

基于阶跃响应的飞行器单独静、动导数 数值求解方法

米百刚, 詹 浩, 陈森林, 饶 丹
(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 基于阶跃响应方法, 结合刚性动网格技术, 对飞行器的单独静、动导数的精细化数值计算进行了研究. 以纵向为例, 通过给物面施加恒定附加攻角, 求解得到阶跃响应运动过程的非定常气动力, 求导得到静导数. 同样给物面施加恒定的俯仰角速度, 并同时强迫物面平动以抵消俯仰转动产生的附加攻角影响, 可由非定常气动力求导得到动导数值. 分别利用 NACA0012 翼型和三维 SACCON 飞翼无人机进行了计算验证, 各攻角下的静、动导数值与文献、试验结果吻合得很好, 最大误差不超过 5%. 结论表明: 基于阶跃响应的单独静、动导数直接模拟方法计算耗时仅为传统强迫振动方法的 21%, 效率相对较高, 且可推广到横航向的动导数计算, 为飞行器的稳定性研究提供参考.

关 键 词: 阶跃响应; 刚性动网格; 静导数; 动导数; 非定常气动力

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Calculating single static and dynamic derivatives of aircraft with step response method

MI Bai-gang, ZHAN Hao, CHEN Sen-lin, RAO Dan

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on step response method and rigid moving mesh techniques, the fine single static and dynamic derivatives of aircraft were simulated. Longitudinal derivatives were taken as examples to represent these methods. Firstly a constant additional angle of attack was applied on the aircraft, and the unsteady aerodynamic force was calculated during the step response process, then the static derivative can be identified from the derivation of aerodynamic force; similar to static derivative, a constant pitching angular velocity was used to force the aircraft pitching around the reference point, and also a translate speed should be considered at the same time to eliminate the effect of additional angle of attack generated from the pitching angular velocity. NACA 0012 airfoil and SACCON fly wing unmanned combat aerial vehicle were used to test the methods, both the static and dynamic derivatives of the two configurations agreed well with the reference and wind tunnel test results, with the maximum error no more than 5%. The research shows that the computational time of direct single static and dynamic derivatives simulation methods based on step response is nearly 21% of the of traditional oscillation method, with relatively higher effectiveness; this can be used in analysis of lateral and directional derivatives as well as longitudinal ones, providing technical reference for aircraft stability.

收稿日期: 2015-01-28

基金项目: 航空科学基金(2015ZA53013)

作者简介: 米百刚(1989—), 男, 陕西富平人, 博士生, 主要从事飞行器气动设计及数值模拟研究.

Key words: step response; rigid moving mesh; static derivative; dynamic derivative; unsteady aerodynamic force

稳定特性评估是当前飞行器先进设计中的遇到的关键问题之一,它是衡量飞行品质的重要方面.飞行器的稳定性^[1-2]是指飞行器受到扰动后,偏离原来的平衡状态,当扰动消失后,在飞行员不加任何操纵的前提下,自动恢复平衡状态的趋势.包括静稳定性以及动稳定性.其中静稳定性研究的是飞行器受到扰动后的最初响应问题,即受扰后出现稳定力矩,飞行器具有回到原始平衡状态的趋势;而动稳定性是指扰动运动过程中出现阻尼力矩,最终使得物体回到原平衡状态,研究的是物体受到扰动运动的时间响应历程问题.无论是静稳定性还是动稳定性,都对飞行器的控制系统设计以及品质分析有着重要的参考,因而对其研究也成了时下的热点.稳定性可以使用稳定性导数来进行表征,也即静导数和动导数,静导数是气动力对姿态角的导数,而动导数则是针对相对运动参数的导数.传统方法获取这些导数主要依靠工程估算、风洞试验、飞行试验以及数值计算等.工程估算适用于飞行器的初步设计阶段,精度低但是效率高;风洞试验以及飞行试验精度好,但是周期长,代价大,制约了该方法的广泛应用;而计算流体力学(CFD)的发展使得基于数值计算的静、动导数求解已经成为飞行器稳定性分析的重要工具,大规模的并行计算可以显著提升效率,高效、高可靠性的算法可以保证良好的精度需求.当前国内外的专家机构在CFD计算静、动导数方面取得了显著的成果.国外的Scott等^[3],Greenwell^[4]使用基于减缩频率求解小幅度强迫振动方法,辨识出组合形式的静、动导数. Ronch等^[5]采用类似的方法研究了跨声速组合动导数的影响因素,并对比了谐波平衡法重建非定常流场在预测纵向组合动导数中的效果.国内方面,范晶晶等^[6]使用逐次超松弛时间推进方法耦合求解非定常NS方程和强迫运动方程,计算了组合形式的静、动导数.袁先旭、卢学成、史爱明、孙涛、陶洋、叶川、孙智伟等^[7-13]也使用动网格对导弹的组合导数进行了数值计算,取得了和试验值较为一致的结果.

