

# 大攻角运动时的机翼摇滚问题研究综述\*

刘伟<sup>1,†</sup> 杨小亮<sup>1</sup> 张涵信<sup>2</sup> 邓小刚<sup>2</sup>

<sup>1</sup> 国防科技大学航天与材料工程学院, 长沙 410073

<sup>2</sup> 中国空气动力研究与发展中心, 绵阳 621000

**摘要** 机翼摇滚是现代战斗机、导弹设计中普遍遇到的横向不稳定现象之一, 属于典型的大攻角动态特性问题. 20 多年来, 机翼摇滚问题在国内外航空工业界、学术界都引起了极大的重视和兴趣, 并在实(试)验、计算方面发表了许多文章, 对机翼摇滚问题的认识也取得了较大的进展. 本文对自 1981 年 Nguyen、Yip 及 Chambers 最早研究机翼摇滚现象以来, 在该问题研究方面的近 100 多篇有代表性的论文进行了综述, 内容涉及实(试)验研究、计算研究的各个方面, 并对今后的发展趋势提出了自己的看法.

**关键词** 三角翼, 机翼摇滚, 非定常流动, 实验研究, 计算研究

## 1 引言

为了争夺空中优势, 现代战斗机常常处于高速及大攻角运动状态下. 因此目前战斗机设计普遍采用细长机身加小展弦比大后掠机翼的气动构型, 这种气动构型加上控制系统的改进, 有效地提高了飞机可控攻角, 明显减少了阻力(特别是跨、超声速时). 此外, 由于飞机质量向纵轴的集中减少了绕纵轴的转动惯量, 故而增大了滚转速率. 因此在争夺空中优势中非常重要的两个因素: 速度和操纵性能都得到了极大的改善. 然而事物总有其两面性, 这种气动构型的低速性能一般不佳, 故采用大攻角飞行来提高升力, 而大后掠三角翼外形虽然具有良好的航向稳定性, 但横向稳定性不好, 加之绕纵轴滚转惯量的减小, 使得横向稳定性明显降低, 从而增大了在大攻角运动时出现大振幅的机翼摇滚现象的可能性<sup>[1,2]</sup>.

机翼摇滚是耦合滚转、偏航及下沉的一种周期性的复杂运动(如图 1), 其中以极限环形式的滚转振动为主, 振动幅度远比其它方向大的多. 机翼摇滚与荷兰滚(Dutch roll)有一定的相似之处, 但比荷兰滚复杂的多. 荷兰滚是横侧小扰动运动模态(滚转和偏航量级相同), 可以采用线形气动模型描述, 而机翼摇滚属于大攻角时的非线性气动现象, 必须采用非线性气动模型研究. 机翼摇滚现象极大地影响了飞行器的机动能力、武器效能及起飞/着陆性能, 限制了飞行器

的飞行包线. 因此, 现代战斗机在设计过程中对机翼摇滚问题都十分重视, 包括 F-4、F-15、F-16、F-18、F-22、X-29、X-31 等几乎所有的国外战斗机(或验证机)都针对摇滚问题做了大量的理论分析、风洞实验及空中投放实验.

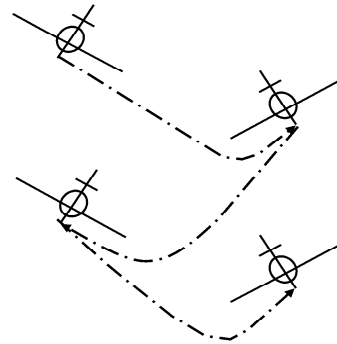


图 1 机翼摇滚示意图

Skow<sup>[3]</sup> 在评价空战时不同方向敏捷性(agility)的重要性时认为: 排在第 1 位的是滚转敏捷性, 其次是俯仰、轴向敏捷性. 正因为机翼摇滚这种现象存在的普遍性, 以及滚转机动性、敏捷性的重要性, 引起了包括美国 NASA Ames 研究中心、NASA 兰利(Langley)研究中心、美国空军 Wright 实验室、德国 DLR、法国 ONERA、荷兰 NLR、日本空天实验室、加拿大 IAR 等许多国家研究机构、大学的空气

收稿日期: 2007-03-16, 修回日期: 2007-11-08

\* 973 国家重大基础研究项目(61351)和国家自然科学基金(90716015, 90205013)资助项目

† E-mail: fishfather6525@sina.com

动力学家和飞机设计师的极大兴趣,希望通过了解其内在机理而达到最终的预测、控制目的。

本文对 20 多年来国内外在机翼摇滚问题方面的大量研究文献进行了调研,实(试)验研究成果按照细长机翼摇滚 (slender wing rock)、常规机翼摇滚 (conventional-wing rock) 和翼 / 体摇滚 (wing-body rock) 3 类分别综述,并对不同计算方法的研究成果进行了总结,最后展望了今后的发展趋势。

