

前缘和转轴影响翼摇滚特性的数值模拟*

杨小亮¹, 黄世林², 杨起¹, 柴振霞¹, 孙喜万¹, 刘伟¹

(1. 国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073; 2. 中国人民解放军93108部队, 黑龙江齐齐哈尔 161007)

摘要:采用耦合求解 N-S 方程和 Euler 刚体动力学方程的数值模拟方法研究 80° 后掠三角翼摇滚特性, 讨论机翼前缘构型和滚转轴位置对三角翼摇滚特性的影响。N-S 方程的离散采用 Roe 格式和含双时间步的 LU-SGS 方法, 刚体动力学方程的离散采用二阶精度的差分方法, 通过交替求解流动和运动控制方程组的耦合策略, 模拟 80° 后掠三角翼自激摇滚的非定常过程。针对转轴安装于上表面的细长三角翼, 研究前缘上削尖、下削尖和双面削尖三种构型的翼摇滚特性, 分析前缘构型对摇滚振幅及分岔攻角的影响。考虑到上削尖和下削尖构型在翻转后相当于前缘构型互换但转轴位置不同, 进一步考察了滚转轴位置对三角翼摇滚特性的影响。结果表明: 在一定的攻角下, 三种不同前缘构型的三角翼均能形成大幅自维持的摇滚现象, 其中上削尖前缘的三角翼振幅最大, 双面削尖前缘次之, 下削尖前缘三角翼振幅最小; 攻角增大到 30° 以后, 双面削尖和上削尖前缘的三角翼会发生翻转现象, 翻转 180° 以后维持等幅振荡。

关键词:三角翼; 翼摇滚; 前缘构型; 转轴位置; 数值模拟

中图分类号: V211.3 文献标志码: A 文章编号: 1001-2486(2021)03-079-07

Numerical investigation of wing rock characteristics influenced by leading edge and roll-axis

YANG Xiaoliang¹, HUANG Shilin², YANG Qi¹, CHAI Zhenxia¹, SUN Xiwan¹, LIU Wei¹

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. The PLA Unit 93108, Qiqihar 161007, China)

Abstract: Numerical investigation of a 80° swept delta wing rock characteristics was presented by solving N-S (Navier-Stokes) equations coupled with Euler rigid-body dynamics equations, and the influences of leading edge configuration and roll-axis installation were discussed. For the unsteady simulation of self-induced wing rock phenomenon, the Roe scheme and LU-SGS method with dual-time stepping approach were employed for NS equations discretization, the second order differential scheme was employed for Euler rigid-body equation discretization, and the loose-coupling approach for flow control equations and movement control equations was implemented. For the delta wing with a roll-axis located on the upper surface, three leading edge configurations, including upper beveled, lower beveled and double beveled were used for evaluating the influence on the amplitudes and bifurcation angles of delta wing rock. In view of the configuration equivalence of upper beveled delta wing and lower beveled delta wing, the influence of roll-axis installation was evaluated also. The results show that under a certain attack angle, all of the three delta wings with different leading edge configuration establish large and self-retained wing rock amplitudes, and the largest amplitude is observed with upper beveled delta wing, the double beveled delta wing takes the second place and the amplitude of lower beveled delta wing reaches the least degree. For the attack angle of 30°, the roll-over phenomena are observed at the delta wings with upper and double beveled leading edge configuration, and when the roll angle reaches to 180°, the oscillation amplitude remains unchanged.

Keywords: delta wing; wing rock; leading edge configuration; roll-axis installation; numerical simulation

三角翼因结构强度高、可提供非线性涡升力等优点, 是现代战斗机主要采用的机翼构型, 其气动特性受到了学界的普遍关注, 尤其是其动态特性密切关系到现代战斗机大攻角机动飞行的安全^[1]。大攻角条件下, 三角翼会产生大幅度自维持的翼摇滚现象。虽然早在 20 世纪中叶, 人们就

观察到了翼摇滚现象, 但由于其复杂的非线性气动特性, 直到 20 世纪 80 年代才陆续出现对三角翼摇滚现象较为系统的试验研究^[2-5], 而耦合求解 N-S 方程和 Euler 刚体动力学方程^[6-10]完成三角翼摇滚现象的数值模拟则是二十多年来才开始的事情。

* 收稿日期: 2019-11-08

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11572348)

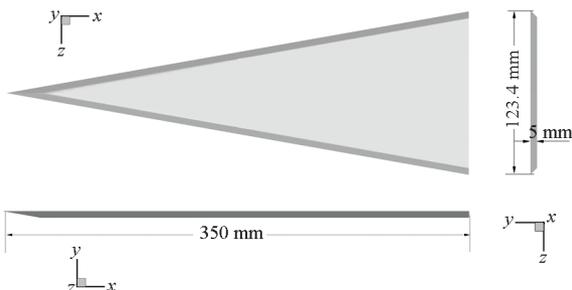
作者简介: 杨小亮(1982—), 男, 重庆人, 副教授, 博士, 硕士生导师, E-mail: yangxl_nudt@sina.com

