

基于粘性修正当地流活塞理论的非定常气动力建模研究

韩汉桥, 张陈安, 王发民

中国科学院力学研究所, 高温气体动力学国家重点实验室(筹), 北京海淀区 100190

摘要 当地流活塞理论是一种基于定常 Euler 方程的非定常气动力模型, 对复杂外形、较大攻角的超声速、高超声速问题有良好的计算精度和极高的计算效率, 但对粘性效应较强的问题无法适用。在此基础上, 本文利用定常 N-S 方程数值解进行粘性修正, 提出了基于粘性修正的当地流活塞理论。通过一系列非定常气动力算例, 与基于 Euler 方程的当地流活塞理论和非定常 N-S 方程数值解进行了对比。结果表明, 基于 Euler 方程的当地流活塞理论对高雷诺数问题可获得与非定常 N-S 方程数值解吻合较好的结果, 但对低雷诺数问题偏差较大; 粘性修正当地流活塞理论对高雷诺数和低雷诺数问题均能获得与非定常 N-S 方程吻合较好的结果。同时, 该方法计算效率远远高于非定常 N-S 方程, 有较高的工程应用价值。

关键词 高超声速, 非定常气动力, 当地流活塞理论, 粘性修正

引言

近年来, 以 HTV-1 和 HTV-2 为代表的高超声速远程滑翔飞行器成为航空航天领域的一个热点。这类飞行器需要以高马赫数 ($Ma > 10$) 在高空 ($H = 40 \sim 70 \text{Km}$) 做长时间机动飞行, 动稳定性、控制和气动弹性是飞行器设计者比较关心的问题。采用非定常 CFD 方法进行研究不仅计算量巨大, 而且可分析性不强, 难以获得失稳机理, 因此构建一种良好的气动力模型, 对于动稳定性和气动弹性研究具有重要意义。

随着马赫数和飞行高度的提高, 粘性效应不可忽略, 工程上广泛采用的牛顿法、激波膨胀波法、切楔/切锥法和活塞理论等方法^[1-3]对复杂外形、粘性效应较强的问题是难以应用的, 有必要开展高效、精确的高超声速非定常气动力模型研究。由于气动力降阶模型仍然部分依赖耦合 CFD 的数值计算, 一些学者转而采用定常 CFD 和工程方法相结合, 比较典型的有有效外形修正活塞理论和基于 CFD 的当地流活塞理论。McNamara 等^[4]提出的有效外形修正活塞理论利用半经验公式或定常 N-S 方程数值解求出飞行器的有效外形, 再利用活塞理论根据修正后的外形求解非定常气动力。陈劲松等^[5]最早提出了当地流活塞理论, 运用激波膨胀波法计算

定常流场, 再用当地流动参数结合二阶活塞理论计算非定常气动力, 从而扩展了活塞理论对大攻角问题的适应性。张伟伟等^[6-8]则利用定常 Euler 方程计算流场, 利用定常 CFD 计算获得的当地流动参数结合活塞理论来计算非定常气动力。这一方法摒除了活塞理论只能计算小攻角尖头薄翼的弊端, 并成功将该模型应用于超声速和高超声速气动弹性的问题中。但由于该模型不能考虑粘性的影响, 对于高空高马赫数问题其精度会下降较多, 降低了其在高超声速领域应用的价值。本文通过利用定常 N-S 方程数值解对当地流活塞理论进行粘性修正, 来考虑边界层排移厚度对飞行器有效外形的影响, 探索一种能够适用于高空高马赫数的非定常气动力建模方法, 并通过算例对该方法进行验证。

1 基于 CFD 的当地流活塞理论

活塞理论认为当来流马赫数 $M_\infty \gg 1$ 时, 物面运动对流场的扰动仅沿法向传播, 如同活塞运动一样。假设在 dt 时间内, 活塞运动速度变化了 dW , 此时扰动传播距离为 adt , 若活塞面积为 S , 则受扰动的气体质量为 $\rho a S dt$, 这部分气体的动量变化为 $\rho a S dt \cdot dW$ 。而活塞产生的冲量为 $dp S dt$, 于是根据动量定律有

$$dpSdt = \rho a S dt \cdot dW \quad (1)$$

即

$$dp = \rho a \cdot dW \quad (2)$$

在当地条件下

$$dp = \rho_l a_l \cdot dW \quad (3)$$

下标“l”表示当地定常量。

可得

$$p = \rho_l a_l W + C \quad (4)$$

当 $W = 0$ 时，可得

$$C = p_l \quad (5)$$

则当地流活塞理论的压强计算公式可以表示为：

$$p = p_l + \rho_l a_l W \quad (6)$$

$$\begin{cases} W = \mathbf{V}_l \cdot \delta \mathbf{n} + \mathbf{V}_b \cdot \mathbf{n} \\ \delta \mathbf{n} = \mathbf{n}_0 - \mathbf{n} \end{cases} \quad (7)$$

