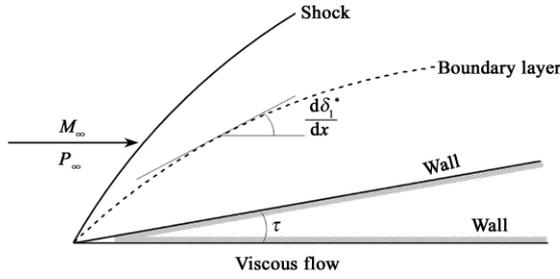


图 1 粘性干扰模型 1

Fig. 1 Viscous interaction sketch 1

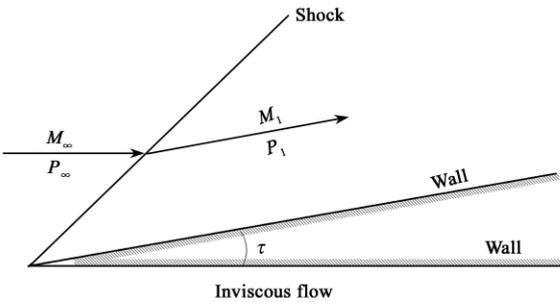


图 2 斜劈无粘扰流模型

Fig. 2 Sketch of inviscid flow around wedge

上的压力和马赫数,即知道局部倾角为  $\tau$  的切平面上无粘扰流时切平面上的压力和马赫数,也即模型中斜劈表面的压力  $p_1$  和马赫数  $M_1$  已知。而图 1 中所示的粘性干扰模型无法利用这些信息,因此我们采用图 3 所示的以图 2 中无粘模型得到的压力  $p_1$ , 马赫数  $M_1$  作为来流条件的  $0^\circ$  倾角平板的粘性干扰模型来计算,并基于前面的假设和结论结合强粘性干扰理论证明:在  $\tau(x) \ll 1$  时  $p_{w1} \approx p_{w3}$ 。

根据切劈法,在高超声速条件时,倾角为  $\theta$  的物面上的压力  $p_w$  和来流的压力  $p_\infty$  满足:

$$\frac{p_w}{p_\infty} = 1.0 + \frac{\gamma(\gamma + 1.0)}{4.0} K^2 + \gamma K \sqrt{\left(\frac{\gamma + 1.0}{4} K\right)^2 + 1.0} \quad (1)$$

根据强粘性干扰理论<sup>[6]</sup>,在图 1 所示的模型中,物面的压力为:

$$\frac{p_{w1}}{p_\infty} \approx \frac{\gamma(\gamma + 1.0)}{2.0} K_1^2 \quad (2)$$

式中:  $K_1 = M_\infty \theta_1(x) \left(1 + \frac{\tau}{\theta_1(x)}\right)$ , 其中  $\frac{d\delta_1^*}{dx} = \theta_1(x)$  表示图 1 所示模型中的边界层位移厚度沿来流方向的变化率。

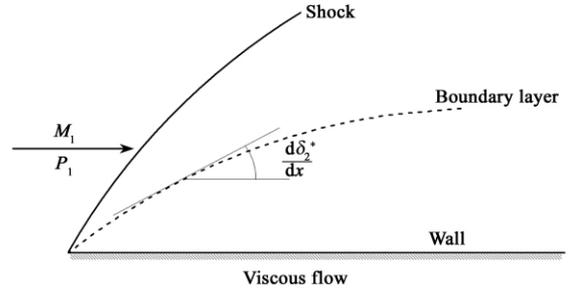


图 3 粘性干扰模型 3

Fig. 3 Viscous interaction sketch 3

在图 3 所示的模型中,物面的压力为:

$$\frac{p_{w3}}{p_1} \approx \frac{\gamma(\gamma + 1.0)}{2.0} K_3^2 \quad (3)$$

式中:  $K_3 = M_1 \theta_2(x)$ , 其中  $\theta_2(x) = \frac{d\delta_2^*}{dx}$  表示图 3 所示模型中的边界层位移厚度沿来流方向的变化率。