## 2 机翼摇滚实验研究综述

历史上,1948 年 NASA 的 Mckinney 和 Drake 在模型自由飞实验中最早观察到了机翼摇滚现象,而公认为最早采用实验方法系统研究机翼摇滚现象的则是 Nguyen、Yip 及 Chambers 在 1981 年 AIAA Paper 上的一篇报告<sup>[4]</sup>。在此之后,机翼摇滚引起了人们的广泛兴趣,研究表明激发机翼发生摇滚现象的流动机理十分复杂,但由于机翼摇滚现象的发生和飞行器几何外形密切相关<sup>[5~9]</sup>,Ericsson 基于大量的实验及计算结果分析将机翼摇滚分成 3 类<sup>[6~11]</sup>,即:细长机翼摇滚、常规机翼摇滚和翼 / 体摇滚。

在研究方法上,由于摇滚主要以滚转振动为主(滚转振幅远比其它方向振幅大的多),绝大部分文献为避免复杂的全机外形干扰,重点探讨流动基本机理,以研究单滚转自由度的摇滚运动为主。

### 2.1 细长机翼摇滚 (slender wing rock)

细长机翼摇滚是指:小展弦比、大后掠单三角翼和双三角翼或部分翼身融合体上发生的摇滚现象。

1981 年,Nguyen 等<sup>[4]</sup>最早采用 80° 尖前缘后掠木制平板三角翼进行了机翼摇滚的风洞实验研究。他们在 3 座低速风洞中进行了 4 种类型实验,即:(1) 静态实验;(2) 强迫振动实验 (forced-to-roll);(3) 旋转实验 (rotary);(4) 自由滚转实验 (free-to-roll)。这些系统的实验提供了摇滚问题最早的实验数据。他们发现:模型摇滚发生的起始攻角为 27°,滚转阻尼则在 20° 攻角附近丧失,而涡破裂在大于 30° 攻角后才发生,这些早期的实验证实了细长三角翼摇滚可以由前缘涡的非对称引起,而涡破裂影响极限环振动的幅度和频率。

随后,Levin 和 Katz<sup>[12]</sup>完成了历史上该问题的另一个著名的实验,采用的模型分别为 76° 和 80° 尖前缘后掠平板三角翼。实验结果发现:76° 三角翼在实验中没有出现摇滚现象(这一点和以后的实验不相符),而 80° 三角翼在 20° 攻角时开始出现摇滚现

象,这和 Nguyen 实验中滚转阻尼丧失的攻角基本相符。而通过法向力测量发现:发生摇滚时,一周期内的平均法向力明显比静态实验低(这对真实飞行器来说是危险的),振幅与滚转阻尼与侧滑角的变化直接相关,而周期仅与静态横向稳定性有关。Nguyen 和 Levin 与 Katz 实验的一个共同点是:发生摇滚现象的起始攻角都小于涡破裂的起始攻角,而涡破裂对摇滚起阻尼作用。对 80° 三角翼,Nguyen 和 Levin 与 Katz 的实验结果也存在明显差异(如图 2),如摇滚发生的起始攻角:Nguyen 为 27°,Levin 和 Katz 为 20°;最大振幅所对应的攻角:Nguyen 为 35°,Levin 和 Katz 为 25°。