准确捕捉位于三角翼背风面的非线性集中涡是数值模拟三角翼绕流时必须解决的问题。近年来,大量文献在模拟、分析及控制三角翼上涡流特性方面不遗余力^[11-15],进展卓有成效^[16],而数值模拟涡流主导的三角翼摇摆现象则主要集中在捕捉摇摆现象的定性研究。三角翼上集中涡形成和发展具有强非线性,故对三角翼构型及影响因素极为敏感^[17],造成了数值模拟与实验之间、实验与实验之间往往存在明显的分歧^[5]。提升数值模拟和风洞实验反映翼摇摆现象物理本质的水平,减小数值模拟和实验差距,必须研究翼摇摆特性的影响因素。前缘构型和滚转轴安装位置是实验研究必须陈述的关键细节,且文献[4-5]表明不同的处理可导致摇摆特性显著不同。阎超等^[18]研究了前缘形状对三角翼上涡流特性的影响,但对摇摆特性影响的研究则相对较少。本文耦合求解 N-S 方程和刚体动力学方程,针对 80° 后掠三角翼研究前缘构型和转轴安装位置影响三角翼摇摆特性的程度和规律。

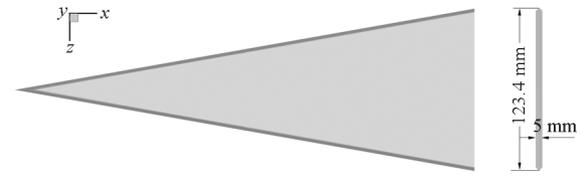
1 模型及计算方法

1.1 三角翼模型及网格

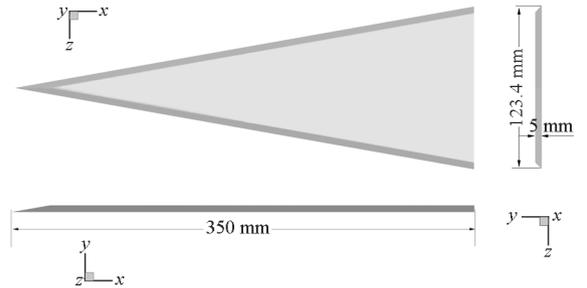
研究采用 80° 后掠尖前缘平板三角翼模型,前缘分别采用下削尖、双面削尖、上削尖三种方式,削尖角均为 45°,尾缘不做削尖处理,垂直翼面,如图 1 所示。为研究滚转轴对细长三角翼摇摆特性的影响,基于下削尖前缘三角翼分别研究了滚转轴安装在四种不同位置时的摇摆特性,如图 2 所示,滚转轴位置分别安装在下翼面下方 5 mm 处(记为 Axel_DD)、下翼面上(记为 Axel_D)、上翼面上(记为 Axel_U)、上翼面上方 5 mm 处(记为 Axel_UU),四种安装位置的滚转轴均位于三角翼体对称面上。网格生成采用 OH 型拓扑结构,周向 O 型、其余方向 H 型,以平衡描述精度和网格规模^[19]。计算网格如图 3 所示,网格上游边界距离三角翼顶点 2.5 倍根弦长,周向边界距



(a) 下削尖前缘
(a) Down beveled leading edge



(b) 双面削尖前缘
(b) Double beveled leading edge



(c) 上削尖前缘
(c) Up beveled leading edge

图 1 三种不同前缘形状的 80° 后掠三角翼模型

Fig. 1 Three 80° swept delta wing model with different leading edge configuration



(a) 滚转轴位于下翼面下方 (Axel_DD)

(a) Roll-axis under the lower wing surface (Axel_DD)



(b) 滚转轴位于下翼面 (Axel_D)

(b) Roll-axis on the lower wing surface (Axel_D)



(c) 滚转轴位于上翼面 (Axel_U)

(c) Roll-axis on the upper wing surface (Axel_U)



(d) 滚转轴位于上翼面上方 (Axel_UU)

(d) Roll-axis above the upper wing surface (Axel_UU)

图 2 四种不同滚转轴位置示意图

Fig. 2 Schema of four roll-axis installation of delta wing

离体轴 2.5 倍根弦长,下游边界距离三角翼尾缘 5 倍根弦长。网格数为 112 × 226 × 50 (流向 × 周向 × 法向),翼尖、尾缘及翼前缘附近流动较为复杂,局部适当加密。

1.2 数值方法

采用非定常 N-S 方程组和滚转动力学方程描述三角翼单自由度摇摆运动^[20],贴体坐标系 (t ,

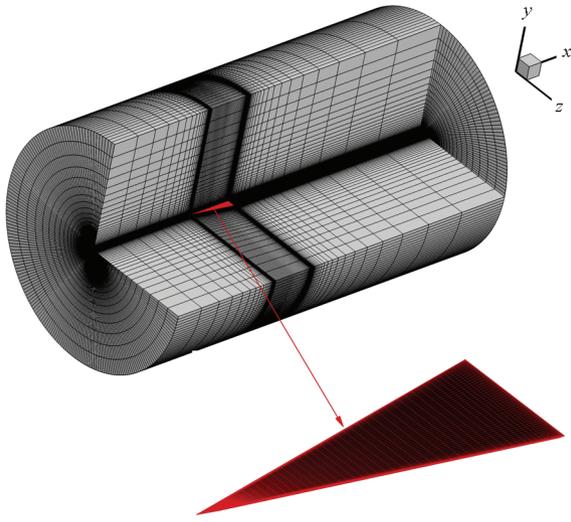


图3 80°后掠三角翼网格分布

Fig.3 Grid distribution of the 80° swept delta wing

ξ, η, ζ 下的方程写为:

$$\begin{cases} \frac{\partial \mathbf{J}^{-1} Q}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\mathbf{E}}}{\partial \xi} + \frac{\partial \bar{\mathbf{F}}}{\partial \eta} + \frac{\partial \bar{\mathbf{G}}}{\partial \zeta} = \frac{\partial \bar{\mathbf{E}}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \bar{\mathbf{F}}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \bar{\mathbf{G}}_v}{\partial \zeta} \\ I_x \ddot{\phi} = C_1 \end{cases} \quad (1)$$

其中: ϕ 为守恒变量; $\bar{\mathbf{E}}, \bar{\mathbf{F}}, \bar{\mathbf{G}}$ 为对流通量; $\bar{\mathbf{E}}_v, \bar{\mathbf{F}}_v, \bar{\mathbf{G}}_v$ 为黏性通量; ϕ 为滚转角; C_1 为滚转力矩系数;无量纲转动 $I_x = 2\bar{I}_x / (\bar{\rho}_\infty \bar{S} \bar{l}^3)$, 带“~”符号的量表示有量纲量, \bar{S} 和 \bar{l} 分别表示参考面积和参考长度。

基于结构网格的有限体积法,采用 Roe 格式和含双时间步的 LU-SGS 方法离散非定常 N-S 方程组。滚转动力学方程采用时间二阶精度的单边差分离散,得到时间二阶精度的滚转差分方程:

$$\phi^{n+1} = 5\phi^n / 2 - 2\phi^{n-1} + \phi^{n-2} / 2 + \Delta t^2 C_1^{n+1} / (2I_{xx}) \quad (2)$$

式中, $n+1$ 时刻的滚转力矩系数 C_1^{n+1} 采用二阶 Lagrange 插值进行预估。

$$C_1^{n+1} = 3C_1^n - 3C_1^{n-1} + C_1^{n-2}$$

非定常 N-S 方程组和滚转动力学方程的耦合求解采用松耦合模式,即由滚转动力学方程提供三角翼 $n+1$ 时刻的位置,再由非定常 N-S 方程组计算 $n+1$ 时刻的滚转力矩系数。

远场采用无反射边界条件,壁面边界取绝热壁,压力条件为 $\partial p / \partial n|_{\text{wall}} = -\rho \mathbf{a}_{\text{wall}} \cdot \mathbf{n}_{\text{wall}}$, 速度条件为无滑移条件,即 $\mathbf{V} = \mathbf{V}_{\text{wall}}$ 。

1.3 验证与确认

本文的计算基于国防科技大学刘伟教授团队开发的飞行器动态特性研究程序 (Aircraft Dynamic Characteristics Research Program, ADCRP)。该程序针对多块对接结构网格,求解三维非定常 RANS 方程,经过二十余年的发展,具

备复杂飞行器流动/运动耦合的多自由度非定过程的数值模拟能力。该程序采用系列标模外形进行了系统的验证与确认计算,适用于三角翼等定、动态非定常问题的分析^[20-21],在多个型号项目中得到了应用。该程序具备模拟细长三角翼摇摆现象的研究能力。

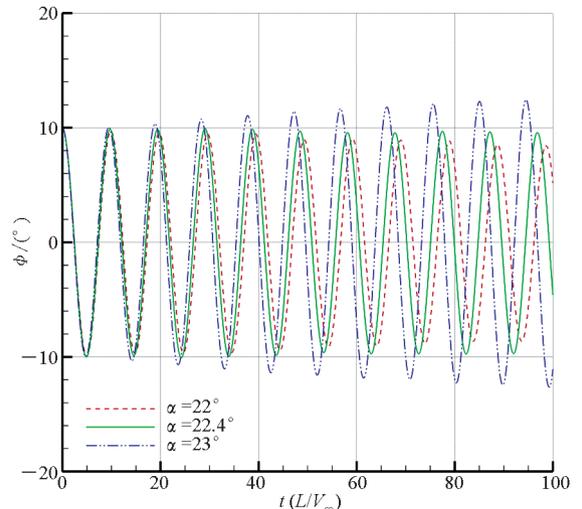
2 前缘构型对摇摆特性的影响

考察前缘构型对细长三角翼摇摆特性的影响。计算时,给定来流马赫数 $Ma = 0.2$,基于根弦长度的雷诺数 $Re = 0.4 \times 10^6$,无量纲滚转动惯量 $I_{xx} = 0.1$,滚转轴与 x 轴重合且位于上翼面,不计轴承阻尼。统一给定 10° 的初始滚转角,研究不同前缘三角翼的滚转响应,分别对分岔攻角和摇摆振荡的振幅进行讨论。