其中 \mathbf{n}_0 为物面变型前的外法线单位矢量， \mathbf{n} 为物面变型后的外法线单位矢量， \mathbf{V}_b 为物面振动速度， W 是非定常下洗速度，由物面变形 $\mathbf{V}_l \cdot \delta \mathbf{n}$ 和振动 $\mathbf{V}_b \cdot \mathbf{n}$ 合成。

运用当地流活塞理论求解非定常气动力时，首先用基于 Euler 方程的求解器算出定常流场，再通过式(6)求解非定常气动力。为了验证当地流活塞理论的正确性和计算精度，采用了 4%厚度的圆弧翼和 NACA0012 翼型为典型算例进行验证。翼型的运动形式表示为：

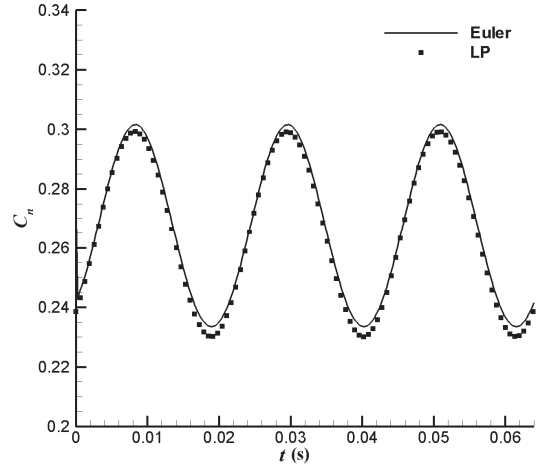
$$\alpha = \alpha_0 + d\alpha \sin(kt + \varphi) \quad (8)$$

$$h = dh \sin(kt + \varphi) \quad (9)$$

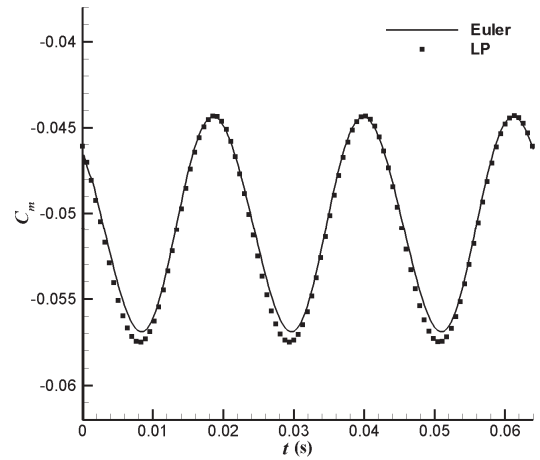
其中 k 为减缩频率， $k = \omega c / (2V_\infty)$ ， c 为翼型弦长， ω 为翼型振动的圆频率， V_∞ 为来流速度。

算例 1 4%厚度的圆弧翼， $M = 5$ ， $\alpha_0 = 15^\circ$ ， $d\alpha = 1^\circ$ ， $dh = 0.1c$ ， $k = 0.1$

图 1 给出了采用非定常 Euler 求解器和当地流活塞理论计算所得的法向力系数和俯仰力矩系数随时间的变化(Euler: 非定常 Euler 方程解，LP: 当地流活塞理论解)，两种方法的计算结果吻合较好，说明当地流活塞理论对于传统活塞理论不能求解的大攻角问题也能适用。



(a)