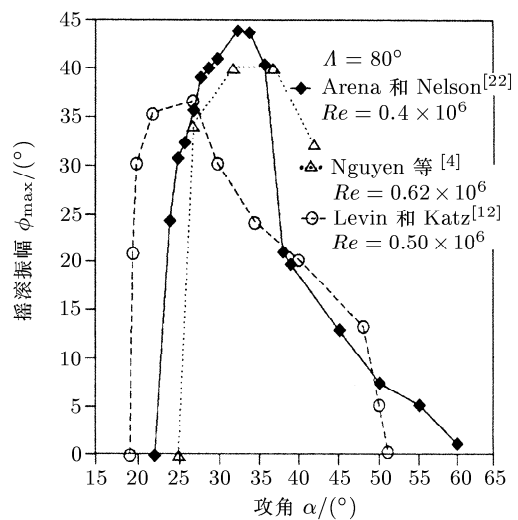


图 2 80° 后掠三角翼摇滚振幅的实验结果<sup>[22]</sup>

两者实验的明显不同很快引起了人们的广泛关注,但原因没有被完全解释清楚。较为一致的看法有<sup>[13,14]</sup>:(1) Levin 和 Katz 的实验装置机械阻尼较小造成了摇滚起始攻角较小;(2) 两者滚转轴承的安装有区别。Nguyen 的滚转轴低于翼面 2 in (5.08 cm),相当于增大了侧滑 ( $\Delta\beta = pd/U_\infty$ ) 效应,而 Levin 和 Katz 为保证滚转轴与模型一致,在翼身中部形成了类似于机身的圆柱形中心体。根据 Straka 和 Hemsch<sup>[15]</sup>针对后掠角为 69.33° 的翼 / 体外形的实验结果可知:中心体对涡破裂有促进作用。据此,Ericsson 认为<sup>[13]</sup>:正是 Levin 和 Katz 实验中滚轴安装形式不同促进了涡破裂,较早地失去了滚转阻尼,引起摇滚发生的起始攻角和最大摇滚振幅的减小。

在机翼摇滚现象的研究中,Ericsson 做出了许多具有启发性的理论分析工作,他认为<sup>[6]</sup>细长机翼的自维持等幅振动和钝头 / 柱 / 裙外形的俯仰自激振动在许多方面很类似,而前者主要是产生了侧滑影

响. 对单自由度滚转振动来说, 等效攻角和等效侧滑角为

$$\alpha_{\text{eff}} = \arctan(\tan \alpha_0 \cos \phi) \quad (1)$$

$$\beta_{\text{eff}} = \arcsin(\sin \alpha_0 \sin \phi) \quad (2)$$

式中:  $\alpha_0 = \alpha(\phi = 0)$ . 通过将  $C_l$ - $\beta$  曲线和  $C_m$ - $\alpha$  曲线类比, Ericsson 认为两者都和滞后效应相关, 结果使得静稳定性增加 ( $C_{m\alpha}$ ,  $C_{l\beta}$  减小), 而分离诱导的分力使得动稳定性减小. Ericsson<sup>[6]</sup> 仔细分析了实验结果后, 认为三角翼前缘涡的非对称升 (liftoff)、降 (attach) 是激发摇摆产生的原因. 小滚转角时, 向上运动一侧翼面与涡核距离减小, 涡核吸力作用增大; 而向下运动一侧翼面与涡核距离增大, 涡核吸力作用减小, 从而形成一个与滚转方向相同的不稳定滚转力矩. 当滚转角进一步增大时, 相对速度的作用使得向上运动一侧翼面上的集中涡移向翼外, 减小了翼面上吸力作用范围, 而向下运动一侧的涡核向翼内移动, 形成恢复力矩, 产生一个类似“气动弹簧 (spring)”的振动系统.

对于涡破裂的影响, Ericsson 分析认为<sup>[6]</sup> 滚转改变了左右翼的等效后掠角  $\Lambda_{\text{eff}}$  (如图 3). 在半顶角  $\theta_A < 15^\circ$  ( $\Lambda = 90^\circ - \theta_A$ ) 时,  $\Lambda_{\text{eff}}$  可以近似表达为

$$\Lambda_{\text{eff}} = \Lambda \pm \tan^{-1}(\tan \alpha_0 \sin \phi) \quad (3)$$

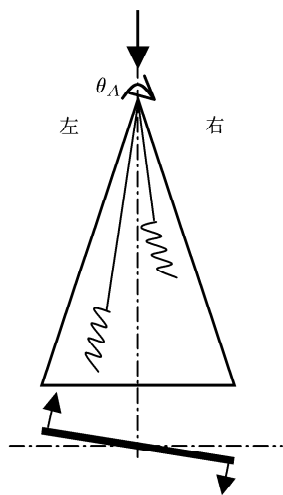


图 3 涡破裂位置变化图<sup>[6]</sup>

式中“+”代表左半翼, “-”代表右半翼. 定义如图之旋转方向为“正”. 因此当发生正向滚转时, 右半翼后掠角减小, 而左半翼后掠角增加. 根据 Wendtz 和 Kohlman<sup>[16]</sup> 对尖前缘三角翼涡破裂位置的研究结果 (如图 4) 可知: 后掠角减小的右半翼涡破裂位置向顶点方向移动, 而后掠角增加的左半翼涡破裂位置向尾