2.1 前缘形状对分岔攻角的影响

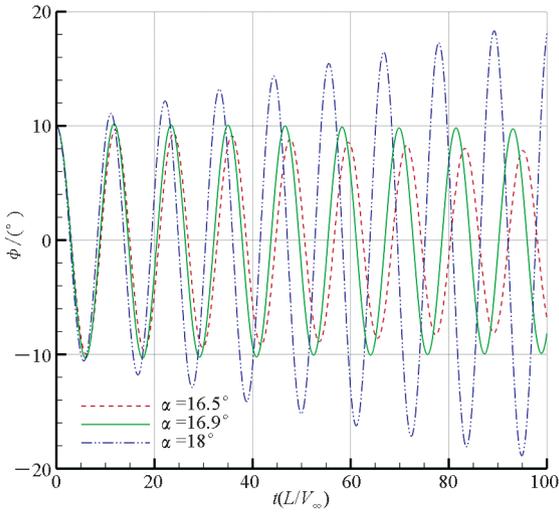
文献[22]指出,三角翼攻角 α 变化会导致其横向稳定性发生 Hopf 分岔,存在攻角的临界值,攻角小于该值,三角翼横向动态稳定,大于该值,三角翼发生横向失稳,形成大幅度自维持的极限环振荡,该临界值称为分岔攻角。

对分岔攻角的数值模拟结果如图4所示,显示了下削尖、双面削尖、上削尖三种前缘构型的三角翼不同攻角下的滚转角时间历程。按照文献描述,易于判断下削尖前缘三角翼分岔攻角约为 22.4° ,双面削尖前缘三角翼分岔攻角约为 16.9° ,上削尖前缘三角翼分岔攻角约为 15.5° 。其中:下削尖前缘三角翼能够在较大的攻角范围保持滚转稳定性,分岔攻角最大;上削尖前缘三角翼分岔攻角最小,即最容易发生横向失稳;双面削尖前缘的三角翼横向稳定性介于二者之间。



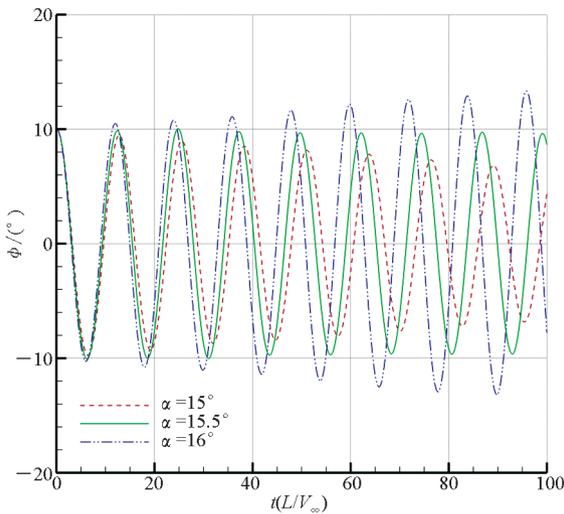
(a) 下削尖前缘

(a) Down beveled leading edge



(b) 双面削尖前缘

(b) Double beveled leading edge



(c) 上削尖前缘

(c) Up beveled leading edge

图 4 不同前缘形状三角翼的滚转角时间历程

Fig. 4 Time history of roll angle of delta wing with different leading edge

为进一步理解前缘构型对三角翼动态特性的影响,基于强迫简谐分析法计算三角翼滚转稳定性参数,如表 1 和表 2 所示。稳定性参数为负则表示具有稳定性,为正则表示不稳定。由表 1 可知:不同前缘构型的三角翼,在所研究的攻角范围内都是静稳定的,整体而言,静稳定性相当。由表 2 可知:随着攻角增大,滚转阻尼导数由负变正,表明从滚转动稳定变为滚转动不稳定,从动态稳定性的角度说明了三角翼滚转方向发生 Hopf 分岔的这一现象。其中,下削尖三角翼在 22.4° 、双面削尖三角翼在 16.9° 、上削尖三角翼在 15.5° 时,滚转阻尼导数的绝对值显著小于其他角度的绝对值,这表明此时三角翼几乎处于无阻尼状态,

正好对应三角翼在跨过该攻角时的滚转稳定性状态的变化,分岔攻角在以上角度附近。

表 1 三角翼滚转静稳定性导数

Tab. 1 Roll static derivatives of delta wing

攻角/ $^\circ$	下削尖	双面削尖	上削尖
10.0	-1.0×10^{-2}	-1.0×10^{-2}	-9.4×10^{-3}
15.5	-2.3×10^{-2}	-2.5×10^{-2}	-2.7×10^{-2}
16.9	-2.6×10^{-2}	-3.0×10^{-2}	-3.4×10^{-2}
22.4	-4.2×10^{-2}	-5.3×10^{-2}	-6.4×10^{-2}
25.0	-5.4×10^{-2}	-6.9×10^{-2}	-8.2×10^{-2}

表 2 三角翼滚转阻尼导数

Table 2 Roll damp derivatives of delta wing

攻角/ $^\circ$	下削尖	双面削尖	上削尖
10.0	-9.6×10^{-3}	-8.8×10^{-3}	-1.2×10^{-2}
15.5	-6.6×10^{-3}	-2.8×10^{-3}	3.2×10^{-4}
16.9	-5.1×10^{-3}	1.9×10^{-4}	6.1×10^{-3}
22.4	6.0×10^{-4}	2.6×10^{-2}	3.2×10^{-2}
25.0	8.1×10^{-3}	2.9×10^{-2}	3.4×10^{-2}