根据 White<sup>[17]</sup> 给出的边界层位移厚度公式有:

$$\frac{d\delta_x^*}{dx} = \frac{\xi}{M_{\text{无穷}}} \left( \frac{1.0}{\sqrt{p}} + \frac{\chi}{2.0 p^{3/2}} \frac{dp}{d\chi} \right) \quad (4)$$

式中:  $p = \frac{p_w}{p_\infty}$

$$\xi = \gamma(\gamma - 1.0) \left( \frac{T_w}{T_{ad}} + 1.0 \right) \chi$$

$$\chi = \frac{M_\infty^3}{\sqrt{\text{Re}_{x,\infty}}} \sqrt{C_w}$$

$$C_w = \left( \frac{T^*}{T_\infty} \right)^{1/2} \frac{T_\infty}{T^*} + 110.4 \quad (5)$$

下标为  $\infty$  和  $w$  的量分别表示来流和物面处的量;  $T_{ad}$  表示绝热壁温,  $T^*$  表示参考温度。本文根据 Young<sup>[18]</sup> 和 Anderson<sup>[19]</sup> 的建议,(5) 中参考温度的计算公式为:

$$\frac{T^*}{T_\infty} = 1.28 + 0.023 M_\infty^2 + 0.58 \left( \frac{T_w}{T_\infty} - 1.0 \right) \quad (6)$$

在图 1 和图 3 的模型中,在  $M_\infty \gg 1$  时结合式(4)、(5)以及式(6)可以得到:

$$\frac{\theta_1^2(x)}{\theta_2^2(x)} \approx \frac{M_\infty^2 \rho_1 p_{w3} p_\infty}{M_1^2 \rho_\infty p_{w1} p_1} \quad (7)$$

进一步,利用图 2 所示的模型中  $\tau(x) \ll 1$  并结合斜激波理论<sup>[6]</sup>得到:

$$\frac{\theta_1^2(x)}{\theta_2^2(x)} \approx \frac{p_{w3}}{p_{w1}} \quad (8)$$

又根据式(2)和式(3),结合  $\theta_1(x) \gg \tau$  可以得到:

$$\frac{\theta_2^2(x)}{\theta_1^2(x)} \approx \frac{p_{w3}}{p_{w1}} \quad (9)$$

由(8)和(9)可知在强干扰区域有  $p_{w3} \approx p_{w1}$ ; 对于弱干扰区域的情况, 显然有  $p_{w1} \approx p_{w3}$ , 结论自然成立; 因此在  $\tau(x) \ll 1$  时  $p_{w1} \approx p_{w3}$ 。

从上述证明过程可以看出本文所提出的考虑连续流区高空粘性干扰效应的乘波体气动性能工程预测方法的计算步骤为:

1) 由无粘流场生成乘波体的过程中已知的无粘流场信息得到无粘流场中乘波体物面的压力  $p_f(x)$ 、马赫数  $M_f(x)$ 、温度  $T_f(x)$ ;

2) 根据公式(5)、(6)计算物面边界层中的粘性干扰参数  $\chi$ 、 $\xi$ ;

3) 联立(1)和(4)得到关于  $\frac{dp}{d\chi}$  的常微分方程, 结合初值条件:  $\chi = 0.0$   $p = 1.0$  逆着来流方向向上游沿流线采用隐式龙格库塔方法积分该微分方程得

$p(x) = \frac{p_w(x)}{p_f(x)}$  (为了提高强干扰区域分辨率, 需要在强干扰区域布置足够多的网格点);

4) 根据公式

$$p_w(x) = p(x) p_f(x) \quad (10)$$

表 1 方法验证计算结果

Table 1 The computational results for verification of the method

飞行高度/km	马赫数	$(L/D)_V$	$(L/D)_{VI}$	$(L/D)_{CF}$	Err1	Err2	Err3
30	15	8.10	7.97	7.66	1.63%	5.74%	4.05%
30	20	8.47	8.30	7.84	1.98%	8.04%	5.87%
45	15	7.08	6.69	6.59	5.87%	7.44%	1.52%
45	20	7.43	6.92	6.67	7.31%	11.39%	3.75%
60	15	5.50	4.70	4.88	17.06%	12.70%	3.69%
60	20	5.82	4.79	4.78	21.65%	21.76%	0.21%
70	15	4.09	3.03	3.12	35.05%	31.09%	2.88%
70	20	4.36	3.01	3.18	44.60%	37.11%	5.35%

