第 45 卷 第 5 期　　力 学 学 报　　Vol. 45，No. 5
2013 年 9 月　　Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics　　Sep.，2013

研究论文

一种高空高超声速非定常气动力近似模型[1)]

韩汉桥　张陈安　王发民[2)]

(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室，北京 100190)

摘要　针对高空高马赫数飞行环境和强黏性干扰的物理特性，在当地流活塞理论的基础上引入有效外形修正，发展了黏性修正当地流活塞理论，结合定常 N–S 方程解给出了高空高马赫数下针对该方法的有效外形的判据，并通过数值算例对该判据进行了验证. 通过对典型尖头薄翼和典型钝头翼的一系列二维非定常算例，将该方法与一阶活塞理论、基于欧拉 (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. 结果显示在高度为 40~70 km、马赫数为 10~20 范围内，通过该方法计算得到的非定常气动力与非定常 N–S 方程数值解吻合较好，明显优于活塞理论和基于 Euler 方程的当地流活塞理论. 该方法克服了传统的活塞理论和当地流活塞理论不能用于高空高马赫数这类强黏性效应情况的弊端，在较宽的马赫数、攻角、飞行高度范围内都有良好的适用性，同时其计算效率远高于非定常 N–S 方程.

关键词　高超声速，黏性干扰，非定常气动力，当地流活塞理论，黏性修正

中图分类号：V411.1　　**文献标识码**：A　　DOI：10.6052/0459-1879-12-382

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 ($M > 10$) 在高空 ($H = 40 \sim 70$ km) 做长时间机动飞行，其动稳定性和气动弹性、气动伺服弹性问题是在飞行器设计阶段需要评估和解决的. 这些问题的分析依赖对非定常气动力准确、高效的计算.

经过二十多年的发展，计算流体力学 (CFD) 方法拥有了较高的计算精度，并且随着计算机性能的提高已经逐渐进入各种工程应用. 尽管如此，非定常问题的 CFD 计算量对于工程应用而言仍然十分巨大，更重要的是由于模型的复杂性，在与飞行力学或结构动力学模型耦合后难以进行分析，难以获得定性的结论和定量判据，因而这类问题在工程上仍然主要采用工程模型进行研究.

对于高超声速远程滑翔飞行器而言，随着马赫数和飞行高度的提高，黏性效应不可忽略，并且根据防热、高升阻比等需要，飞行器往往包含钝头、大后掠角、非轴对称等几何特征，飞行攻角也在较宽的范围，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 [1-2] 难以应用. 因此，发展高效、精确的高超声速非定常气动力模型是这个领域的一个研究热点.

非定常气动力建模方面近年来的热门方向是降阶模型 (ROM)[3]，这一方法在计算精度和计算效率上取得了很好的平衡. 然而由于气动力降阶模型仍然部分依赖耦合非定常 CFD 数值计算，对非定常数值求解的鲁棒性有较高要求，因此一些学者转而采用定常 CFD 和工程方法相结合的思路构建非定常气动力模型，其中最典型的是基于 CFD 技术的当地流活塞理论和有效外形修正理论.

Morgan 等 [4] 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活塞理论计算非定常气动力，这种方法扩展了活塞理论对大攻角问题的适应性，陈劲松等 [5] 在 90 年代将这一方法引进国内. 张伟伟等 [6-8] 则利用定常欧拉 (Euler) 方程计算流场，利用获得的物面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，并成功应用于超声速和高超声速气动弹性问题中. 但由于该模型不能考虑黏性的影响，对于高空高马赫数问题其精度会下降较多，降低了在高超声速领域应用的价值.

2012–12–31 收到第 1 稿，2013–03–28 收到修改稿.

1) 国家自然科学基金 (11272319), 国家自然科学基金近空间重大研究计划 (91216205) 和中国科学院 LHD 青年基金资助项目.

2) 王发民, 研究员，主要研究方向：高超声速空气动力学和飞行器设计. E-mail: wangfm@imech.ac.cn

对较低雷诺数的问题，由于边界层的发展使得飞行器有效外形发生了明显改变，传统的方法计算结果可信度较低，对此 2010 年 McNamara 等 [9] 提出了有效外形修正活塞理论. 该方法首先利用半经验公式或结合定常 N–S 方程数值解和活塞理论计算边界层位移厚度，从而得到飞行器的有效外形，再利用活塞理论根据修正后的外形求解非定常气动力. 边界层位移厚度的半经验公式是基于平板在弱黏性干扰时的层流状态下推导出来的，应用范围局限性很大；而通过定常 N–S 方程算得表面压强分布，然后结合活塞理论中压强与外形的关系反推出有效外形的方法也没有获得优于当地流活塞理论的结果.

在有效外形修正活塞理论的启示下，本文结合当地流活塞理论建立了一种新的黏性修正方法，并给出针对该方法的有效外形判定准则. 该方法能考虑边界层位移厚度对飞行器有效外形的影响，可以用于高空高马赫数情况下的非定常气动力建模.