缘方向移动, 且向后移动的速度比向前移动的速度大许多, 再考虑到涡破裂点移动时所影响的翼面区域大小, 可以得出结论: 滚转运动产生时, 两道集中涡破裂位置的反向移动产生一个非线性静不稳定力矩, 促使滚转角增大, 而且不稳定力矩主要是由向上运动的左半翼贡献的. 当三角翼半顶角  $\theta_A < 15^\circ$  时, 从式 (3) 知,  $\phi$  增大的结果是进一步促使涡破裂位置的反向移动. 因此仅仅依靠涡破裂是不可能产生恢复力矩的, 不能形成“气动弹簧”的振动系统. 基于上述, Ericsson 总结出两点:

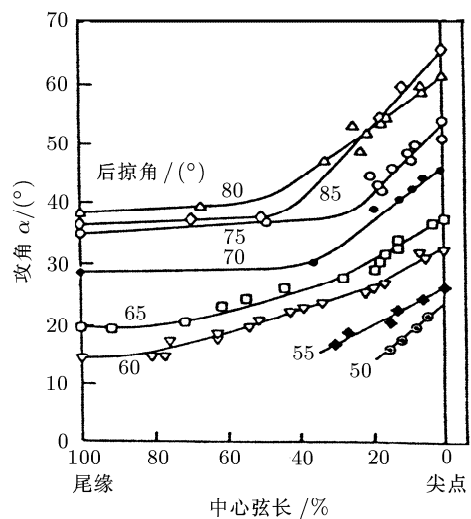


图 4 随攻角变化的涡破裂点位置<sup>[16]</sup>

(1) 细长机翼摇摆是由前缘涡的非对称引起的 (但从以后的实验来看, 这一点也并不是必要条件, 也可以由涡强度非对称引起);

(2) 仅由涡破裂不能引起摇摆发生. 但由于其对升力有损失, 因此, 涡破裂对摇摆振幅的发展有抑制作用.

为了进一步深入探讨细长三角翼摇摆机理, Ng 等<sup>[14]</sup> 在水洞里通过静态实验、强迫振动实验和自由振动实验分别对  $70^\circ$ ,  $75^\circ$ ,  $80^\circ$ ,  $85^\circ$  这 4 种机翼在不同攻角做了较为详细的研究. 实验结果充分展示了细长三角翼摇摆现象的复杂性、多样性. Ng 定义接近于正弦形式的滚转振动模式为“规则摇摆”, 而另一些则称为“不规则摇摆”. 对  $70^\circ$  后掠角三角翼没有发现摇摆现象; 而对其它三角翼, 随后掠角的增加, 摇摆起始攻角减小. 总体来说,  $80^\circ$  翼的振幅大于  $85^\circ$  和  $75^\circ$  三角翼. 针对不同攻角时的实验研究结果表明:

(1)  $80^\circ$  三角翼稳定、规则的摇摆特征是前缘集中涡交替升 / 降的非对称性. 另外还存在明显的时

滞特点，而涡破裂对摇摆起抑制作用。这和 Ericsson 等人的分析<sup>[6]</sup>是一致的；

(2) 85° 三角翼在中等攻角时的摇摆特征与 80° 三角翼相似，但在大攻角时，由于摇摆对两道前缘涡的强度及接近程度十分敏感，两个涡的运动强烈耦合，可引起不规则的摇摆运动，这时可不出现集中涡的非对称交替升 / 降特性 (如图 5)。

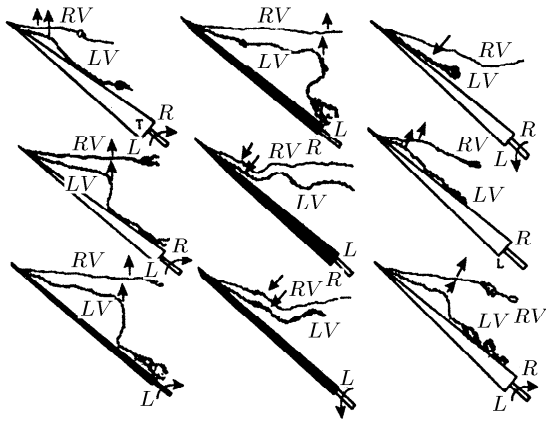


图 5 85° 后掠三角翼摇摆过程 ( $\alpha = 35^\circ$ )<sup>[14]</sup>

(3) 与 Levin 和 Katz<sup>[12]</sup> 对 76° 三角翼没有摇摆现象的结论相反，Ng 在 75° 三角翼实验中观察到了摇摆现象 (76° 比 75° 发生摇摆的可能性要大)，分析原因可能是 Levin 和 Katz 实验的轴承摩擦较大或模型中较大的中心体所致。对 75° 三角翼，涡的非对称升 / 降不是产生摇摆的主要因素，这可能是由于顶角较大，以致于产生涡的升 / 降要有较大的滚转角 (或侧滑角)。Ng 认为引起 75° 三角翼摇摆的一个可能原因是涡强随有效翼顶角变化的动态响应。