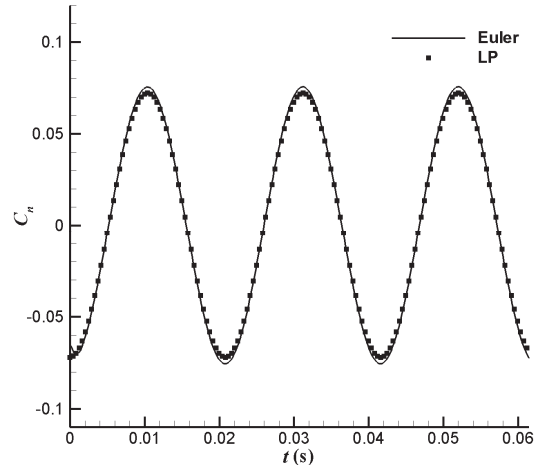


(b)

图 1 $M = 5$ ， $\alpha_0 = 15^\circ$ 时 4%厚度圆弧翼的法向力系数和俯仰力矩系数随时间的变化

算例 2 NACA0012 翼型， $M = 5$ ， $\alpha_0 = 0^\circ$ ， $d\alpha = 0^\circ$ ， $dh = 0.4c$ ， $k = 0.1$

从图 2 中可以看出，对于 NACA0012 这种钝头翼型，运用当地流活塞理论可以获得较准



(a)

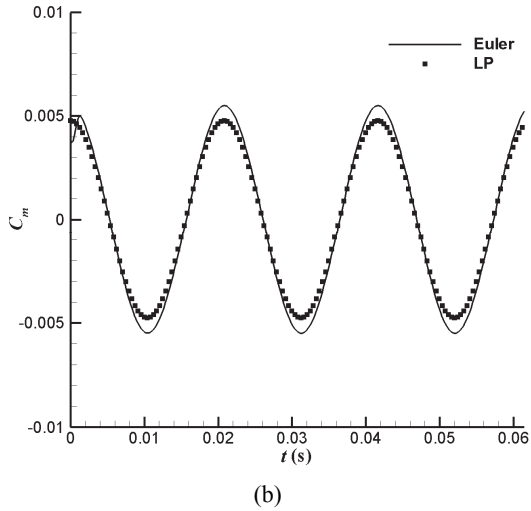


图2 $M = 5, \alpha_0 = 0^\circ$ 时 NACA0012 翼型的法向力和俯仰力矩随时间的变化

准确地非定常气动力，而原始活塞理论对于钝头问题不能适用。

2 当地流活塞理论的粘性修正

上述当地流活塞理论通过求解 Euler 方程来获得定常流场的解，没有考虑粘性的影响。如图 3 所示，在高马赫数、中低空时，雷诺数较大，边界层较薄，如果将边界层看做机翼有效外形的一部分，那么这时机翼有效外形的变化非常小。而在高马赫数、较高高度时，雷诺数急剧减小，边界层位移厚度增大，此时机翼的有效外形将发生较大的变化，如图 4 所示。

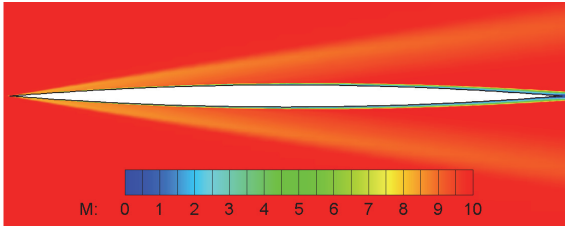


图3 $M = 10, H = 20\text{km}, \alpha_0 = 0^\circ$ 时 4% 厚度圆弧翼的马赫数分布 (雷诺数约为 $1.85 \times 10^7 \text{m}^{-1}$)

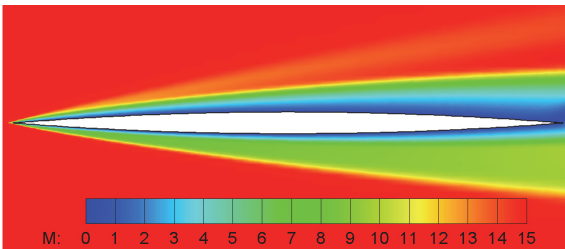


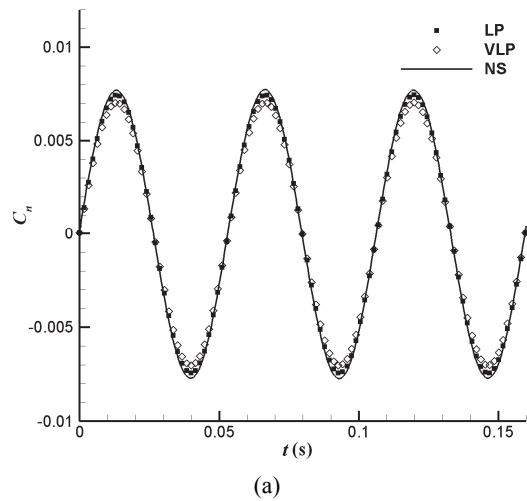
图4 $M = 15, H = 50\text{km}, \alpha_0 = 5^\circ$ 时 4% 厚度圆弧翼的马赫数分布 (雷诺数约为 $2.98 \times 10^5 \text{m}^{-1}$)