1 基于 Euler 方程的当地流活塞理论

1.1 基于 Euler 方程的当地流活塞理论

活塞理论 [10-11] 认为：对于薄或细长的物体，当来流马赫数 $M \gg 1$ 时，沿流向的速度变化和流动参数的梯度相比法向的要小得多，物面运动对流场的扰动可认为仅沿法向传播，如同活塞运动一样，如图 1 所示. 根据动量定理和等熵关系可推出物面压强 p 和物面下洗速度 W 之间的关系

$$p = p_\infty \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2}\frac{W}{a_\infty}\right)^{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \tag{1}$$

其中，p_∞ 和 a_∞ 分别为来流的压强和声速，γ 可取 1.4. 式 (1) 是一个关于 W 的 7 阶表达式，对于小扰动情况 ($W/a_\infty \ll 1$) 可忽略高阶项，比较常用的是一阶活塞理论

$$C_p = \frac{2}{M^2}\left(\frac{W}{a_\infty}\right) \tag{2}$$

和二阶活塞理论

$$C_p = \frac{2}{M^2}\left[\frac{W}{a_\infty} + \frac{\gamma+1}{4}\left(\frac{W}{a_\infty}\right)^2\right] \tag{3}$$

针对经典活塞理论只适用于小攻角尖头翼、马赫数不能太大或太小、不能考虑膨胀、绕流等三维流动效应等缺陷，文献 [6] 给出了基于 Euler 方程的当地流活塞理论 (local piston theory, LPT). 在经典活塞理论的基础上保留一阶项并将来流的参数替换为当地流动参数 (用下标 l 表示) 后，物面压强可表示为

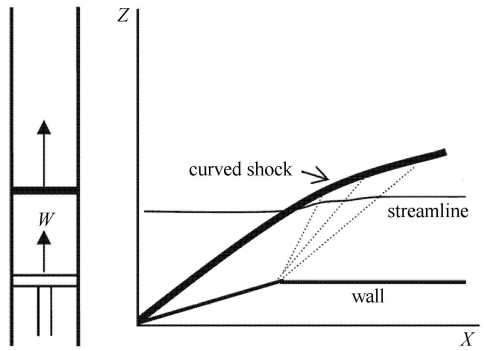


图 1 活塞理论的等效模型

Fig. 1 Model for loading on an equivalent piston

$$\left.\begin{aligned} p &= p_l + \rho_l a_l W \\ W &= \boldsymbol{V}_l \cdot \delta\boldsymbol{n} + \boldsymbol{V}_b \cdot \boldsymbol{n} \\ \delta\boldsymbol{n} &= \boldsymbol{n}_0 - \boldsymbol{n} \end{aligned}\right\} \tag{4}$$

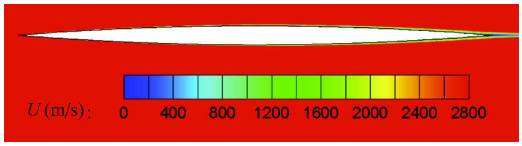
其中，$\boldsymbol{n}_0$ 为物面变型前的外法线单位矢量，$\boldsymbol{n}$ 为物面变型后的外法线单位矢量，$\boldsymbol{V}_l$ 和 $\boldsymbol{V}_b$ 分别表示当地流动速度和物面振动速度，W 是当地下洗速度，由物面变形 $\boldsymbol{V}_l \cdot \delta\boldsymbol{n}$ 和振动 $\boldsymbol{V}_b \cdot \boldsymbol{n}$ 组成.

运用该方法求解非定常气动力时，首先用 Euler 方程求解定常流场得出物面当地的流动参数，再通过式 (4) 算出物面运动时当地下洗速度的变化，从而得到物面压强随时间的变化，将压强沿物面积分即可得到非定常气动力. 文献 [6-8] 验证了 LPT 方法对于大攻角、宽马赫数范围及钝头外形的适用性，结果表明对于经典活塞理论不适用的这些情况，该方法依然能够得到较好的计算结果，扩大了活塞理论的适用范围.

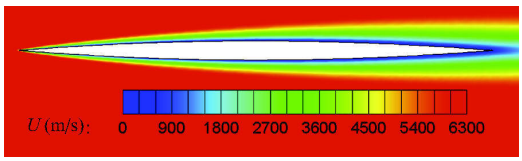
1.2 适用范围

上述 LPT 方法未考虑黏性效应的影响，在高雷诺数时能够获得较好的计算结果. 而在高马赫数 ($M > 10$) 高空 ($H = 40 \sim 70$ km) 情况下，空气密度较低，雷诺数急剧下降，物面附近边界层的位移厚度增大，边界层内的黏性流动与外部无黏流场之间发生相互干扰，从而改变物面的压强分布 [12]. 图 2 为低空和高空情况下 4% 厚度的圆弧翼翼面附近的速度分布，从图中可以看出高空时边界层的厚度明显增加，物面的有效外形将发生较大的变化. 图 3 给出了 20 km 和 60 km 高度时 4% 厚度的圆弧翼表面的无

量纲压强分布，在 60 km 高度时，黏性干扰效应将会使翼型表面的压强分布产生较大的变化，基于无黏 CFD 计算结果的 LPT 方法很可能并不适用.



(a) $M = 10$, $H = 20$ km, $Re = 1.85 \times 10^7 \mathrm{m}^{-1}$, $\alpha = 0°$



(b) $M = 20$, $H = 60$ km, $Re = 1.23 \times 10^5 \mathrm{m}^{-1}$, $\alpha = 0°$