备注: 表中的符号说明如下

$(L/D)_V$  —— 传统(未计及粘性干扰效应)的气动性能工程预测方法得到的升阻比;

$(L/D)_{VI}$  —— 本文提出的气动性能工程预测方法得到的升阻比;

$(L/D)_{CF}$  —— CFD 技术计算得到的乘波体的升阻比;

Err1 —— 传统方法同本文提出的方法的计算结果之间的误差,  $Err1 = | (L/D)_{VI} - (L/D)_V | / (L/D)_{VI} \times 100\%$ ;

Err2 —— 传统方法同 CFD 的计算结果之间的误差,  $Err2 = | (L/D)_{CF} - (L/D)_V | / (L/D)_{CF} \times 100\%$ ;

Err3 —— 本文提出的方法同 CFD 的计算结果之间的误差,  $Err3 = | (L/D)_{CF} - (L/D)_{VI} | / (L/D)_{CF} \times 100\%$ 。

从表 1 的中可以看出, 本文给出的考虑高空粘性干扰效应的气动性能预测方法与 CFD 计算得到的升阻比结果吻合很好, 从 30km 到 70km,  $M = 15$  和  $M = 20$  的状态下最大误差均在 6% 以内。因此,

以及 White<sup>[16]</sup> 给出的粘性干扰摩擦系数计算公式

$$C_{fVI} = C_{fv} \sqrt{p(x)} \quad (11)$$

计算考虑粘性干扰效应后物面的压力和摩擦系数分布, 沿物面积分得到考虑粘性干扰效应后乘波体的气动性能。其中计算  $C_{fv} = \frac{0.664}{\sqrt{Re_{x,\infty}}} \sqrt{C_w}$  采用式(6)所给出的参考温度。

## 2 预测方法的数值验证

这里我们采用 CFD 技术对所提出的气动性能预测方法进行了验证, 并指出了传统(未计及粘性干扰效应)的气动性能工程预测方法的不足。从高度  $H = 30\text{km}$  到  $H = 70\text{km}$ , 以飞行马赫数为 15 和 20 设计了一系列乘波体, 分别采用传统(未考虑粘性干扰效应)的气动性能工程预测方法和本文提出的考虑粘性干扰效应的气动性能工程预测方法来对这些乘波体的气动进行预测, 同时还采用计算流体力学技术进行了计算(所有计算均采用层流模型), 计算结果如表 1(乘波体长度  $L = 60.0\text{m}$ , 计算采用绝热壁面边界条件)。

本文所提出的气动性能工程预测方法可以很好的预测乘波体在高空、高马赫数飞行状态下的气动性能。而在中低空、中等高超声速条件下应用较好的传统气动性能工程预测方法在这个高度和马赫数范围内

得到的结果与 CFD 计算结果比较误差均在 5% 以上,在  $H = 70\text{km}$ ,  $M = 20$  时,最大误差甚至达到了 37%,证实了传统气动性能工程预测方法不能够用于乘波体在高空、高马赫数飞行状态下的气动性能预测的论断。并且还可以发现随着飞行高度和飞行马赫数的增加,本文提出的气动性能预测方法与传统的气动性能工程预测方法差别增加,这说明粘性干扰的影响在加强;从  $H > 45\text{km}$ ,  $M \geq 20$  开始,两种预测方法的差别开始大于 5%,这表明在  $H > 45\text{km}$ ,  $M \geq 20$  以后,粘性干扰效应对飞行器气动性能的影响不能忽略,在设计高空、高马赫数飞行的高超声速乘波飞行器时,需要考虑粘性干扰效应对飞

行器气动性能造成的影响。需要指出的是,这里给出的是乘波体长度  $L = 60\text{m}$  的结果,两种预测方法结果差别大于 5% 对应的粘性干扰参数  $\bar{V} \approx 0.0023$  (以飞行器长度作为特征长度),如果乘波体长度  $L$  小于  $60\text{m}$ ,在相同的马赫数下,所对应的需要考虑粘性干扰效应的高度应该更低。