这时粘性的影响不能忽略，基于 Euler 方程的当地流活塞理论对这种工况将不一定适用，因此可以尝试使用粘性修正来对当地流活塞理论进行改进。

粘性修正的思路如下：首先通过数值求解定常 N-S 方程来获得流场的定常解，然后搜寻壁面附近的速度型，当速度大于 0.99 倍（本文将该数值称为边界层判定系数）的边界层外缘速度时，就认为此处为边界层的顶部，通过此方法可以获取边界层顶部的形状和当地的流动参数。将边界层顶部的形状作为新的有效外形，再运用当地流活塞理论求解非定常气动力。下面验证基于粘性修正的当地流活塞理论的可行性。

算例 3 4%厚度的圆弧翼， $M = 10, H = 20\text{km}, \alpha_0 = 0^\circ, d\alpha = 1^\circ, dh = 0, k = 0.1$

图 5 给出了 $M = 10, H = 20\text{km}$ 时 4%厚度的圆弧翼做俯仰振荡时的气动力响应数据比较 (NS: 非定常 N-S 方程解, VLP: 粘性修正当地流活塞理论解)。从图中可以看出，进行粘性修正后，法向力系数的振幅比没进行粘性修正时要偏小，略微偏离 CFD 的结果，而俯仰力矩比没进行粘性修正时要大，更接近 CFD 的结果。总的来看，三种方法计算的结果相差不大，这说明在高雷诺时，由于边界层很薄，有效外形变化较小，基于 Euler 方程的当地流活塞理论已经能够很好地求解出非定常气动力，此时进行粘性修正的意义不大。



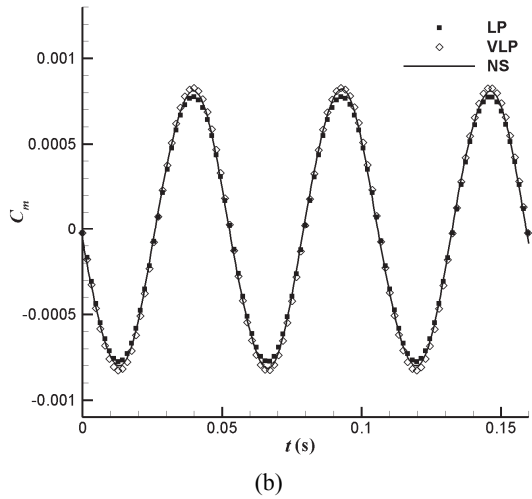


图5 $M = 10$, $\alpha_0 = 0^\circ$, $dA = 1^\circ$, $dh = 0.1c$, $k = 0.1$ 厚度圆弧翼的法向力和俯仰力矩随时间的变化

算例4 4%厚度的圆弧翼, $M = 15$, $H = 50\text{km}$, $\alpha_0 = 0^\circ$, $d\alpha = 1^\circ$, $dh = 0$, $k = 0.1$

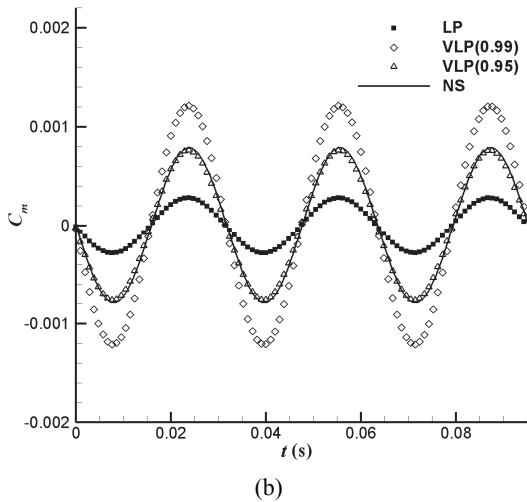
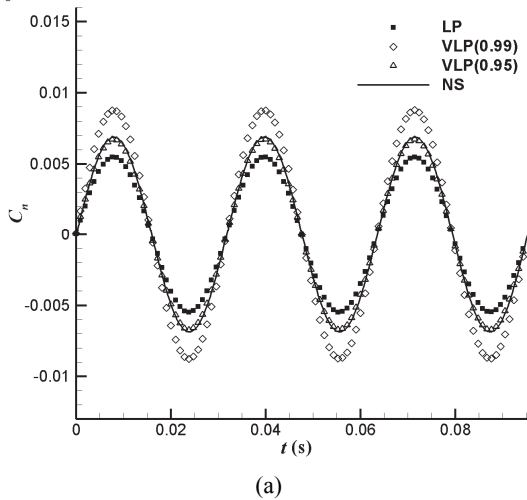