图 2 4% 厚度的圆弧翼在不同工况下的速度分布

Fig. 2 Velocity contours for the 4% circular-arc airfoil

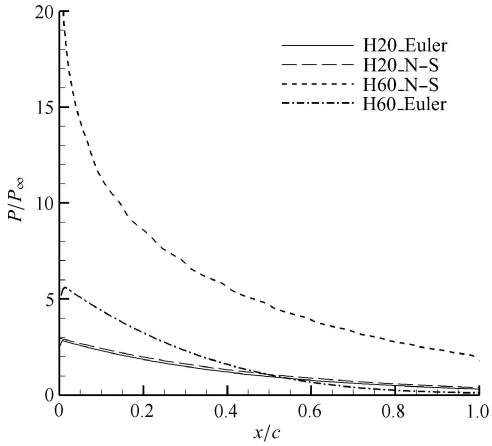


图 3 4% 厚度圆弧翼表面的无量纲压强分布

Fig. 3 Dimensionless pressure for the 4% circular-arc airfoil

下面通过一组算例来确定 LPT 方法对于飞行条件的适用范围. 计算对象为长 1 m 的 4% 厚度圆弧翼型，其运动可以采用一个通用的翼型运动形式来表示

$$\alpha = \alpha_0 + \mathrm{d}\alpha \cdot \sin(kt + \varphi) \tag{5}$$

$$h = \mathrm{d}h \cdot \sin(kt + \varphi) \tag{6}$$

式 (5) 和式 (6) 分别表示俯仰运动和沉浮运动，$k = \omega c/(2u_\infty)$ 为减缩频率，ω 为振动圆频率，c 为弦长，u_∞ 为来流速度，这里 $\alpha_0 = 0°$，$\mathrm{d}\alpha = 1°$，$\mathrm{d}h = 0°$，$k = 0.02$，$\phi = 0$. 表 1 比较了不同飞行条件下采用 LPT 方法和非定常 N–S 方程计算获得的法向力系数和俯仰力矩系数振幅的相对误差. 由于两种方法所得气动力系数的相位差非常小，因此这里只比较振幅差别. 从表 1 可以看出随着雷诺数的减小，采用当地流活塞理论获得的气动力系数与非定常 N–S 方程的结果相差越来越大. 可见，在低雷诺数时黏性当地流活塞理论获得的气动力系数与非定常 N–S 方程的结果相差越来越大. 可见，在低雷诺数时黏性效应凸显，LPT 方法已经无法准确计算气动力系数，必须考虑黏性的影响. 这里给定一个标准：本文认为如果基于 Euler 方程的当地流活塞理论获得的法向力系数与 CFD 结果相差 10% 以上或俯仰力矩系数与 CFD 结果相差 20% 以上，则认为该方法不再适用，需要考虑黏性效应. 那么根据表 1 给出的计算结果，当飞行高度大于 40 km 后当地流活塞理论就不能忽视黏性的影响.

表 1 不同飞行条件下非定常气动力系数幅值的比较

Table 1 Comparison of amplitude of aerodynamic coefficients at different conditions

M	H/km	Re/m^{-1}	LPT C_N /10^{-3}	N–S C_N/10^{-3}	R.E.C_N/%	LPT C_m/10^{-4}	N–S C_m/10^{-4}	R.E.C_N/%
10	20	1.85×10^7	7.44	7.71	3.5	7.76	8.09	4.1
10	30	3.77×10^6	7.44	7.95	6.4	7.76	9.33	16.8
10	40	7.92×10^5	7.44	8.18	9.1	7.76	10.2	23.9
15	50	2.98×10^5	5.49	6.88	20.2	2.82	7.87	64.2
20	60	1.23×10^5	4.64	6.90	32.8	0.65	8.40	92.2

Note: C_N, normal force coefficient; C_m, pitch moment coefficient; R.E., relative error; LPT, local piston theory; N–S, Navier–Stokes

2 黏性修正当地流活塞理论 (VLPT)

2.1 黏性修正方法

黏性的引入使得流场中的物体存在边界层，改变了它的有效形状，从而使它的气动特性发生了变化. 经典观点认为，将物体本身的形状加上边界层的排移厚度作为其有效外形，则有效外形以外的流场仍可近似认为是无黏流动. 因此采用如下思路对当地流活塞理论进行黏性修正：首先通过数值求解定

常 N–S 方程得到流场的定常解，然后通过数值解的空间流动特征获得飞行器的有效外形及其当地流动参数，最后针对所得到的有效外形，结合有效外形处的当地流动参数运用当地流活塞理论求解非定常气动力. 将这一方法称为黏性修正当地流活塞理论 (简称为 VLPT).

在进行有效外形判别时，本文采用涡量作为特征量. 这是因为涡量是由流场的速度梯度造成的，表 2 中不同工况物面附近的边界层由于速度梯度较大，相应的有较高的涡量值；当离开物面距离增大后，速度梯度减小，涡量也随之减小. 在进行有效外形修正时常用的方法是在物面附近加上一层边界层位移厚度，由 Anderson[12] 给出的强黏性干扰效应时平板边界层位移厚度的公式可知

$$\delta^* \propto M^{1/2} Re^{-1/4} x^{3/4} \tag{7}$$

结合式 (7) 和涡量的定义，本文给出以下判定有效外形的涡量关系式

$$|\omega| < C_{\mathrm{eff}} \frac{u_\infty}{M^{1/2} Re^{-1/4} x^{3/4}} \tag{8}$$

其中，C_{eff} 为有效外形判定系数，其包含了有效外形的可能影响因素，比如黏性干扰参数，后文中将给出该判定系数的确定方法，M 为来流马赫数，Re 为单位长度雷诺数，u_∞ 为来流速度. 即从物面向外搜索涡量分布，认为涡量满足式 (8) 的区域边界为有效外形.

2.2 有效外形判定系数

下面确定式 (8) 中的有效外形判定系数. 高空黏性干扰效应直接影响着边界层的位移厚度，进而会改变飞行器的有效外形. 黏性干扰参数是黏性干扰效应的表征量，有效外形判定系数 C_{eff} 有可能与之存在单一的依赖关系，以下通过数值算例寻找这一关系. 黏性干扰参数采用如下形式 [12]

$$\bar{V}' = \frac{M\sqrt{C'}}{\sqrt{Re_L}} \tag{9}$$

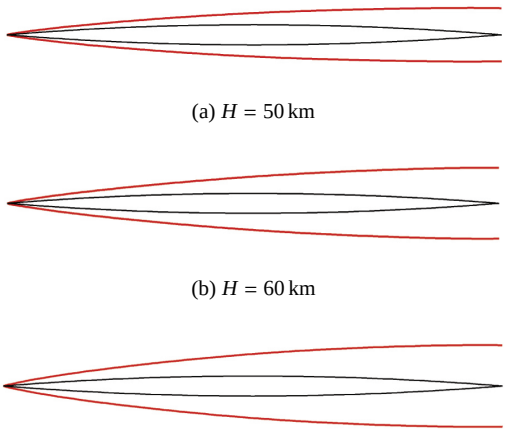
其中，参考长度 L 取翼型弦长，C' 采用文献 [13] 中的方法进行计算.