实验中发现：翼顶点区域涡的相互作用十分关键，对外形的微小变化十分敏感，在那里形成集中涡的里层且涡的空间位置十分接近，这种作用导致了滚转运动的初始非对称涡，Ng 设想是否可以通过对顶部外形的修改来达到控制或防止摇摆的产生。另外，Ng 在 4 种三角翼零滚转角静态实验中没有发现在其它静态实验经常出现的非对称涡现象，Jun 和 Nelson<sup>[17]</sup> 在风洞实验中也发现过这一点。

Ng 实验的重要结论是：摇摆既可以发生在没有非对称涡升 / 降的条件下 (如 75°，85° 三角翼)，也可以发生在没有涡破裂 (如 75°，80° 三角翼) 及没有静态迟滞 (75°，80°，85° 三角翼) 的各种条件下。多种气动现象都可以产生具有不同表现形式的细长机翼摇摆。因此，这些气动现象不是摇摆产生的必要因素，但这些气动现象的出现对摇摆的振幅，频率都有

强烈的影响。

大致在相同时期，Prudnikov 等人<sup>[18]</sup> 也取得了类似结果。对这些实验现象，Ericsson<sup>[11]</sup> 承认其早期将细长机翼摇摆起因归结为前缘涡非对称性的结论是不完善的，细长三角翼在小振幅下失去阻尼的事实意味着摇摆可以在没有出现涡非对称现象下产生。但他仍然强调“尽管细长三角翼摇摆可以不是由前缘涡的非对称性引起，但这种非对称性对摇摆最大振幅的形成仍然是一个重要因素；尽管细长三角翼摇摆可以在没有涡破裂的条件下存在，但涡破裂在限制极限环最大振幅方面仍起一个重要作用”。

Nelson、Arena、Jun 和夏雪滢等还完成了许多细致的实验分析工作<sup>[17,19~23]</sup>，对涡核位置动态变化过程的实验研究表明：涡核位置在翼面法向滞后现象明显，而展向位置的变化似乎和静态差不多，他们认为促使摇摆振动的原因是涡法向位置的滞后效应，这一点与 Levin 和 Katz 的看法相同；Arena、Jun、Nelson 和唐敏中等还对动态过程的表面压力分布进行了测量<sup>[19,20,22,24]</sup>，分析了上、下表面压力对摇摆的作用，认为静态滚转力矩与滚转角的非线性特性、摇摆中滚转阻尼的丧失和气动迟滞特性是形成摇摆的原因；此外杨希明、程厚梅等<sup>[25]</sup> 在  $M = 0.35 \sim 0.43$ ， $\alpha = 12^\circ \sim 55^\circ$  时，针对不同前缘形状的 80° 后掠三角翼进行了摇摆风洞实验，发现轴承的机械摩擦阻尼是影响机翼摇摆参数特别是摇摆振幅的主要因素。

Morris 和 Ward<sup>[26]</sup> 在水洞和风洞中对比分析 80° 尖前缘后掠角机翼摇摆性能时发现：在 35° 攻角时，水洞和风洞得到的滚转力矩迟滞环方向不同。一般机翼摇摆实验及计算结果显示在小滚转角获取振动能量，在大滚转角释放振动能量达到能量平衡，而 Morris 和 Ward 的水洞结果则恰恰相反；随后 Nelson<sup>[27]</sup> 也在水洞中观察到了同样的现象。他们分析认为水洞和风洞中前缘涡的动态变化过程是由雷诺数不同而引起的，但这种解释似乎没有得到公认。

从文献归纳来看，被认为引起和维持机翼摇摆运动的气动现象有以下几种：

- (1) 零侧滑时，机翼上集中涡的非对称升、降变化；
- (2) 翼面上随侧滑角或滚转角变化的非对称涡破裂；
- (3) 和涡破裂和涡非对称升 / 降相关的静态滞后；
- (4) 机翼运动时涡非对称升 / 降引起的时间和相位滞后及在滚转阻尼上的反映；

(5) 翼面上涡强度的非对称影响 (而不是位置的非对称).