以上对于飞行器的静、动导数的CFD计算主要集中在组合形式的导数研究上,未能将每一项导数分开求解,为导数值的使用带来不便,并且涉及大量的周期性非定常计算,效率较慢,对整个飞行器的气动设计工作有较大影响,因而需要更为

直观有效的方法实现静、动导数的精细化求解.

本文结合刚性动网格技术,以纵向为例,使用了阶跃响应的方法对单独的静、动导数进行了直接数值计算.通过给飞行器本体施加恒定的垂直于来流方向的速度,可以得到恒定附加攻角下的非定常气动力/力矩,求导即可直接获取静导数 $C_{m\alpha}$;而给定飞行器本体一个恒定的俯仰角速度,并借助平动阶跃抵消产生的附加攻角影响,获取运动时的气动力和力矩,求导即可得到动导数 C_{mq} .该方法的使用可以为单独动导数的直接数值求解提供参考.

1 计算方法

1.1 控制方程

文中采用的控制方程为三维积分形式的雷诺平均N-S方程.

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{W} dV + \iint_{\partial V} \mathbf{F} n ds = \frac{1}{Re} \iint_{\partial V} \mathbf{F}_v n ds \quad (1)$$

其中 V 为任意控制体, $\mathbf{W}$ 是守恒变量, $\mathbf{F}$ 为无黏(对流)通矢量项, $\mathbf{F}_v$ 为黏性通量, ∂V 为控制体的边界, $\mathbf{n}$ 为控制体边界单位外法向矢量, Re 为计算的雷诺数.

湍流模型采用对逆压梯度流动模拟精度较高的SST(切应力输运) $k-\omega$ 模型.

1.2 阶跃响应单独静、动导数计算方法

通常的静、动导数数值计算大都以小幅度强迫振动法求解非定常周期性运动为基础,得到组合表达式^[14-16],例如静导数的组合表达形式为 $C_{m\alpha} - k^2 C_{m\dot{\alpha}}$, k 为减缩频率,该式耦合了1阶导数项 $C_{m\dot{\alpha}}$,而动导数通常与时差导数组成组合表达形式 $C_{m\ddot{\alpha}} + C_{m\dot{q}}$.这些组合导数形式显然已经不能满足当前飞行器系统精细设计的要求.分析静、动导数意义,静导数 $C_{m\alpha}$ 实际是攻角变化单位量引起的俯仰力矩系数 C_m 增量,动导数 C_{mq} 则是单位俯仰角速度引起的俯仰力矩系数变化.从这点出发,只要在不引入其他变化因素的前提下,对飞行器施加恒定的攻角或者俯仰角速度,计算其气动力/力矩,即可得到静、动导数值,这种方法即是阶跃响应法.本文将使用该方法求解静导数 $C_{m\alpha}$ 以及动导数 C_{mq} .飞行器的动态运动基于刚性动网格技术,阶跃运动中计算网格不发生畸变,保证了

非定常流场的求解精度。

1.2.1 静导数 $C_{m\alpha}$ 的计算

对于 $C_{m\alpha}$, 从零时刻开始给定物面一个恒定的附加攻角, 该角度值的大小通过物面定速沿恒定方向进行运动得到, 计算非定常气动力历程, 即可得到气动力关于攻角的导数。阶跃响应运动示意图如图 1。其中 $\Delta\alpha$ 为附加攻角, Δv 和 v 分别为物面平动速度以及来流速度。