2.2 前缘形状对振幅特性的影响

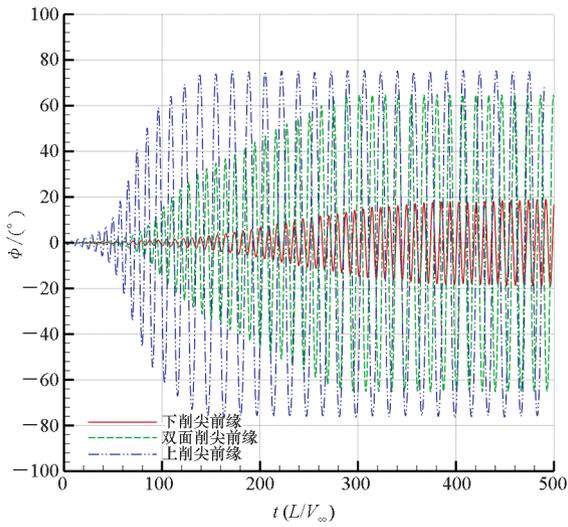
上一节的研究表明,攻角大于分岔攻角以后,均会发生横向失稳,形成大幅度自维持极限环形式的摇摆现象。为进一步考察不同前缘构型的三角翼横向失稳以后的动态特性,选取 25° 和 30° 攻角,给定 0° 初始滚转角,研究前缘形状对三角翼振幅特性的影响,结果如图 5 所示。

25° 攻角时,如图 5(a) 所示,三种前缘构型的三角翼均形成了极限环形式的等幅振荡,下削尖前缘三角翼的振幅约为 19.2° ,双面削尖前缘三角翼的振幅约为 65.2° ,上削尖前缘三角翼的振幅约为 75.6° 。其中,下削尖三角翼振幅最小,双面削尖三角翼次之,上削尖三角翼的振幅最大,对比表 2 数据,三种前缘构型的三角翼的滚转阻尼导数均为正,从数值上而言,下削尖三角翼最小,双面削尖三角翼次之,上削尖三角翼最大,三角翼自激滚转振荡的表现与动态稳定性参数预示的规律一致。

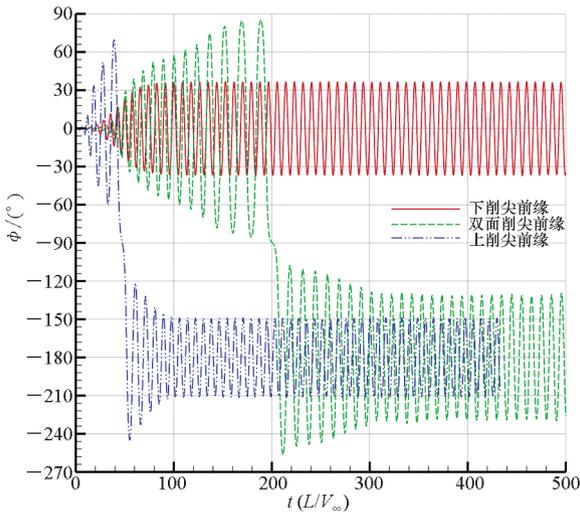
30° 攻角时,如图 5(b) 所示,三种机翼均最终形成了极限环形式的等幅振荡,但双面削尖和上削尖前缘的三角翼在发生翻转后绕滚转轴进行滚转振荡。其中,双面削尖前缘三角翼摇摆振幅约为 49.8° ,上削尖前缘三角翼摇摆振幅约为

31.4°,下削尖前缘三角翼未发生翻转,其振幅约为37.1°。

理论上讲,双面削尖前缘三角翼,上下对称,翻转后与自身同构,上削尖前缘三角翼与下削尖前缘三角翼在结构上相同,仅与来流在空间的相对位置不同。上削尖前缘三角翼翻转后,空间位置与下削尖前缘三角翼相同。但由图5(b)观察到的结果,上削尖前缘三角翼翻转后的振幅(31.4°)与下削尖前缘三角翼的振幅(37.1°)并不相同。经分析,主要由于翻转后滚转轴位置不相同,对于双面削尖的三角翼同样存在该问题,需要进一步分析。



(a) $\alpha = 25^\circ$



(b) $\alpha = 30^\circ$

图5 不同前缘构型三角翼在大攻角下的摇摆特性

Fig.5 Wing rock characteristics of delta wing with different leading edge in high angle of attack