研究细长机翼摇摆现象的另一个重要方面是预测摇摆的起始边界. Ericsson<sup>[6]</sup> 首先根据 Polhamus<sup>[28]</sup> 采用前缘吸力类比的结果给出了分析结果 (如图 6), 他在仅由涡破裂不可能引起摇摆的前提下, 给出只有前缘后掠角  $\Lambda > 74^\circ$  ( $\Lambda = 90^\circ - \theta_A$ ) 时才能产生摇摆现象的结论. Ericsson 的预测曲线<sup>[6]</sup> 和 Nguyen 的实验结果<sup>[4]</sup> 相当接近 (如图 6,  $\Lambda = 80^\circ$ , 起始攻角  $\alpha_{\text{onset}} = 27^\circ$ ). 但随后的研究表明, 由于 Nguyen 实验轴承摩擦阻较大, 这种吻合具有一定的巧合. Ng 采用水洞实验给出的结果<sup>[29]</sup> 明显低于 Nguyen 的结果 (如图 6,  $\Lambda = 80^\circ$  时,  $\alpha_{\text{onset}} \approx 23.5^\circ$ ), 而 Arena<sup>[31]</sup> 采用摩擦很小的气浮轴承所得到的相同外形起始摇摆攻角更小 ( $\Lambda = 80^\circ$  时,  $\alpha_{\text{onset}} \approx 22^\circ$ ). Ericsson 后来根据上述实验结果重新对低速细长三角翼的摇摆起始边界进行了修正<sup>[11,30]</sup> (如图 6), 修正后发生摇摆现象的最小前缘后掠角为  $72^\circ$ , 这也和 Prudnikov 的预测分析结果<sup>[17]</sup> 基本一致.

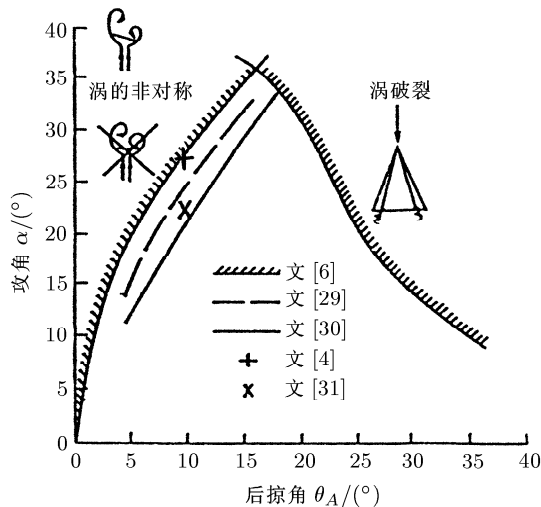


图 6 细长三角翼摇摆起始边界 ( $\Lambda = 90^\circ - \theta_A$ )<sup>[6]</sup>

另外, 还要指出的一点是: 尽管许多实验采用了相同后掠角三角翼, 但由于流动条件、模型 (尺寸、惯量等)、滚转机构的安装等各个方面的差异, 特别是轴承摩擦阻尼的不同, 造成了摇摆最大振幅、频率的明显差别 (如图 2), 这也从另一个方面说明了细长三角翼摇摆现象对实验条件的敏感性及其问题本身的复杂性.

目前细长三角翼摇摆问题实验研究的一个方向是多自由度问题研究, 由于摇摆问题本质上是一个多自由度耦合问题, 因此这方面的研究可以更加符

合问题的实际情况. 飞机在起飞、着陆或大攻角机动时, 俯仰方向的运动往往是处于一种强迫运动状态, 因此研究大攻角强迫俯仰或强迫沉浮运动状态下诱导的机翼自由摇摆问题是有实际应用背景的. 唐敏中等<sup>[32]</sup> 在低速风洞中针对强迫俯仰 - 自由滚转双自由度耦合的  $80^\circ$  后掠三角翼的动态特性进行了研究 (见图 7), 发现双自由度的耦合运动比单自由度运动具有更为明显的动态迟滞特性, 推迟了分离涡的破裂及摇摆起始攻角. 2004 年 Khan 和 Ahmed<sup>[33]</sup> 在  $36^\circ$  攻角下, 研究了强迫俯仰 - 自由滚转、强迫沉浮 - 自由滚转两种多自由度运动, 发现不同的强迫俯仰或强迫沉浮频率对自激摇摆的振幅有较大影响, 但对摇摆频率影响不大, 这为控制摇摆振幅的发展提供了思路.