另外,从 CFD 结果可以看出,在  $H > 45\text{km}$ ,  $M \geq 20$  以后,CFD 计算得到的  $L/D$  随着飞行高度和马赫数增大下降速度明显加快,也证明了  $H > 45\text{km}$ ,  $M \geq 20$  以后粘性干扰效应对飞行器气动性能的影响变得重要起来。

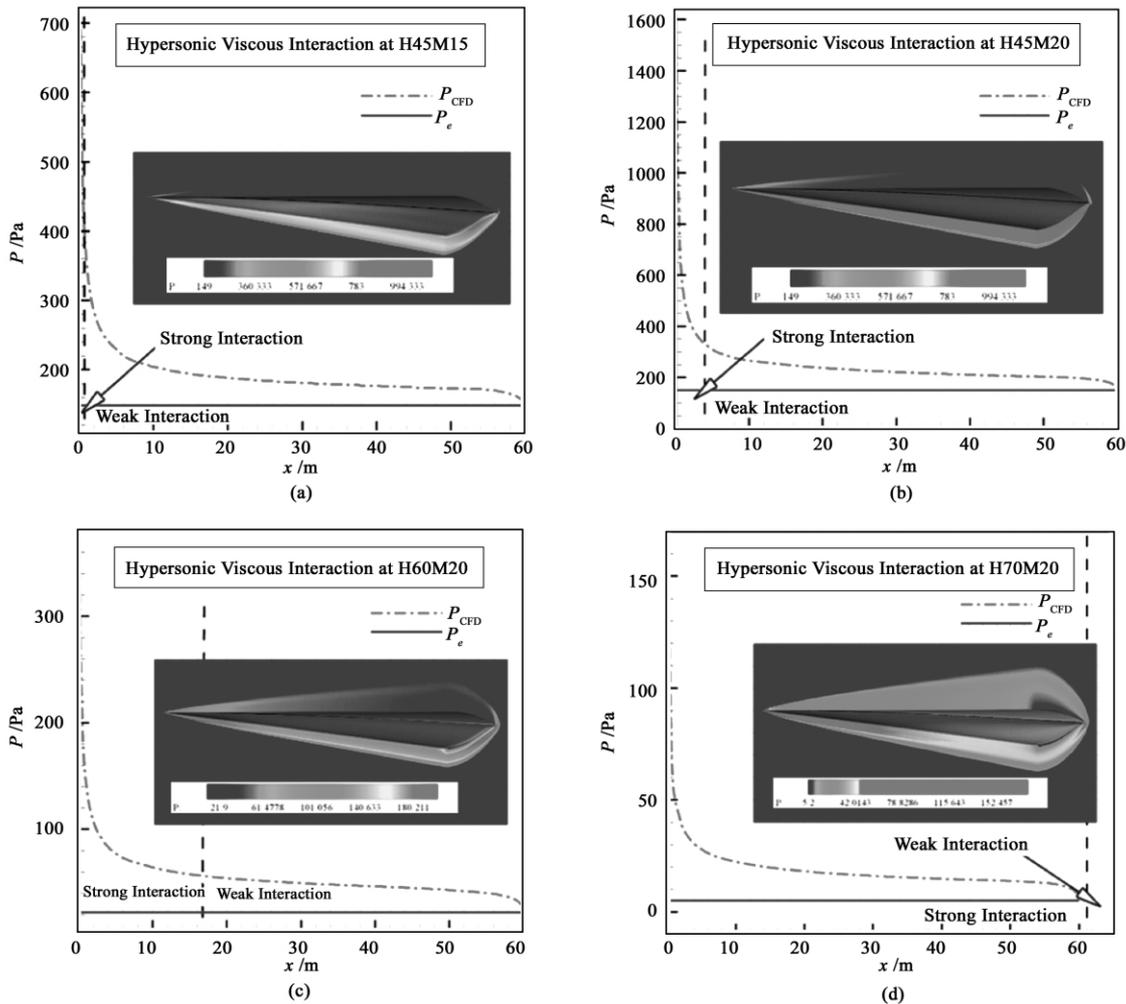


图 4 乘波体上表面压力和来流压力的比较曲线

Fig. 4 Curves of pressure on up surface and free flow

为了从流场结构上进一步了解粘性干扰效应的影响,图 4 分别给出了  $H = 45\text{km}$ ,  $M = 15$ ;  $H = 45\text{km}$ ,  $M = 20$ ;  $H = 60\text{km}$ ,  $M = 20$ ;  $H = 70\text{km}$ ,  $M =$

20 四种工况下数值计算结果中乘波体上表面压力和来流压力的比较曲线。图 4 中,  $P_{\text{CFD}}$  和  $P_e$  分别表示乘波体上表面与对称面交线上的压力以及来流的

压力。从图 4(a) 可以看出,  $H = 45\text{km}$ ,  $M = 15$  时乘波体上表面的压力与来流的压力的差别不大, 而图 4(b) 至图 4(d) 中可以发现乘波体上表面的压力与来流的压力的差别随着飞行高度和飞行马赫数的增大而逐渐变得显著。

各图中的压力云图还给出了流场结构的变化, 从云图中, 可以发现在  $H = 45\text{km}$ ,  $M = 15$  时, 上表面的边界层只是在前缘附近很小的区域诱导出了很弱的激波, 上表面大部分区域几乎维持在来流的压力; 图 4(b) 至图 4(d) 中可以发现上表面的边界层都已经诱导出了清晰的激波, 而且可以发现随着飞行高度的增大, 激波结构越来越清晰, 激波强度逐渐增强, 使得乘波体上表面的压力大大高于来流压力的区域随着飞行高度的增大而逐渐增大, 说明粘性干扰效应对乘波体气动性能的影响在增强。