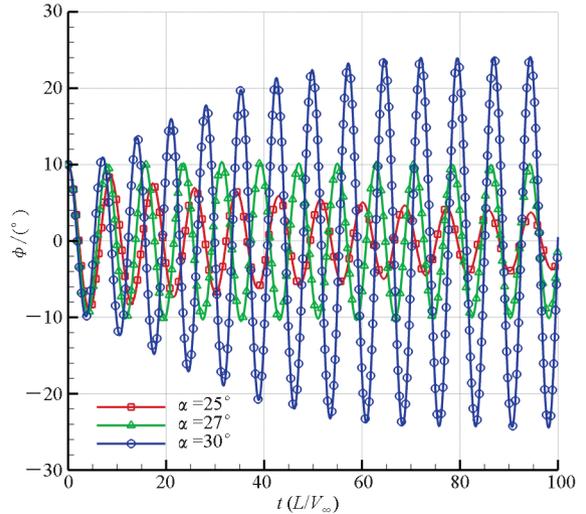
3 滚转轴位置对摇摆特性的影响

基于对三角翼摇摆现象的理解,进一步考察

滚转轴位置对细长三角翼摇摆特性的影响。计算时,给定来流马赫数 $Ma = 0.2$,基于根弦长度的雷诺数 $Re = 0.4 \times 10^6$,无量纲滚转转动惯量 $I_{xx} = 0.1$,统一指定 10° 的初始滚转角,不计轴承阻尼。选取下削尖三角翼,指定不同滚转轴位置,如图2所示,研究滚转轴位置对摇摆特性的影响,分别对分岔攻角和摇摆振幅进行了讨论。

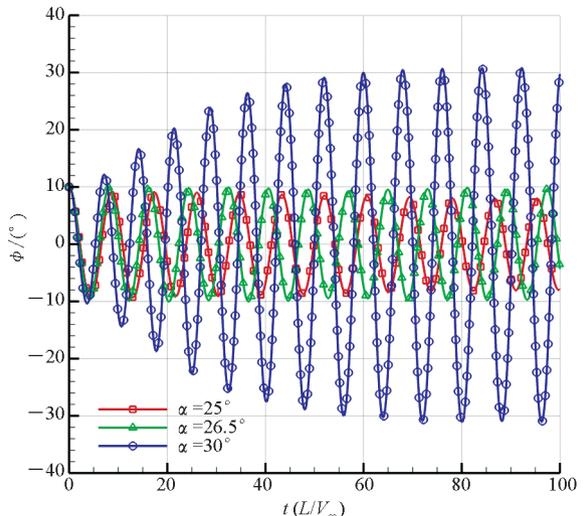
3.1 滚转轴位置对分岔攻角的影响

如图6(a)所示,滚转轴位于下翼面下方5 mm处时,三角翼从 10° 初始滚转角释放后,在 25° 攻角下摇摆振幅呈衰减状态,在 30° 攻角下摇摆振幅呈增大状态,而在 27° 攻角时摇摆振幅基本保持 10° 不变,说明滚转轴位于下翼面下方5 mm的三角翼的分岔攻角约为 27° 。由图6(b)~(d)易知,滚转轴位于下翼面的三角翼分岔攻角为 26.5° ,滚转轴位于上翼面的三角翼分岔攻角



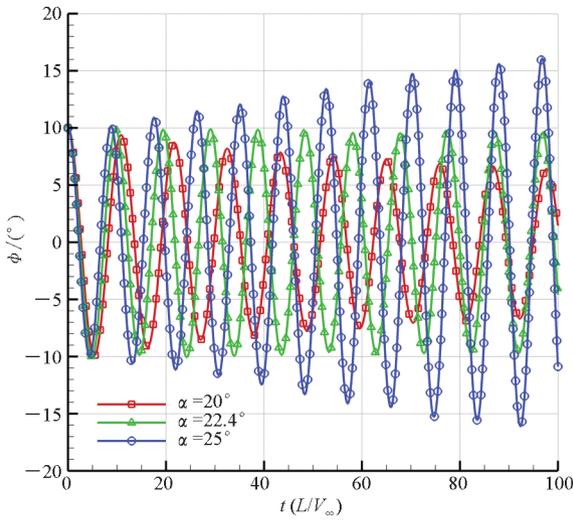
(a) 滚转轴位于下翼面以下(Axel_DD)

(a) Roll-axis under the lower wing surface(Axel_DD)



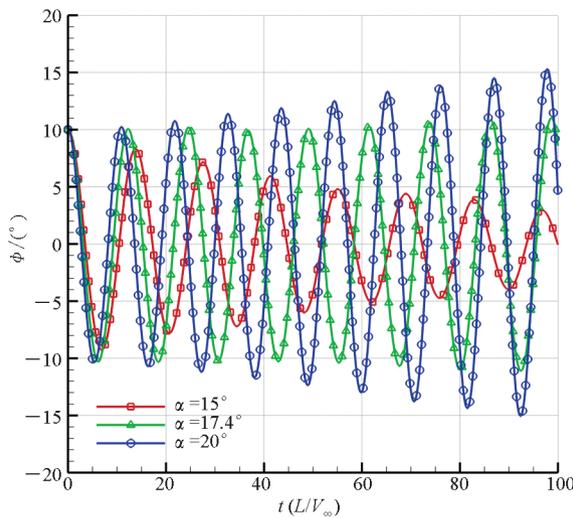
(b) 滚转轴位于下翼面(Axel_D)

(b) Roll-axis on the lower wing surface(Axel_D)



(c) 滚转轴位于上翼面 (Axel_U)

(c) Roll-axis on the upper wing surface (Axel_U)



(d) 滚转轴位于上翼面以上 (Axel_UU)

(d) Roll-axis above the upper wing surface (Axel_UU)