图6 $M = 15$, $\alpha_0 = 0^\circ$, $dA = 1^\circ$, $dh = 0$, $k = 0.1$ 时4%厚度圆弧翼的法向力和俯仰力矩随时间的变化

图6所示算例在进行粘性修正时采用了两种修正标准, VLP(0.99)表示边界层判定系数取0.99, 而VLP(0.95)表示边界层判定系数取0.95。

从图中可以看出, 基于Euler方程的当地流活塞理论计算得到的气动力系数和力矩系数的值偏离非定常N-S方程数值解较多, 振幅偏小, 这说明粘性效应的影响不可忽略。粘性修正的当地流活塞理论在边界层的判定系数取0.99时, 气动力和力矩系数的振幅都将偏大。这是由于高度较高, 雷诺数较小, 边界层很厚, 边界层内流动参数的梯度都很小, 靠近边界层顶部附近的流动参数已经很接近边界层外缘的值, 若将其纳入有效外形的范围, 则会导致过度的粘性修正, 因此可以适当减小边界层判定系数能获得更好的边界层修正效果。对算例4尝试取边界层判定系数为0.95, 从图6中的结果可以看出, 采用边界层判定系数为0.95进行粘性修正后的当地流活塞理论计算结果与CFD结果吻合很好。下面再用一个不同攻角和运动形式的算例来验证边界层判定系数取0.95时的修正效果。

算例5 4%厚度的圆弧翼, $M = 15$, $H = 50\text{km}$, $\alpha_0 = 5^\circ$, $d\alpha = 1^\circ$, $dh = 0.1c$, $k = 0.1$

该算例中平均攻角为 5° , 是一个俯仰和沉浮耦合的运动, 具有典型性。从图7可以看出, 基于Euler方程的当地流活塞理论计算得到的法向力系数和俯仰力矩系数与CFD的计算结果都偏离较大。边界层判定系数取0.99进行粘性修正后, 计算结果有向CFD靠近的趋势, 但仍存在一定的偏差, 而边界层判定系数取0.95进行粘性修正后的当地流活塞理论的结果与CFD结果吻合较好, 这说明对于 $M = 15$, $H = 50\text{km}$ 这组工况, 边界层判定系数取0.95是一个比较合理的值。

从算例4和5的计算结果可以发现, 在高空、高马赫数时, 雷诺数较小, 进行粘性修正后的当地流活塞理论与基于Euler方程的当地流活塞理论相比能取得更好的计算效果。这是由于边界层厚度的快速增长, 考虑粘性时物面的压力分布与无粘时的压力分布将发生较大的变化, 粘性效应对气动力和力矩的影响不可忽略。而边界层判定系数对于粘性修正的效果至关重要

要，其受马赫数、雷诺数等参数的影响，选择合理的边界层判定系数将会得到较好的修正效果。目前对该系数的选取只是初步尝试，还未能给出边界层判定系数的选取原则，在后续的研究中将对对其进行更深入的研究。