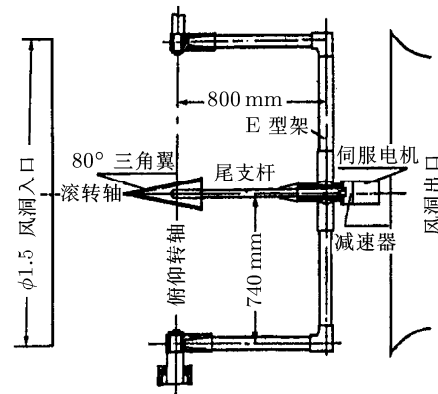
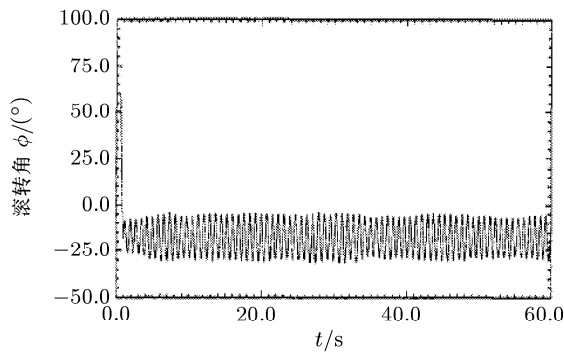


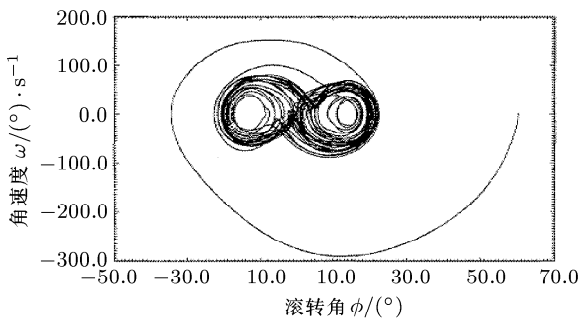
图 7 俯仰 - 摇摆伺服机构简图<sup>[32]</sup>

双三角翼构型由于边条涡对主翼涡起稳定作用, 推迟了主翼涡的涡破裂攻角, 因此双三角翼比单三角翼可以获得更大的升力. 因此在现代战斗机实际构型中, 双三角翼比单三角翼应用的更为广泛 (如美军舰载主力战机 F/A-18、我国的歼 10 等). 因此双三角翼的摇摆问题也引起了人们的极大关注, 不过由于边条涡和主翼涡的相互干扰、作用, 双三角翼摇摆问题远比单三角翼复杂的多. 近几年国际著名的大攻角空气动力学家 Nelson 和他的学生 Pelletier 针对  $80^\circ/65^\circ$  三角翼做了细致的研究<sup>[34]</sup>, 他们在低速风洞里的实验雷诺数为  $3.0 \times 10^5$ , 当双三角翼模型在不同攻角、从  $\phi = 60^\circ$  滚转角释放时, 将产生不同的运动形态. 当攻角小于  $25^\circ$  时, 机翼绕点吸引子  $\phi = 0^\circ$  做衰减振动; 当攻角等于  $30^\circ$  时,  $\phi = 0^\circ$  不再是平衡点, 机翼是绕周期性吸引子做极限环振动 (如图 8(a)); 当攻角等于  $35^\circ$  时, 机翼振动形态为混沌形式, 围绕两个平衡点做随机振动 (如图 8(b)); 当攻角等于  $40^\circ$  时, 机翼又绕周期性吸引子  $\phi = 0^\circ$  做周期性振动;

当攻角等于  $45^\circ$  时, 机翼绕点吸引子  $\phi = 0^\circ$  做衰减振动. 双三角翼的这种复杂运动形态, 唐敏中等<sup>[24]</sup>在 1997 年针对  $80^\circ/45^\circ$  双三角翼实验研究中也曾发现过, 在不同攻角下三角翼可以绕  $\phi = 0^\circ$  做极限环振动或绕  $\phi \neq 0^\circ$  做倾侧振动, 在更大攻角 ( $45^\circ$ ) 时还产生随机抖动, 此外在边条涡和主翼涡的相互作用下,  $80^\circ/45^\circ$  双三角翼还具有不稳定的双模态现象.



(a) 攻角  $\alpha$  为  $30^\circ$  时的滚转历程



(b) 攻角  $\alpha$  为  $35^\circ$  时的相图

图 8 不同攻角下双三角翼振动特性<sup>[34]</sup>

在双三角翼摇摆现象中, 边条翼和主翼各自所起的作用是什么? 涡破裂现象的作用是什么? 引起了人们的极大兴趣. Grismer<sup>[35,36]</sup>认为: 边条翼对三角翼的影响是提供一个稳定的滚转力矩, 而不稳定现象的主要原因是由主翼产生的. 对于涡破裂影响, 许多研究人员提出了“临界状态 (critical states)”的概念, Ericsson<sup>[37]</sup>认为在大攻角下的三角翼滚转有两个临界状态值得关注, 一个是背风旋转翼一侧上的前缘涡破裂点从下游运动到尾缘时的状态, 另一个是迎风旋转翼一侧上的前缘涡破裂点到达翼顶点时的状态. 当临界状态发生时, 滚转力矩曲线要发生斜率变号或间断现象. 许多研究者认为双三角翼的多种复杂振动现象是与临界状态密切相关的, 但这方面的研究还有待进一步深入.