图 6 不同滚转轴位置的三角翼滚转角时间历程曲线
Fig. 6 Roll angle time historical solution of delta wing installed at different roll-axes

为 22.4° , 滚转轴位于上翼面上方 5 mm 处的三角翼的分岔攻角为 17.4° 。由此可见, 随着滚转轴从下翼面下方 5 mm 处移动到上翼面上方 5 mm 处, 三角翼的分岔攻角逐渐减小。可以得出结论, 在所研究的滚转轴位置范围内, 滚转轴位置越高, 三角翼摇摆的分岔攻角越小, 越易于横向失稳, 反之亦然。

3.2 滚转轴位置对振幅特性的影响

进一步研究滚转轴位置对三角翼振幅特性的影响, 给定 30° 、 40° 、 50° 和 60° 攻角, 模拟四种滚转轴位置的三角翼摇摆振幅特性, 计算结果如图 7 所示。

从图 7 中可以看出, 四种滚转轴位置下摇摆振幅随攻角变化的规律基本一致, 30° 攻角时, 四

种滚转轴位置的三角翼均形成了极限环自激摇摆, 滚转轴位置越靠上振幅越大; 40° 攻角左右建立最大振幅, 随着攻角进一步增大, 由于受到涡破裂的影响, 摇摆振幅随攻角增大而减小; 当攻角增加到 60° 以后, 四种滚转轴位置的三角翼均难以形成大幅度的摇摆振幅。

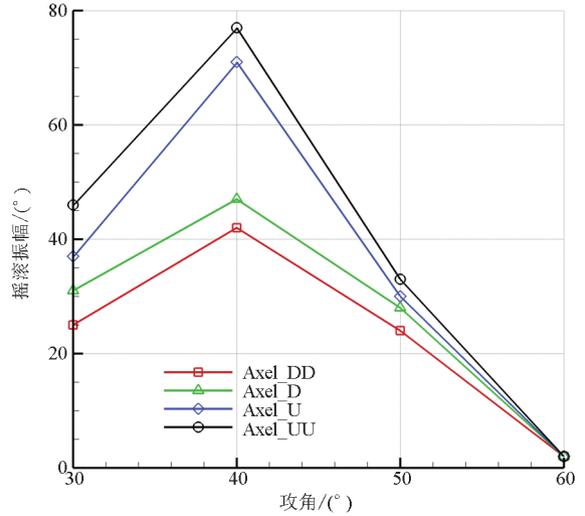


图 7 摇摆振幅随攻角变化曲线

Fig. 7 Amplitude of roll varies with attack angle

4 结论

耦合求解三维非定常 N-S 方程和欧拉刚体动力学方程组, 研究了前缘构型与滚转轴位置对 80° 后掠平板三角翼摇摆特性的影响, 得到以下结论:

1) 前缘削尖方式不改变三角翼横向动态稳定性的性态, 但影响三角翼摇摆的分岔攻角和摇摆振幅; 不同前缘构型三角翼的自激摇摆特性与动态稳定性参数表征的稳定性一致。

2) 对于转轴位于上表面的三角翼, 攻角 25° 时, 前缘下削尖时摇摆振幅最小, 上削尖时摇摆振幅最大; 攻角 30° 时, 双面削尖前缘和上削尖前缘的三角翼自激摇摆时发生了翻转, 翻转后绕滚转轴等幅振荡, 双面削尖前缘与上削尖前缘三角翼先翻转后再形成极限环形式的等幅振荡。

3) 滚转轴的安转位置影响三角翼的摇摆特性, 滚转轴位置越高, 三角翼摇摆的分岔攻角越小, 极限环滚转振荡的振幅越大, 反之亦然。

三角翼摇摆现象研究多年依然是热点问题, 对其产生和维持机理已有较多深刻的认识, 但对敏感因素的分析还不足, 旋涡等流动结构与飞行器之间作用的过程和机理等问题仍值得进一步的分析。

参考文献 (References)