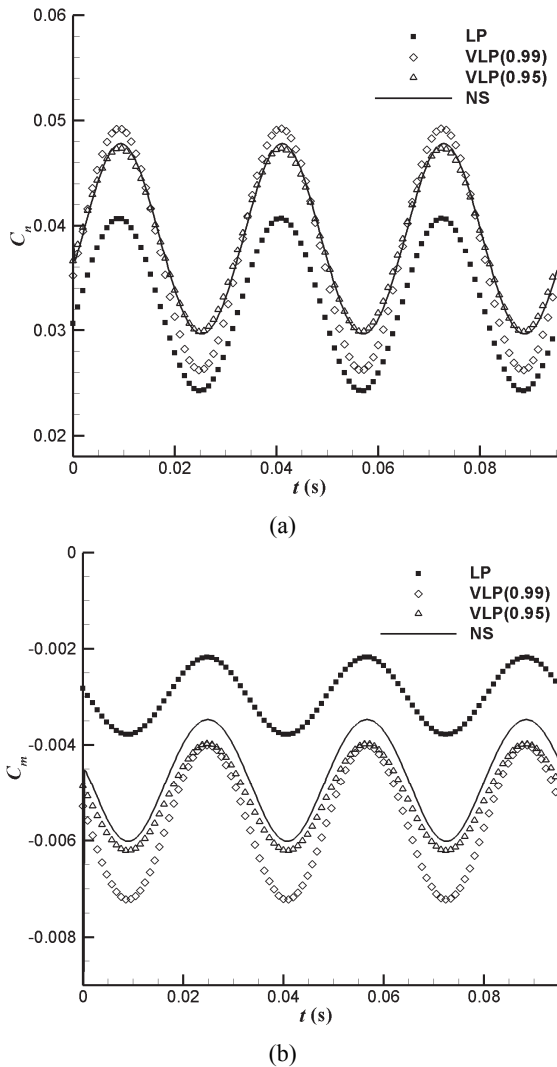


图7 $M=15$, $\alpha_0=5^\circ$, $dA=1^\circ$, $dh=0.1c$, $k=0.1$ 时4%厚度圆弧翼的法向力和俯仰力矩随时间的变化

3 结 论

本文在基于 Euler 方程的当地流活塞理论的基础上引入粘性修正，使其能够应用于高空高马赫数这种低雷诺数的工况。通过几种非定常气动力计算方法的对比，证明本文的所发展的基于粘性修正的当地流活塞理论在低雷诺数时能够取得较好的计算效果，进一步扩展了当地流活塞理论的应用范围，同时其计算效率远高于非定常 CFD 方法。本文的工作还有待进一步完善和发展，后续工作将开展边界层判定系数的选取原则的研究以及钝头外形的粘性修正，进而将其拓展到三维情况，实现对真实飞行器的非定常气动力建模。

参考文献

- 1 Jack J. McNamara and Peretz P. Friedmann. Aeroelastic and Aerothermoelastic Analysis of Hypersonic Vehicles: Current Status and Future Trends. AIAA Paper 2007-2013, 2007
- 2 翟章华等. 高超音速飞行器空气动力学. 长沙: 国防科技大学出版社, 1999
- 3 Anderson J D. Modern Compressible Flow: With Historical Perspective. McGraw-Hill, New York, 1990
- 4 McNamara J J, Crowell A R, Friedmann P P. Approximate Modeling of Unsteady Aerodynamics for Hypersonic Aeroelasticity. Journal of Aircraft, 2010, 47(6): 1932~1945
- 5 陈劲松、曹军. 超音速和高超音速翼型非定常气动力的一种近似计算方法. 空气动力学学报, 1990, 8(3): 339~343
- 6 Zhang W W, Ye Z Y, Zhang C A and Liu F. Supersonic Flutter Analysis Based on Local Piston Theory. AIAA Journal, 2009, 47(10): 2321~ 2328
- 7 张陈安, 张伟伟, 叶正寅. 基于当地流活塞理论的气动弹性稳定性分析方法研究. 工程力学, 2007, 24(2): 22~27
- 8 张陈安, 张伟伟, 叶正寅. 一种基于当地流活塞理论的超音速导弹气动伺服弹性分析方法. 宇航学报, 2007, 28(1): 141~146

RESEARCH ON UNSTEADY AERODYNAMIC MODEL USING LOCAL PISTON THEORY BASED ON VISCOUS CORRECTION

HAN Hanqiao, ZHANG Chen-an, WANG Famin

State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China

Abstract This paper presents a local piston theory based on viscous correction for calculating hypersonic unsteady aerodynamic loads at high altitude. Computations by this method are performed for a number of unsteady flows. The results are compared with those by local piston theory based on steady Euler equations and fully unsteady N-S calculations. This method is well applied to low Reynolds number conditions which have strong viscous effects. Compared to the fully unsteady N-S method, the local piston theory method based on viscous correction is very efficient.

Key words viscous correction, local piston theory, hypersonic, unsteady aerodynamics