首先对 4% 厚度的圆弧翼选择一组需要做黏性修正的工况进行 0° 攻角附近 1° 振幅俯仰运动的非定常计算，如表 2 所示. 对于表 2 中的 3 个工况，采用式 (8) 判定有效外形时，通过尝试不同的有效外形判定系数进行大量算例计算，将计算得到的非定常气动力与非定常 N–S 方程的结果进行对比，找到各工况下能使结果吻合较好的 C_{eff} 值，分别为 0.93、1.47、2.13. 图 4 中红线为表 2 中不同工况下的有效外形. 图 5 给出了进行黏性修正后的非定常气动力系数对比，图中 N–S 表示非定常 N–S 方程解，1stPT为一阶活塞理论计算结果，LPT 为 LPT 方法计算结果，VLPT 表示 VLPT 方法的计算结果. 从图中可以看出，一阶活塞理论和 LPT 方法算得的法向力系数或俯仰力矩系数与非定常 N–S 方程解相比会产生较大的偏差，而 VLPT 方法结果能够较好吻合.

表 2 确定有效外形修正系数的 3 个工况

Table 2 Three conditions for C_{eff} determination

M	H/km	Re/m^{-1}	$\bar{V}'$	k
15	50	2.98×10^5	1.89×10^{-2}	0.02
20	60	1.23×10^5	3.60×10^{-2}	0.01
20	70	3.42×10^4	6.91×10^{-2}	0.01



(a) H = 50 km

(b) H = 60 km

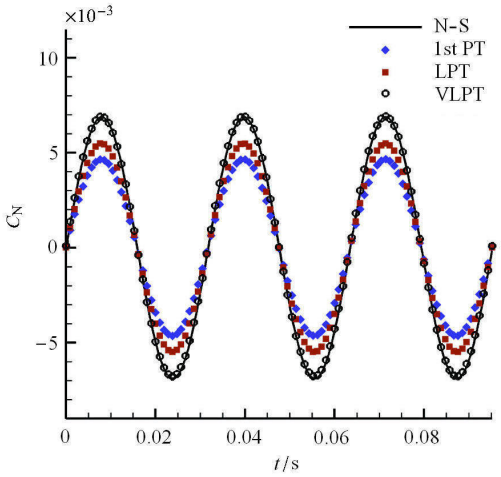
(c) H = 70 km

图 4 不同工况下的有效外形

Fig. 4 Effective shapes at different conditions

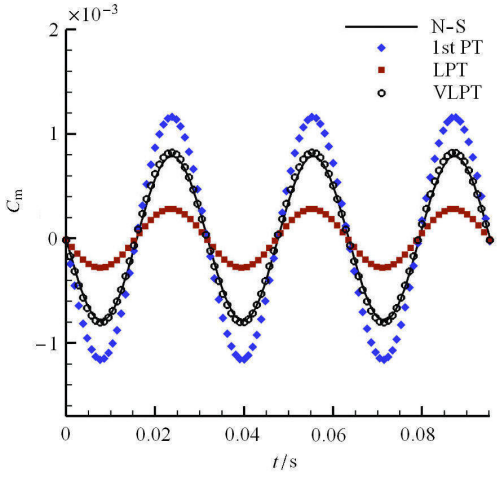
这 3 个工况处于高度 50~70 km 这样一个黏性干扰效应跨度较大的区域，通过观察可以发现 C_{eff} 与 $\sqrt{V'}$ 之间存在着近似线性的关系，如图 6 所示. 假定这种线性关系成立，则可通过线性拟合得到有效外形判定系数

$$C_{\mathrm{eff}} = 9.533\sqrt{\bar{V}'} - 0.365 \tag{10}$$



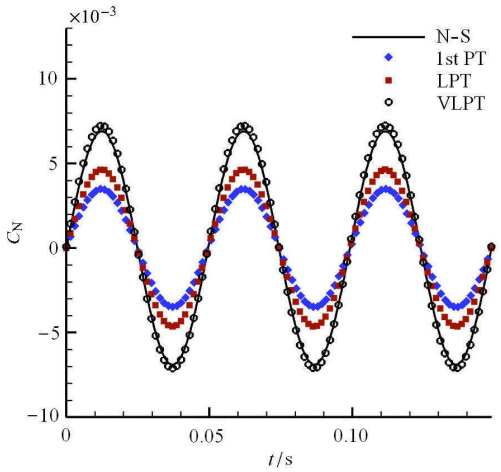
(a) 法向力系数 (H = 50 km)

(a) Normal force coefficient (H = 50 km)



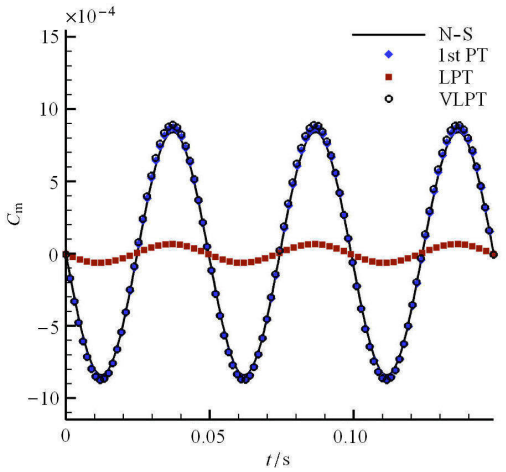
(b) 俯仰力矩系数 (H = 50 km)