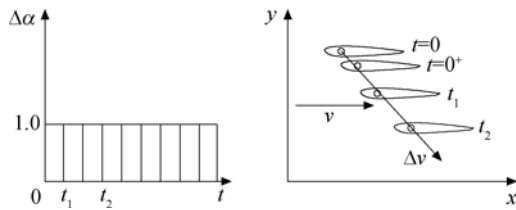


图 1 平动阶跃响应求解 $C_{m\alpha}$

Fig. 1 $C_{m\alpha}$ simulation with translation step response method

一般情况下, 物面运动的速度方向垂直于来流方向, 转到气流参考系后示意图见图 2, 图中的 α_0 为初始攻角, v' 为瞬时合速度。这样可以得到附加攻角值可由下式得到

$$\tan \Delta\alpha = \frac{\Delta v}{v} \quad (2)$$

给定物面平动速度 Δv , 由于攻角在零时刻之后是恒定的, 因而非定常气动力随着时间的变化将会直接趋于一个定值, 该值与定常气动力的差值即表示了攻角增加 $\Delta\alpha$ 后的气动力增量, 求导即可得到静导数的值。



图 2 平移阶跃响应运动

Fig. 2 Translation step response

1.2.2 动导数 C_{mq} 的计算

对于 C_{mq} , 从零时刻开始给定物面一个恒定的绕旋转参考点的俯仰角速度 $\tilde{q}$, 其但是引入这样角速度同时引起了攻角 α 的变化, 为了消除该影响, 给物面施加一个速度, 产生相应的负的附加攻角, 这样得到的非定常气动力相当于仅由俯仰角速度产生。示意图如图 3、图 4。

为了抵消俯仰角速度 $\tilde{q}$ 引起的攻角变化的影响, 需要对物面引入一个恒定的平动速度 Δv , 该

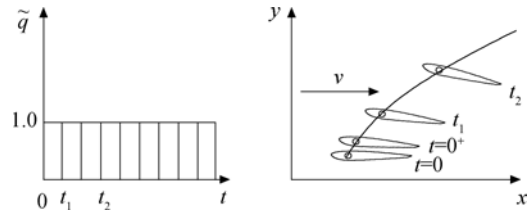


图 3 转动及平动阶跃响应求解 C_{mq}

Fig. 3 C_{mq} simulation with rotation and translation step response method

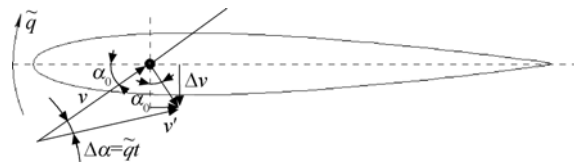


图 4 转动及平动阶跃响应运动

Fig. 4 Rotation and translation step response

速度的方向一般取为垂直于来流方向。

物面绕着旋转点以 $\tilde{q}$ 转动产生的附加攻角表示为

$$\Delta\alpha = \tilde{q}t \quad (3)$$

同时有

$$\tan \Delta\alpha = \tan \tilde{q}t = \frac{\Delta v}{v} \quad (4)$$

通过一个阶跃转动和平动响应的结合, 得到的非定常气动力与定常气动力的差值表示了仅存在 $\tilde{q}$ 时引起的气动力增量, 而 $\tilde{q}$ 的无量纲表达形式为 $\tilde{q} = \tilde{q}c/v$, c 为气动参考长度, 求导即得到动导数 C_{mq} 。

需要注意的是, 基于阶跃响应的方法静、动导数, 当攻角过大到产生分离时, 初始的流场特性会发生很大变化, 从小攻角时的定常流场变化成为高度非线性的非定常流场, 此时再使用该方法叠加扰动计算得到的非定常气动力很难随时间趋于稳定, 当然, 本身大攻角下的稳定性概念的定义相比小攻角就大不相同, 这种情形下该方法的可行性值得做更深入的研究。

2 算例验证

2.1 二维翼型静、动导数计算

首先使用本文的阶跃方法对二维 NACA 0012 翼型的静、动导数进行计算, 计算状态为来流马赫数 $Ma=0.3$, 雷诺数 $Re=5.93 \times 10^6$, 计算攻角 $\alpha=0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$ 。