- [1] NELSON R C, PELLETIER A. The unsteady aerodynamics of slender wings and aircraft undergoing large amplitude maneuvers [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2003, 39(2/3): 185–248.
- [2] NGUYEN L T, YIP L P, CHAMBERS J R. Self-induced wing rock of slender delta wings [C]// *Proceedings of 7th Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 1981.
- [3] LEVIN D, KATZ J. Dynamic load measurements with delta wings undergoing self-induced roll oscillations [J]. *Journal of Aircraft*, 1984, 21(1): 30–36.
- [4] NG T T, MALCOLM G N, LEWIS L C. Experimental study of vortex flows over delta wings in wing-rock motion [J]. *Journal of Aircraft*, 1992, 29(4): 598–603.
- [5] ERICSSON L E. Flow complexities of slender wing rock [J]. *Journal of Aircraft*, 2000, 37(5): 920–923.
- [6] KANDIL O A, KALISCH M, KANDIL H A. Unsteady transonic flow around a delta wing undergoing pitching and rolling oscillations [C]// *Proceedings of 12th Applied Aerodynamics Conference*, 1994.
- [7] MENZIES M A. Unsteady, transonic flow around delta wings undergoing coupled and natural modes response: a multidisciplinary problem [D]. Norfolk: Old Dominion University, 1996.
- [8] SHETA E F, KANDIL O A. Effect of dynamic rolling oscillations on twin-tail buffet response [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2002, 252(2): 261–280.
- [9] 刘伟. 细长机翼摇滚机理的非线性动力学分析及数值模拟方法研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2004.
- LIU Wei. Nonlinear dynamics analysis for mechanism of slender wing rock and study of numerical simulation method [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2004. (in Chinese)
- [10] LIU W, ZHANG H X, ZHAO H Y. Numerical simulation and physical characteristics analysis for slender wing rock [J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(3): 858–861.
- [11] 艾宇. 三角翼大攻角流场数值模拟研究 [J]. *科技创新与应用*, 2017(12): 18.
- AI Yu. Numerical investigation on high attack angle flow-field of delta wing [J]. *Technology Innovation and Application*, 2017(12): 18. (in Chinese)
- [12] 刘健, 孙海生, 刘志涛, 等. 基于 DDES 方法的俯仰运动对双三角翼涡破裂的影响研究 [C]// 第九届全国流体力学学术会议论文集, 2016: 442.
- LIU Jian, SUN Haisheng, LIU Zhitao, et al. DDES based study on vortex breakdown of double delta wing in pitching [C]// *Proceedings of the 9th National Academic Conference of Fluid Mechanics*, 2016: 442. (in Chinese)
- [13] 董军, 唐海龙. 钝前缘三角翼的高阶湍流数值模拟研究 [J]. *航空计算技术*, 2015, 45(2): 44–47.
- DONG Jun, TANG Hailong. Advanced turbulent simulation research for delta wing with rounded leading edge [J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2015, 45(2): 44–47. (in Chinese)
- [14] 高琪, 王成跃, 魏润杰, 等. 三角翼前缘涡结构时空演化的层析 PIV 测量 [C]// 中国力学大会论文集, 2015.
- GAO Qi, WANG Chengyue, WEI Runjie, et al. Chromatography PIV measuring on the tempo-spatial evolution of delta wing leading-edge vortex [C]// *Proceedings of National Conference on Mechanics*, 2015.
- [15] 赵光银, 梁华, 牛中国, 等. NS-DBD 激励控制非细长三角翼前缘涡仿真研究 [J]. *航空动力学报*, 2019, 34(2): 423–433.
- ZHAO Guangyin, LIANG Hua, NIU Zhongguo, et al. Numerical investigation on leading-edge vortex control for non-slender delta wing by nanosecond pulse dielectric barrier discharge actuation [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(2): 423–433. (in Chinese)
- [16] 刘伟, 杨小亮, 张涵信, 等. 大攻角运动时的机翼摇滚问题研究综述 [J]. *力学进展*, 2008, 38(2): 214–228.
- LIU Wei, YANG Xiaoliang, ZHANG Hanxin, et al. A review on investigations of wing rock problems under high angles of attack [J]. *Advances in Mechanics*, 2008, 38(2): 214–228. (in Chinese)
- [17] 张军, 艾宇, 黄达, 等. 三角翼大迎角风洞试验支架干扰数值模拟研究 [J]. *航空学报*, 2016, 37(8): 2481–2489.
- ZHANG Jun, AI Yu, HUANG Da, et al. Numerical simulation investigation of aerodynamic interference of sting support in wind tunnel test of a delta wing at big angles of attack [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(8): 2481–2489. (in Chinese)
- [18] 阎超, 李亭鹤, 黄贤禄. 三角翼上分离及涡流的数值模拟 [J]. *力学进展*, 2001, 31(2): 227–244.
- YAN Chao, LI Tinghe, HUANG Xianlu. Numerical simulation of separation and vortical flows on delta wings [J]. *Advances in Mechanics*, 2001, 31(2): 227–244. (in Chinese)
- [19] 刘刚, 周铸, 黄勇, 等. 三角翼大迎角绕流数值模拟中网格的影响研究 [J]. *空气动力学学报*, 2004, 22(4): 481–485.
- LIU Gang, ZHOU Zhu, HUANG Yong, et al. Grid influence in computing the high-alpha aerodynamics of delta wings [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2004, 22(4): 481–485. (in Chinese)
- [20] 杨小亮. 飞行器多自由度耦合摇滚运动数值模拟研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2012.
- YANG Xiaoliang. Numerical investigation of aircraft rock in multiple degrees of freedom [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012. (in Chinese)
- [21] 杨小亮, 刘伟, 吴天佐, 等. 细长三角翼滚转/侧滑耦合运动效应分析 [J]. *空气动力学学报*, 2014, 32(1): 1–7.
- YANG Xiaoliang, LIU Wei, WU Tianzuo, et al. Coupling mechanism analysis of a slender delta wing in combined free-roll and free-sideslip motion [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2014, 32(1): 1–7. (in Chinese)
- [22] 张涵信, 刘伟, 谢昱飞, 等. 后掠三角翼的摇滚及其动态演化问题 [J]. *空气动力学学报*, 2006, 24(1): 5–9.
- ZHANG Hanxin, LIU Wei, XIE Yufei, et al. On the rocking motion and its dynamic evolution of a swept delta wing [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2006, 24(1): 5–9. (in Chinese)