另外, 在图 4(a) 至图 4(d) 中, 以  $\chi > 3.0$  作为强干扰区的判据<sup>[10]</sup> 给出了对应工况下乘波体上表面强干扰区域的范围, 如图中竖直虚线所示, 其中在  $H = 45\text{km}$ ,  $M = 15$  时, 上表面  $x < 0.8\text{m}$  为强干扰区域; 在  $H = 45\text{km}$ ,  $M = 20$  时, 上表面  $x < 2.59\text{m}$  为强干扰区域; 在  $H = 60\text{km}$ ,  $M = 20$  时, 上表面  $x < 16.41\text{m}$  为强干扰区域; 在  $H = 70\text{km}$ ,  $M = 20$  时, 上表面  $x < 61.23\text{m}$  为强干扰区域。由此也可以得出: 对于 60m 长的绝热壁面乘波体, 在  $H > 45\text{km}$ ,  $M \geq 20$  以后, 粘性干扰效应对飞行器气动性能的影响不能忽略, 在设计高空高马赫数飞行的乘波飞行器时, 需要考虑粘性干扰效应对飞行器气动性能造成的影响。这个结论正好同表 1 中两种工程预测方法从  $H > 45\text{km}$ ,  $M \geq 20$  开始差别逐渐增大相符。

值得指出的是, 限于篇幅, 这里仅给出了升阻比的预测结果, 事实上, 对于俯仰力矩和压心位置而言, 同传统方法预测得到的俯仰力矩系数和压心位置比较, 初步研究表明: 粘性干扰效应使得乘波体产生一个较小的附加低头力矩, 压心略微向后移动。

### 3 预测方法在乘波体粘性干扰优化中的应用

乘波体在高空、高马赫数飞行状态下, 粘性干扰效应对其气动性能会产生重要影响, 在近空间高空滑翔飞行器的研究中必须考虑粘性干扰效应的影响。作为本文给出的考虑高空粘性干扰效应的气动性能预测方法的一个初步应用, 结合高超声速飞行器飞行走廊, 图 5 给出了对于 60m 长的飞行器飞行