2.1.1 静导数计算

计算静导数 $C_{m\alpha}$ 时, 给 NACA0012 翼型施加恒

定的附加攻角为 $\Delta\alpha=0.01\text{ rad}$, 则垂直于来流方向的翼型平动速度 $\Delta v=1.000033\text{ m/s}$, 计算得到的非定常俯仰力矩系数(C_m)的时间变化历程见图5。

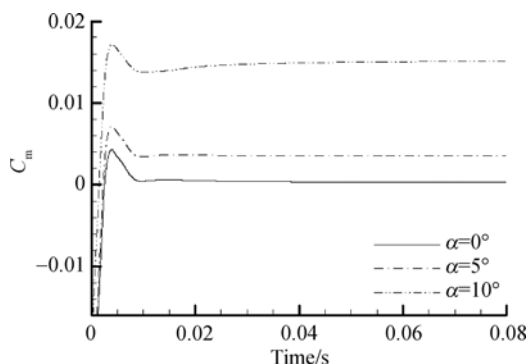


图5 阶跃响应求解 NACA0012 翼型静导数的非定常俯仰力矩系数

Fig. 5 Unsteady pitching moment coefficient of NACA0012 airfoil by solving static derivative with step response

非定常力矩与定常力矩做差可得到由于附加攻角引起的各个攻角下的非定常气动力值, 求导即可得到静导数 $C_{m\alpha}$ 的值, 具体见表1。

表1 NACA0012 翼型的静导数计算值

Table 1 Calculation results of static derivative for NACA0012 airfoil

攻角/(°)	静导数	
	计算值	文献[14]值
0	0.022915	0.0241
5	0.036468	0.0359
10	0.058454	0.0597

由表1可知, 静导数计算值与参考文献[14]结论一致, 表明了该方法的有效性。

2.1.2 动导数计算

为了计算动导数 $C_{m\dot{\alpha}}$, 强迫 NACA0012 翼型绕着参考点(1/4 弦线点)进行恒定俯仰角速度, 其值为 $\dot{q}=0.01\text{ rad/s}$, 则无量纲俯仰角速度 $q=0.0001$, 产生的附加攻角为 $\Delta\alpha=\dot{q}t$, 为抵消攻角的影响, 给定物面垂直于来流的平动速度 $\Delta v=\dot{q}\tan\dot{q}t$, 计算得到的各个攻角下的非定常气动力变化历程见图6。从而可以得到动导数 $C_{m\dot{\alpha}}$ 值如表2所示。可以看出, 动导数 $C_{m\dot{\alpha}}$ 计算值与文献[17]结果吻合, 同样表明了该方法的实用性。

图7显示了阶跃响应在计算 $15^\circ, 17^\circ$ 攻角动

导数时的非定常俯仰力矩系数(C_m)的变化历程, 可以看出, 大攻角下, 气动力值确实由于非线性效应导致振荡现象的发生, 也说明该方法在大攻角情形下的应用性降低, 需要进一步改进。

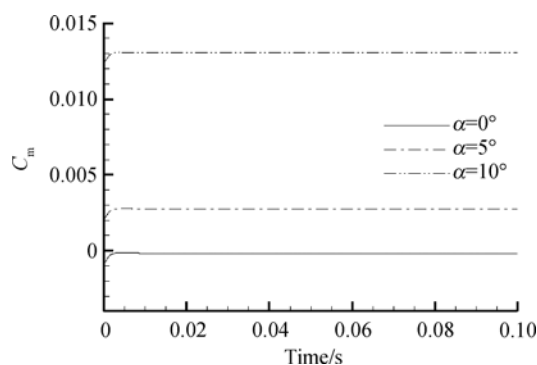


图6 阶跃响应求解 NACA0012 翼型动导数的非定常俯仰力矩系数

Fig. 6 Unsteady pitching moment coefficient of NACA0012 airfoil by solving dynamic derivative with step response