(b) Pitching moment coefficient (H = 50 km)



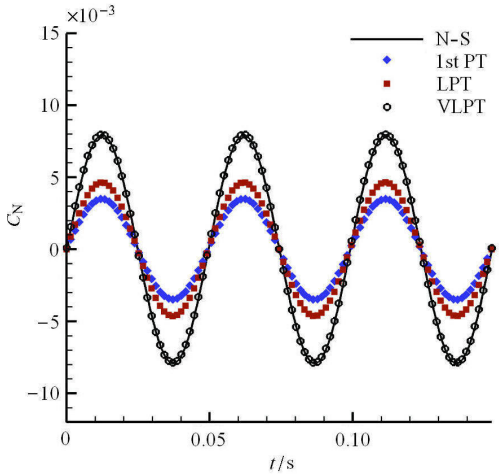
(c) 法向力系数 (H = 60 km)

(c) Normal force coefficient (H = 60 km)



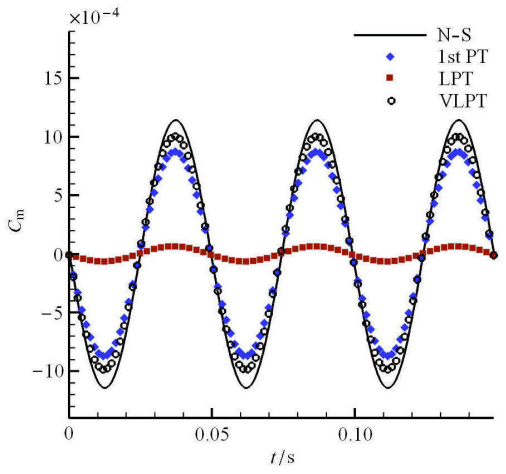
(d) 俯仰力矩系数 (H = 60 km)

(d) Pitching moment coefficient (H = 60 km)



(e) 法向力系数 (H = 70 km)

(e) Normal force coefficient (H = 70 km)



(f) 俯仰力矩系数 (H = 70 km)

(f) Pitching moment coefficient (H = 70 km)

图 5 不同工况下的非定常气动力系数

Fig. 5 Unsteady aerodynamic coefficients at different conditions

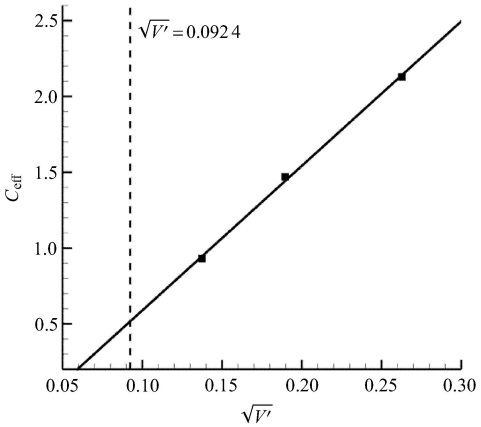


图 6 有效外形修正系数随黏性干扰参数的变化

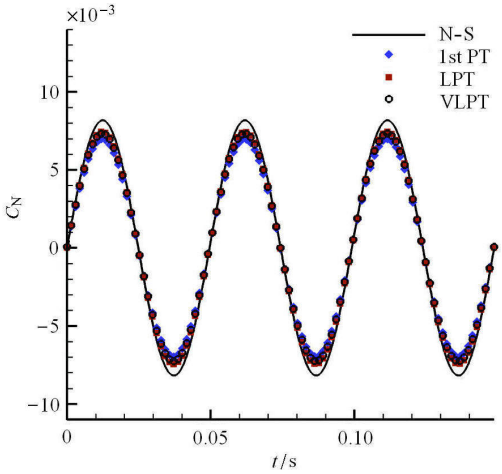
Fig. 6 Variation of $C_{\rm eff}$ with viscous interaction parameter

通过表 3 中随机选取的上述俯仰翼型的两组工况对上述关系进行验证，给定的运动形式依然为 0° 攻角附近 1° 振幅的俯仰运动. 图 7 给出了通过上述方法修正当地流活塞理论所得到的非定常气动力系数. 结果显示，VLPT 方法的计算结果与非定常 N–S 方程解吻合得很好，表明对于该外形式 (10) 是成立的.

表 3 验证线性关系的 2 个工况

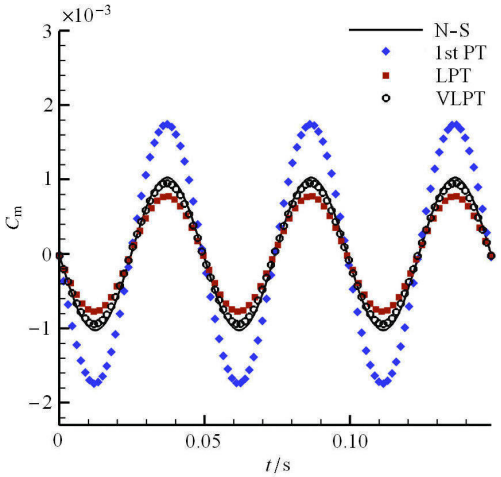
Table 3 Two conditions for linear verification

M	H/km	Re/m^{-1}	$\bar{V}'$	k
10	40	7.92×10^{5}	8.54×10^{-3}	0.02
20	65	6.61×10^{4}	4.94×10^{-2}	0.02