走廊<sup>[2]</sup>, 以及对于 60m 长的乘波体在  $\frac{T_w}{T_{ad}} = \frac{1}{3}$  时, 需要考虑粘性干扰效应的马赫数和高度的临界曲线 (图 5 中的 VIW 和 Chang 曲线)。该临界曲线, 以传统的乘波体气动性能工程预测方法和本文提出的考虑粘性干扰效应的气动性能工程预测方法分别作为乘波体气动性能预测方法来开展优化设计得到的最大升阻比差别大于 5%, 作为需要考虑粘性干扰效应的判据<sup>[4]</sup>。在图中, 位于 Chang 曲线右上方的区域是需要考虑粘性干扰效应的区域。图中深色阴影区域为结合高超声速飞行器飞行走廊得到的飞行器设计过程中需要考虑粘性干扰效应的区域。

图 5 中实线是 Chang<sup>[10]</sup> 给出的结果, 虚线 (VIW) 是采用本文的方法计算得到的结果, 可以看出两条曲线总体上比较接近, 局部存在一些差别。本文和 Chang 均采用的是 Simplex 方法, 这种方法优化收敛的结果与初始单纯型有关, 本文和 Chang 所采用的初始前缘线不同可能是造成二者局部存在差别的主要原因。

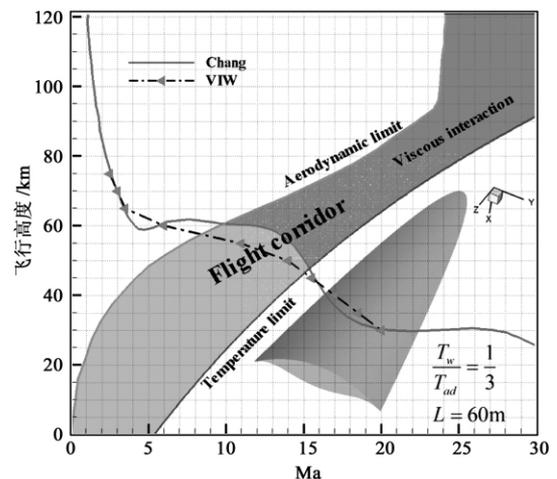


图 5 粘性干扰影响区域

Fig. 5 The effective region of hypersonic viscous interaction

### 4 结论

本文针对乘波体高空、高马赫数飞行状态下的气动性能评估问题, 给出了一种考虑连续流区高空粘性干扰效应的乘波体的气动性能工程预测方法, 并利用计算流体力学技术对该方法进行了验证, 最后利用该方法给出了粘性干扰效应影响的大致区域, 得到如下结论:

(1) 本文提出的考虑粘性干扰效应的乘波体气

动性能工程预测方法对于预测高空、高马赫数飞行的乘波体在设计状态下的气动性能时具有较好的可靠性和准确度,可以作为连续流区高空、高马赫数飞行状态下乘波体的优化设计过程中气动性能的预估方法。

(2) 对于乘波飞行器的设计而言,是否需要考虑高空粘性干扰效应,存在一个与设计马赫数对应的临界高度。

(3) 粘性干扰效应对乘波体气动性能的影响,随着飞行高度和飞行马赫数的增大逐渐增强。在高空、高马赫数时,粘性干扰效应使得乘波体的升阻比比中低空( $H \leq 50\text{km}$ )、中等高超声速( $M \leq 15$ )环境下乘波体的升阻比下降迅速。初步的研究结果表明:粘性干扰效应使得乘波体产生附加低头力矩,压心向后移动。

需要指出的是,本文作为研究连续流区高空、高马赫数飞行状态下乘波飞行器所面临的诸多重要物理效应的初步,只考虑了粘性干扰效应的影响。在实际飞行过程中,真实气体效应对乘波体气动性能的影响也可能比较重要,在后续的研究中将会进一步考虑真实气体效应的影响。