表2 NACA0012 翼型的动导数计算值

Table 2 Calculation results of dynamic derivative for NACA0012 airfoil

攻角/(°)	动导数	
	计算值	文献[17]值
0	-0.3656	-0.371395
5	-0.3831	-0.3884
10	-0.601	-0.591

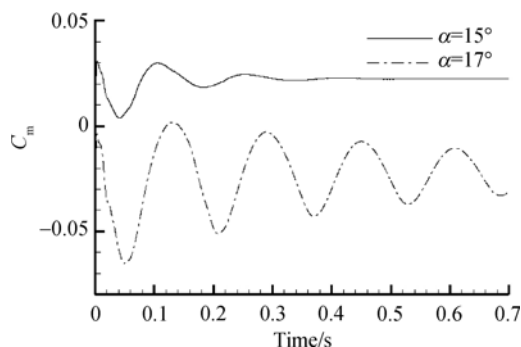


图7 大攻角下阶跃响应求解 NACA0012 翼型动导数的非定常俯仰力矩系数

Fig. 7 Unsteady pitching moment coefficient of NACA0012 airfoil at large angle of attack by solving dynamic derivative with step response

2.2 三维飞行器静、动导数计算

本节使用阶跃响应的方法对三维的 SAC-

CON 飞翼无人机进行计算验证,该模型常被用来做动稳定性以及控制方面的研究工作,有着丰富的风洞试验数据.该模型根弦长 c_r 接近 1 m,半翼展 s 为 0.769 m,平均气动弦长 c_{ref} 为 0.479 m,参考面积 S_{ref} 为 0.77 m^2 ,俯仰以及偏航运动的支撑点(point of rotation DNW-NWB,记为 P_{rdn})位于根弦长的尾端,力矩参考点(P_{mr})的下游.具体的参数及外形见图 8,计算使用的结构网格见图 9,总网格量为 300 万,壁面首层网格高度 $y^+ \approx 1.1$.

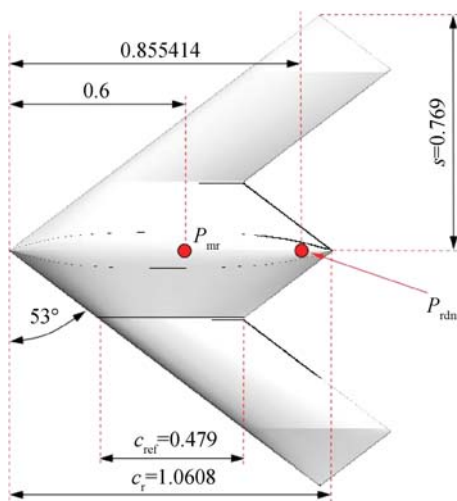


图 8 SACCON 飞翼无人机构型(单位:m)

Fig. 8 Geometry of SACCON flying wing unmanned combat aerial vehicle (unit:m)

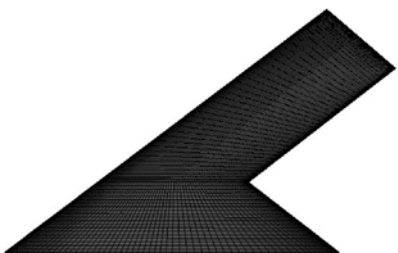


图 9 SACCON 飞翼无人机计算网格

Fig. 9 Computational grid of SACCON flying wing unmanned combat aerial vehicle

计算状态:来流马赫数 $Ma=0.147$,雷诺数 $Re=1.61 \times 10^6$,计算攻角 $\alpha=0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$.

2.2.1 静导数计算

求解 $C_{m\alpha}$ 给定的附加攻角 $\Delta\alpha=0.01 \text{ rad}$,计算得到的各个攻角下的非定常俯仰力矩系数时间历程见图 10. 计算的静导数 $C_{m\alpha}$ 与试验结果^[18]对比见表 3.

2.2.2 动导数计算

给定物面的阶跃俯仰角速度 $\dot{q}=0.01 \text{ rad/s}$,

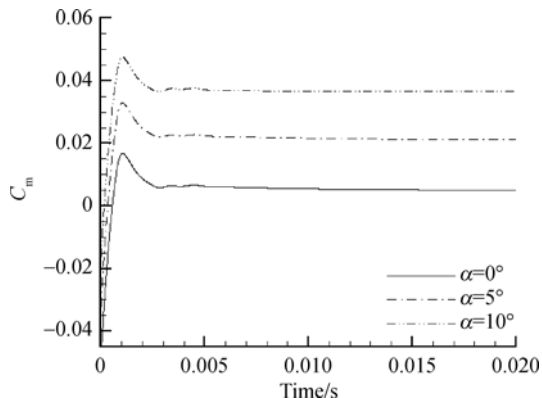


图 10 阶跃响应求解 SACCON 飞翼无人机静导数的非定常俯仰力矩系数

Fig. 10 Unsteady pitching moment coefficient of SACCON flying wing unmanned combat aerial vehicle by solving static derivative with step response