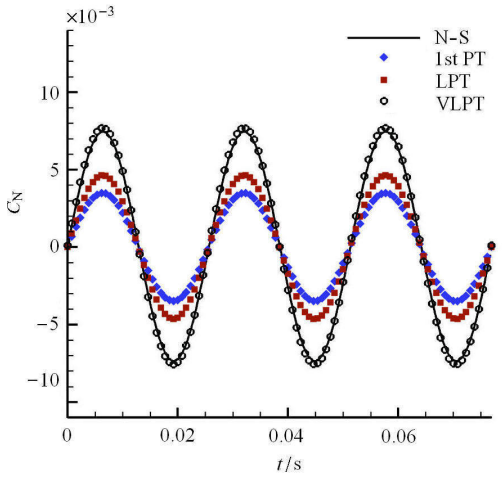
(a) 法向力系数 (H = 40 km)

(a) Normal force coefficient (H = 40 km)



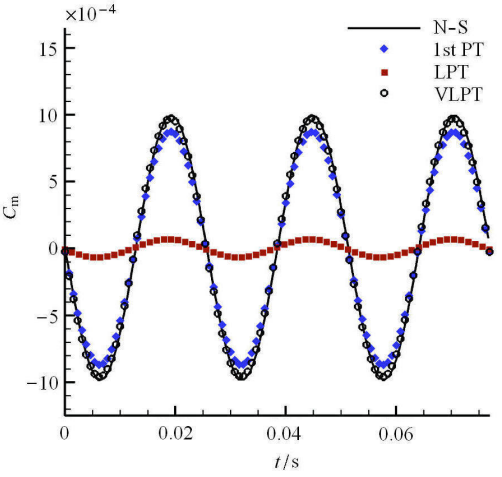
(b) 俯仰力矩系数 (H = 40 km)

(b) Pitching moment coefficient (H = 40 km)



(c) 法向力系数 (H = 65 km)

(c) Normal force coefficient (H = 65 km)



(d) 俯仰力矩系数 (H = 65 km)

(d) Pitching moment coefficient (H = 65 km)

图 7 补充验证工况的非定常气动力系数

Fig. 7 Unsteady aerodynamic coefficients at different conditions

接着验证 C_{eff} 与 $\bar{V}'$ 的唯一依赖性. 表 4 给出了一组 $\bar{V}'$ 相同，但马赫数、雷诺数和翼型长度均不同的工况下，通过 VLPT 方法计算得到的上述俯仰翼型的气动力系数幅值与非定常 N–S 方程数值解的对比. 结果表明在同一个黏性干扰参数下，可以用相同的有效外形修正系数进行黏性修正，可认为有效外形修正系数只与黏性干扰参数有关. 将式 (10) 代入式 (8)，得到 VLPT 方法判定有效外形的涡量关系式

$$|\omega| < (9.533\sqrt{\bar{V}'} - 0.365)\frac{u_\infty}{M^{1/2}Re^{-1/4}x^{3/4}} \tag{11}$$

采用 VLPT 方法计算非定常气动力时，将表 1 中 $H = 40$ km 的工况作为时需要考虑黏性效应的起始点，则式 (11) 的适用范围为 $\bar{V}' \geqslant 0.008\,5$.

表 4 同一黏性干扰参数时非定常气动力系数的幅值比较

Table 4 Unsteady aerodynamic coefficients at the same viscous interaction parameter

M	H/km	Re/m^{-1}	c/m	VLPT $C_N/10^{-3}$	N–S $C_N/10^{-3}$	R.E. C_N/%	VLPT $C_m/10^{-4}$	N–S$C_m/10^{-4}$	R.E. C_m/%
9.7	40	7.68×10^5	0.2	8.75	8.93	2.0	13.2	12.5	5.6
15	50	2.98×10^5	1.0	6.85	6.88	0.4	8.13	7.87	3.3
19.6	60	1.21×10^5	3.6	6.11	6.18	1.1	6.81	6.32	7.8

3 VLPT 方法对其他情况的应用

上述 VLPT 方法的有效外形判定方法是通过 4% 厚度的圆弧翼这种尖头薄翼在 0° 攻角附近的俯仰振荡来验证的. 而在实际应用中会遇到各种外形、攻角和运动形式. 本节通过几个数值算例考察黏性修正当地流活塞理论对大攻角、钝头外形和复合运动的适用性，所取外形的长度均为 1 m.

算例 1 4% 厚度圆弧翼型，$M = 15$, $H = 50$ km, $\alpha_0 = 15°$, $\mathrm{d}\alpha = 1°$, $\mathrm{d}h = 0$, $k = 0.02$, $\bar{V}' = 0.018\,9$.

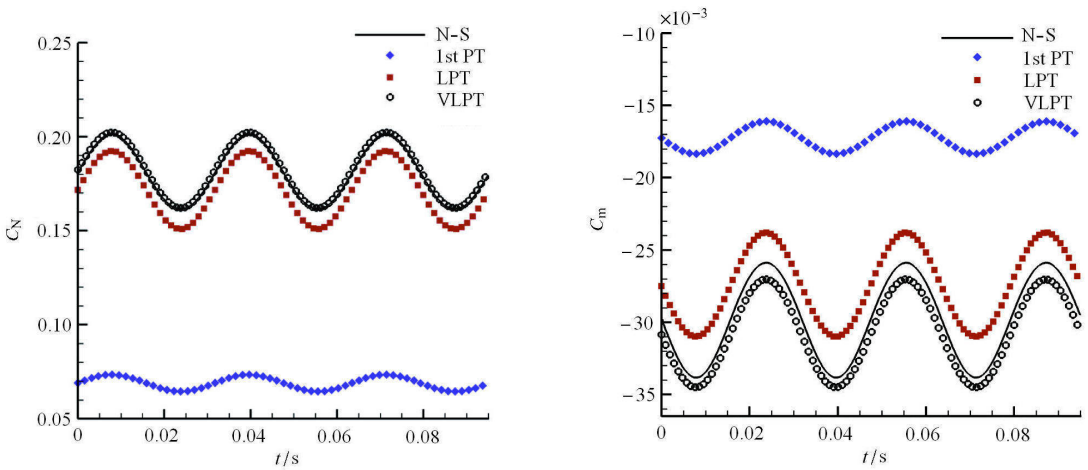
从图 8(a) 和图 8(b) 可以看出，对于高空高马赫数下的大攻角问题 ($\alpha_0 > 10°$)，一阶活塞理论和 LPT 方法的结果在均值或幅值上都与非定常 N–S 方程解相差较大，而 VLPT 方法与非定常 N–S 方程解吻合较好，说明该方法可适用于高空高马赫数下的大攻角问题，扩大了当地流活塞理论的使用范围.