### 参 考 文 献

- [1] Bowcutt K G. Optimization of hypersonic waveriders derived from cone flows including viscous effects[D]. Maryland: University of Maryland, 1986.
- [2] Prisell E. Hypersonic weapon propulsion by scram-jet? [EB/OL]. 2005 [2010]. <http://www.miltech.se/download/conference2/PrisellErik.pdf>.
- [3] William H H, David T P. Hypersonic air-breathing propulsion [M]. AIAA, Washington DC, 1994.
- [4] 黄伟, 罗世彬, 王振国. 临近空间高超声速飞行器关键技术及展望[J]. 宇航学报, 2010, 31(5): 1259 - 1265. [Huang Wei, Luo Shi-bin, Wang Zhen-guo. Key techniques and prospect of near-space hypersonic vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(5): 1259 - 1265.]
- [5] 蔡巧言, 杜涛, 朱广生. 新型高超声速飞行器的气动设计技术探讨[J]. 宇航学报, 2009, 30(6): 2086 - 2091. [Cai Qiao-yan, Du Tao, Zhu Guang-sheng. The aerodynamic design technology for new type hypersonic vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(6): 2086 - 2091.]
- [6] Anderson J D. Hypersonic and high temperature gas dynamics [M]. McGraw - Hill Book Co., New York, 1989.
- [7] 龚安龙, 周伟江, 纪楚群, 等. 高超声速粘性干扰相关性研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(6): 1701 - 1710. [Gong An-long, Zhou Wei-jiang, Ji Chu-qun, et al. Study on correlation of hypersonic viscous interaction [J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(6): 1701 - 1710.]
- [8] 程晓丽, 苗文博, 周伟江. 真实气体效应对高超声速轨道器气动特性的影响[J]. 宇航学报, 2007, 28(2): 259 - 265. [Cheng Xiao-li, Miao Wen-bo, Zhou Wei-jiang. Effects of real gas on aerodynamic characteristics of a hypersonic orbiter [J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(2): 259 - 265.]
- [9] 叶友达. 近空间高速飞行器气动特性研究与布局优化[J]. 力学进展, 2009, 39(6): 683 - 694. [Ye You-da. Study on aerodynamic characteristics and design optimization for high speed near-space vehicles [J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(6): 683 - 694.]
- [10] Chang J. A study of viscous interaction effects on hypersonic waveriders[D]. Maryland: University of Maryland, 1991.
- [11] Anderson J D, Chang J, McLaughlin T A. Hypersonic waveriders: effects of chemically reacting flow and viscous interaction [C]. 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, January 6 - 9, 1992.
- [12] Lewis M J, McRonal A D. The design of hypersonic waveriders for aero-assisted interplanetary trajectories [C]. Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 29th, Reno, NV, January 7 - 10, 1991.
- [13] Michal J G, Lewis M J. Analysis of experimental results on a mach 14 waverider with blunt leading edges [J]. Journal of Aircraft, 1997, 34(3): 296 - 303.
- [14] Rolim T C, Minucci M A, Toro P G. Experimental results of a mach 10 conical-flow derived waverider [C]. 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Bremen, Germany, Oct. 19 - 22, 2009.
- [15] Mikhailov V V, Neiland V Y, Sychev V V. The theory of viscous hypersonic flow [J]. Annu. Rev. Fluid Mech, 1971, 3: 371 - 396.
- [16] Hays D W, Probstein R F. Hypersonic flow theory [M]. Academic Press, New York and London, 1959.
- [17] White F M. Viscous fluid flow [M]. McGraw-Hill Book Co., New York, 1900.
- [18] Young G B, Janssen E. The compressible boundary layer [J]. Journal of the Aeronautic Sciences, 1952, 19(4): 229 - 236.
- [19] David D J, Anderson J D. Reference temperature method and Reynolds analogy for chemically reacting non-equilibrium flowfields [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1994, 89(1): 190 - 192.
- [20] White A W, Arrington J P, McCandless R S. Performance aerodynamics of aero - assisted orbital transfer vehicles [C]. 22nd Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, January 9 - 12, 1984.

作者简介: 李维东(1981 -), 男, 博士研究生, 主要从事高超声速空气动力学和高超声速飞行器设计方面的研究工作。  
通信地址: 北京市海淀区北四环西路15号中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室(100190)  
电话: (010) 82543181  
E-mail: lwd\_1982.4.8@163.com

(编辑: 沃云峰)