表 3 SACCON 飞翼无人机静导数计算值

Table 3 Calculation results of static derivative for SACCON flying wing unmanned combat aerial vehicle

攻角/ $^\circ$	静导数	
	计算值	试验值
0	0.062812	0.06086
5	0.09644	0.09453
10	0.0813	0.0833

同时施加平动速度消除攻角影响,则阶跃响应的非定常俯仰力矩系数变化历程见图 11. 各个攻角的动导数 $C_{m\dot{q}}$ 值如表 4 所示.

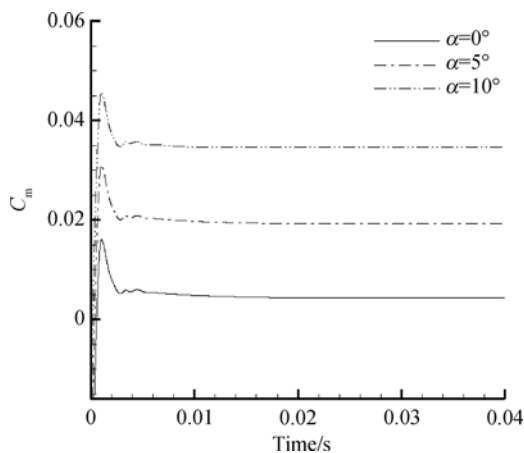


图 11 阶跃响应求解 SACCON 飞翼无人机动导数的非定常俯仰力矩系数

Fig. 11 Unsteady pitching moment coefficient of SACCON flying wing unmanned combat aerial vehicle by solving dynamic derivative with step response

可以看出,阶跃响应法在计算三维 SACCON 飞翼无人机小攻角范围的静、动导数上也是十分有效的.阶跃响应法虽然也是一种非定常方法,但不用像传统的强迫振动法求解组合静、动导数那样进行多个周期的计算,因而效率有了相对的提高.表5表明了针对 SACCON 飞翼无人机 0° 攻角时纵向导数,分别使用强迫振动法求解组合导数以及阶跃方法求解单独导数的时间对比,计算状态相同.

表4 SACCON 飞翼无人机的动导数计算值

Table 4 Calculation results of dynamic derivative for SACCON flying wing unmanned combat aerial vehicle

攻角/ $^\circ$	动导数	
	计算值	试验值
0	-0.21572	-0.20086
5	-0.2314	-0.2254
10	-0.2462	-0.2483

表5 两种方法计算时间对比

Table 5 Comparison of computational time between two methods

方法	耗时/h
强迫振动	144
阶跃响应	30

3 结 论

本文针对飞行器的静、动导数精细化求解进行了研究,不同于传统的强迫振动法求解组合静、动导数,利用阶跃响应方法进行单独静、动导数的直接求解.以纵向为例,通过施加给飞行器附加攻角,可得到恒定附加攻角下的非定常气动力,求导即得静导数 $C_{m\alpha}$ 值;同样的通过给定飞行器一个阶跃俯仰角速度,并同时通过平动消除附加攻角影响,可得到恒定角速度下的非定常气动力,求导得到动导数 $C_{m\dot{\alpha}}$. 这种方法在二维、三维飞行器的导数求解中取得了较好的效果.尽管在大攻角非线性情况下的应用还值得进一步探讨,但是该方法耗时相对少,工程实用性也较好,且可推广至横航向的静、动导数精细化计算.

参考文献:

[1] 方振平,陈万春,张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005.

[2] Kay J. Acquiring and modeling unsteady aerodynamic characteristics[R]. AIAA-2000-3907,2000.

[3] Scott M M, Eloret C. A reduced-frequency approach for calculating dynamic derivatives[R]. AIAA-2005-840,2005.