算例 2 4% 厚度圆弧翼型，$M = 20$, $H = 60$ km, $\alpha_0 = 5°$, $\mathrm{d}\alpha = 1°$, $\mathrm{d}h = 0.1c$, $k = 0.01$, $\bar{V}' = 0.036$

从图 8(c) 和图 8(d) 可以看出，对于高空高马赫数下俯仰和沉浮耦合的多自由度运动，VLPT 方法也能得到令人满意的结果.

算例 3 NACA0012 翼型 $M = 15$, $H = 50$ km, $\alpha_0 = 5°$, $\mathrm{d}\alpha = 1°$, $\mathrm{d}h = 0.1c$, $k = 0.02$, $\bar{V}' = 0.018\,9$

图 8 (e) 和图 8 (f) 给出了典型钝头外形 NACA0012 翼型做俯仰和沉浮耦合运动的非定常气动力系数，可以看出 VLPT 方法能得到吻合较好的结果，说明该方法对高空高马赫数下的钝头问题也有较好的适应性.



(a) 算例 1 法向力系数

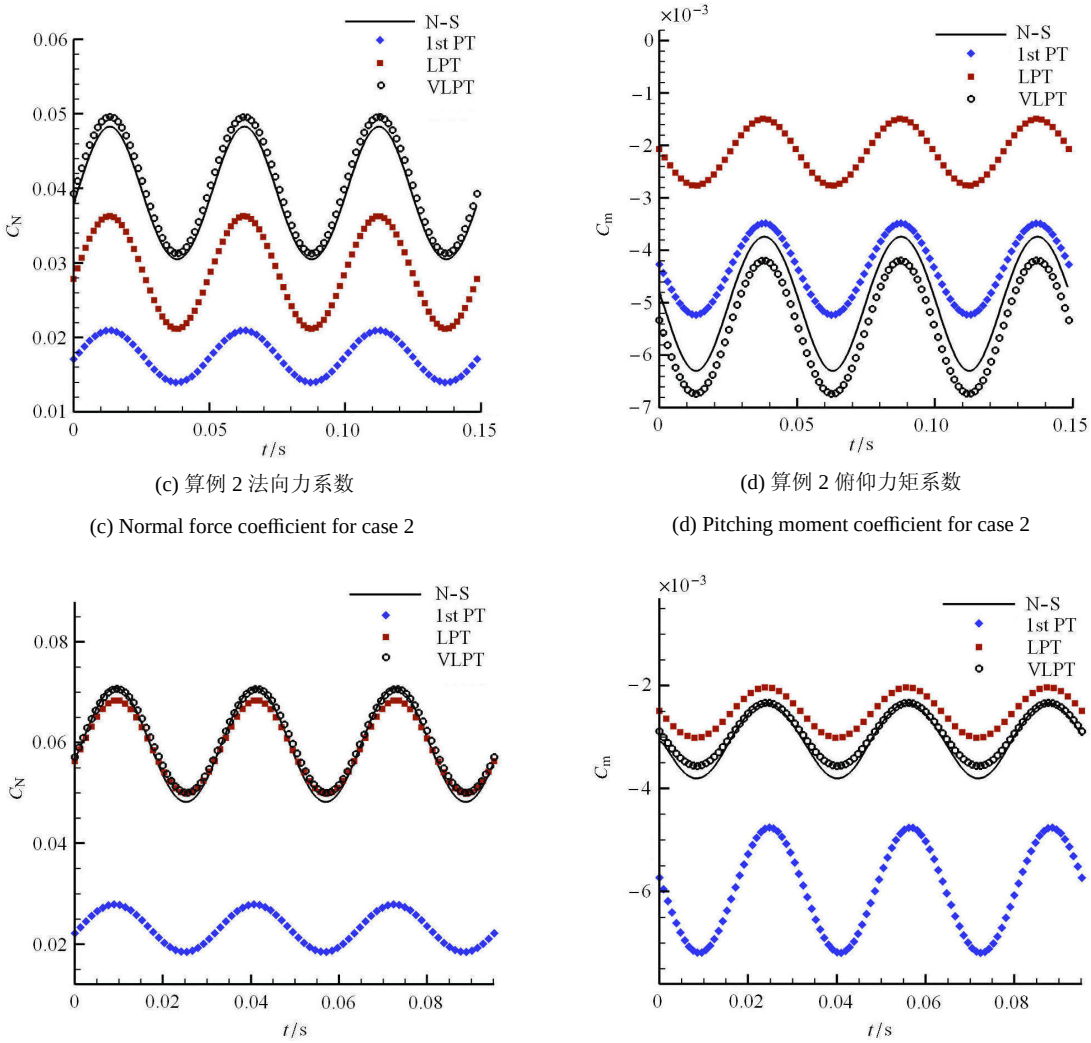
(a) Normal force coefficient for case 1

(b) 算例 1 俯仰力矩系数

(b) Pitching moment coefficient for case 1

图 8 不同工况下的非定常气动力系数

Fig. 8 Unsteady aerodynamic coefficients at different conditions



(c) 算例 2 法向力系数

(c) Normal force coefficient for case 2

(d) 算例 2 俯仰力矩系数

(d) Pitching moment coefficient for case 2

(e) 算例 3 法向力系数

(e) Normal force coefficient for case 3

(f) 算例 3 俯仰力矩系数

(f) Pitching moment coefficient for case 3

图 8 不同工况下的非定常气动力系数 (续)

Fig. 8 Unsteady aerodynamic coefficients at different conditions (continued)

4 结 论

本文通过对当地流活塞理论进行黏性修正，发展了一种能够用于低雷诺数、超声速/高超声速条件的黏性修正当地流活塞理论，给出了针对该方法的有效外形判据，并对该判据进行了数值验证和分析. 通过对不同外形、不同攻角和不同运动情况的二维非定常算例考察了该方法的适用范围. 结果表明，该方法能够较好地应用于高空高马赫数下尖头、钝头外形和大攻角问题，计算结果与非定常 N–S 方程吻合较好，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，有较高的工程应用价值.

参 考 文 献

1 McNamara JJ, Friedmann PP. Aeroelastic and aerothermoelastic analysis of hypersonic vehicles: Current status and future trends. AIAA Paper 2007-2013, 2007

2 Anderson JD. Modern Compressible Flow: With Historical Perspective. New York: McGraw Hill, 1990

3 Lucia DJ, Beran PS, Silva WA. Reduced-order modeling: new approaches for computational physics. *Progress in Aerospace Sciences*, 2004, 40(1-2): 51-117

4 Morgan HG, Runyan HL, Huckel V. Theoretical considerations of flutter at high Mach numbers. *Journal of the Aeronautical Sciences*, 1958, 25(6): 371-381

5 陈劲松，曹军. 超声速和高超声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 (Chen Jinsong, Cao Jun. An approximate calculating method of supersonic/hypersonic unsteady aerodynamic forces of airfoils. *Acta*

Aerodynamica Sinica, 1990, 8(3): 339-343 (in Chinese))

6 张伟伟, 史爱明, 王刚等. 结合定常 CFD 技术的当地流活塞理论. 西北工业大学学报, 2004, 22(5): 545-549 (Zhang Weiwei, Shi Aiming, Wang Gang, et al. On determining unsteady aerodynamic loads accurately and efficiently. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2004, 22(5): 545-549 (in Chinese))

7 张伟伟, 叶正寅. 基于当地流活塞理论的气动弹性计算方法研究. 力学学报, 2005, 37(5): 632-639 (Zhang Weiwei, Ye Zhengyin. Numerical method of aeroelasticity based on local piston theory. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2005, 37(5): 632-639 (in Chinese))

8 Zhang WW, Ye ZY, Zhang CA , et al. Supersonic flutter analysis based on local piston theory. *AIAA Journal*, 2009, 47(10): 2321-2328

9 McNamara JJ, Crowell AR, Friedmann PP. Approximate modeling of unsteady aerodynamics for hypersonic aeroelasticity. *Journal of Aircraft*, 2010, 47(6): 1932-1945

10 Lighthill MJ. Oscillating airfoils at high Mach number. *Journal of the Aeronautical Sciences*, 1953, 20(6): 402-406

11 Ashley H, Zartarian G. Piston theory—A new aerodynamic tool for the aeroelastician. *Journal of the Aeronautical Sciences*, 1956, 23(12): 1109-1118

12 Anderson JD. Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics. New York: McGraw Hill, 1989

13 李维东, 韩汉桥, 陈文龙等. 考虑高空黏性干扰效应的乘波体气动性能工程预测方法研究. 宇航学报, 2011, 32(6): 1217-1223 (Li Weidong, Han Hanqiao, Chen Wenlong, et al. An engineering prediction method for aerodynamic performance of waverider with hypersonic viscous interaction. *Journal of Astronautics*, 2011, 32(6): 1217-1223 (in Chinese))

(责任编辑: 刘希国)

AN APPROXIMATE MODEL OF UNSTEADY AERODYNAMICS FOR HYPERSONIC PROBLEMS AT HIGH ALTITUDE [1)]

Han Hanqiao Zhang Chen'an Wang Famin[2)]

(*State Key Laboratory of High-temperature Gas Dynamics*, *Institute of Mechanics*, *Chinese Academy of Sciences*, *Beijing* 100190, *China*)

Abstract The paper introduces a local piston theory with viscous correction for the prediction of hypersonic unsteady aerodynamic loads at high altitude where viscous interaction cannot be ignored. A semi-empirical relation for the determination of effective shape for this method at high Mach number and high altitude is presented based on steady Navier–Stokes equations, and validation of the relation is also completed by numerical method. Furthermore, a series of two-dimensional numerical examples with various Mach numbers, angles of attack and operating altitudes for typical thin airfoil and typical blunt airfoil are provided. The unsteady aerodynamic force coefficients are in well agreement with the unsteady Navier–Stokes predictions with altitude in the range of 40 to 70 km and Mach number in the range of 10 to 20. Compared with classical piston theory and local piston theory based on steady Euler equations, this model performs much better at high Mach number and high altitudes when the viscous interaction effects are strong. This model can be applied in supersonic/hypersonic problems with wide range of Mach number, angle of attack and altitude, and has much higher computational efficiency than unsteady Navier–Stokes equations.

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

Received 31 December 2012, revised 28 March 2013.

1) The project was supported by the National Natural Science Foundation of China (11272319, 91216205) and LHD founds for Young Scientists.

2) Wang Famin, professor, research interests: hypersonic aerodynamics and aircraft design. E-mail: wangfm@imech.ac.cn