[4] Greenwell D L. Frequency effects on dynamic stability derivatives obtained from small-amplitude oscillatory testing[J]. Journal of Aircraft,1998,35(5):776-783.

[5] Ronch A D, Vallespin D. Computation of dynamic derivatives using CFD[R]. AIAA-2010-4817,2010.

[6] 范晶晶,阎超,李跃军. 飞行器大迎角下俯仰静、动导数的数值计算[J]. 航空学报,2009,30(10):1846-1850.
FAN Jingjing, YAN Chao, LI Yuejun. Computation of vehicle pitching static and dynamic derivatives at high angles of attack[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009,30(10):1846-1850. (in Chinese)

[7] 袁先旭,张涵信,谢昱飞. 基于 CFD 方法的俯仰静、动导数数值计算[J]. 空气动力学学报,2005,23(4):458-463.
YUAN Xianxu, ZHANG Hanxin, XIE Yufei. The pitching static/dynamic derivatives computation based on CFD methods[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005,23(4):458-463. (in Chinese)

[8] 卢学成,叶正寅,张伟伟. 超音速、高超声速飞行器动导数的高效计算方法[J]. 航空计算技术,2008,38(3):28-31.
LU Xuecheng, YE Zhengyin, ZHANG Weiwei. A high efficient method for computing dynamic derivatives of supersonic/hypersonic aircraft [J]. Aeronautical Computing Technique, 2008,38(3):28-31. (in Chinese)

[9] 史爱明,杨永年,叶正寅. 结合 CFD 技术的跨音速动导数计算方法研究[J]. 西北工业大学学报,2008,26(1):11-14.
SHI Aiming, YANG Yongnian, YE Zhengyin. A more accurate method for calculating transonic dynamic derivatives (TDDs) using present state-of-the-art CFD[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008,26(1):11-14. (in Chinese)

[10] 孙涛,高正红,黄江涛. 基于 CFD 的动导数计算与减缩频率影响分析[J]. 飞行力学,2011,29(4):15-18.
SUN Tao, GAO Zhenghong, HUANG Jiangtao. Identify of aircraft dynamic derivatives based on CFD technology and analysis of reduce frequency[J]. Flight Dynamics, 2011,29(4):15-18. (in Chinese)

[11] 陶洋,范召林,赵忠良. 基于 CFD 的带控制舵导弹的动导数计算[J]. 航空动力学报,2010,25(1):102-106.
TAO Yang, FAN Zhaolin, ZHAO Zhongliang. Predictions of dynamic damping coefficients of basic finner based on CFD[J]. Journal of Aerospace Power, 2010,25(1):102-106. (in Chinese)

[12] 叶川,马东立. 利用 CFD 技术计算飞行器动导数[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(2):196-200.
YE Chuan, MA Dongli. Aircraft dynamic derivatives calculation using CFD techniques[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013,39(2):196-200. (in Chinese)

- [13] 孙智伟,程泽荫,白俊强,等. 基于准定常的飞行器动导数的高效计算方法[J]. 飞行力学,2010,28(2):28-30.
SUN Zhiwei, CHENG Zeyin, BAI Junqiang, et al. A high efficient method for computing dynamic derivatives of aircraft based on quasi-steady CFD method[J]. Flight Dynamics, 2010, 28(2): 28-30. (in Chinese)
- [14] Soo H P, Yoonsik K, Jang H K. Prediction of dynamic damping coefficients using unsteady dual-time stepping method[R]. AIAA-2002-0715, 2002.
- [15] Roy J F L, Morgand S, Farcy D. Static and dynamic derivatives on generic UCAV without and with leading edge control[R]. AIAA-2014-2391, 2014.
- [16] Roy J F L, Morgand S. SACCON CFD static and dynamic derivatives using elsA[R]. AIAA-2010-4562, 2010.
- [17] Mehdi G, Adam J, Russell M C. Computational investigation into the use of response functions for aerodynamic load modeling[J]. AIAA Journal, 2012, 50(6): 1314-1327.
- [18] Dan D V, Thomas D L, Anderas S. SACCON forced oscillation tests at DNW-NWB and NASA Langley 14×22 -foot tunnel[R]. AIAA-2010-4394, 2010.

(编辑:陈 越)