## 2.2 常规机翼摇摆 (conventional-wing rock)

常规机翼摇摆是指: 直机翼与中等后掠角机翼产生的极限环振动形式的摇摆现象. 这类摇摆和前面的

细长机翼摇摆物理机理不同, 在某种程度上可以认为其气动特性是由翼面上的二维流向流动所左右的, 并和动态失速密切相关.

常规机翼摇摆的流动机理可以通过对翼型的沉浮振动分析来理解<sup>[7]</sup>(如图 9). 当翼型在接近失速攻角运动时, 如产生下沉 (plunge) 扰动, 则由于上洗效应使得等效攻角增大, 促进翼面流动分离, 使机翼发生失速现象, 升力下降; 如产生上浮扰动, 则由于下洗效应使得等效攻角减小, 延迟翼面流动分离, 升力增大. 对于在失速攻角附近运动时的直机翼或中等后掠角机翼来说, 如果发生滚转扰动, 则由上述分析可知, 将产生与滚转方向一致的不稳定滚转力矩, 促使滚转角进一步加大. 随着滚转角  $\phi$  的增大, 由式 (1) 可知, 等效攻角  $\alpha_{\text{eff}}$  在减小. 因此当  $\phi$  增大到一定值后,  $\alpha_{\text{eff}}$  小于失速攻角, 使得下沉翼面上的流动附着, 升力增加, 形成恢复力矩, 使机翼运动逐渐停止并向相反方向发生滚转, 形成摇摆运动所必须的“气动弹簧”.

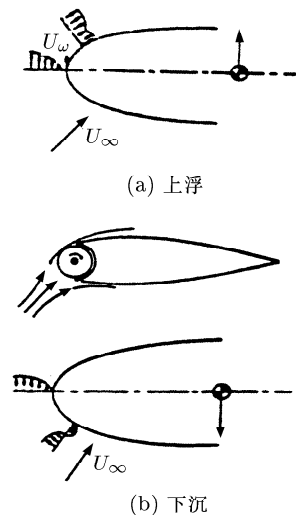


图 9 翼型沉浮运动示意图<sup>[7]</sup>

这一类摇摆现象也在前掠翼构型的 X-29A 的风洞实验及投放实验中被观察到过<sup>[38]</sup>.

1998 年, Ueno 等<sup>[39]</sup>在研究航天飞行器着陆过程的低速气动特性时, 选取了一个带柱形前缘的  $45^\circ$  前缘后掠角厚三角翼, 发现在工攻角为  $25^\circ \sim 30^\circ$  附近发生大振幅的摇摆现象, 就是属于本节所述的常规机翼摇摆类型. Ericsson 在 2000 年的研究表明<sup>[40]</sup>, 当满足: (1) 前缘后掠角小于  $60^\circ$ ; (2) 机翼具有圆形前缘; (3) 攻角足够大, 以致于在滚转运动中迎风一侧产生的等效前缘后掠角和等效攻角满足动态失速条件. 则存在一定的攻角范围, 使得迎风一侧翼面在滚转运动中经历类似于二维翼型的失速现象, 导致自维持的机翼摇摆运动.

对于这种非细长三角翼的摇摆现象引起了许多学者的关注, Takashi、Shigeru 和 Yoshiaki 做了较为细致的研究<sup>[41,42]</sup>, 他们通过实验发现: 圆前缘 45° 后掠角三角翼的非细长机翼摇摆不是一个单极限环 (不像通常的单三角翼摇摆), 而是一种振幅有波动的不规则的振动, 不规则振幅达到  $\pm 5^\circ \sim \pm 20^\circ$  (如图 10(a)), 这说明机翼在每个振动周期中所受到的滚转力矩十分

复杂. 另外, 在绕  $\phi = 55^\circ$  的滚转振动常常会突然收敛到另一个平衡点  $\phi = 0^\circ$  (如图 10(b)), 但这样的突变并不总是被观察到, 其发生具有随机性, Matsuno 等认为这可能是由于非均匀流中小扰动的作用使得机翼突发性的经历临界状态而产生的, 在临界态, 由于流动不稳定, 存在从一个平衡态到另一个平衡态的转换, 因此临界态的出现对动态气动载荷有强烈影响.

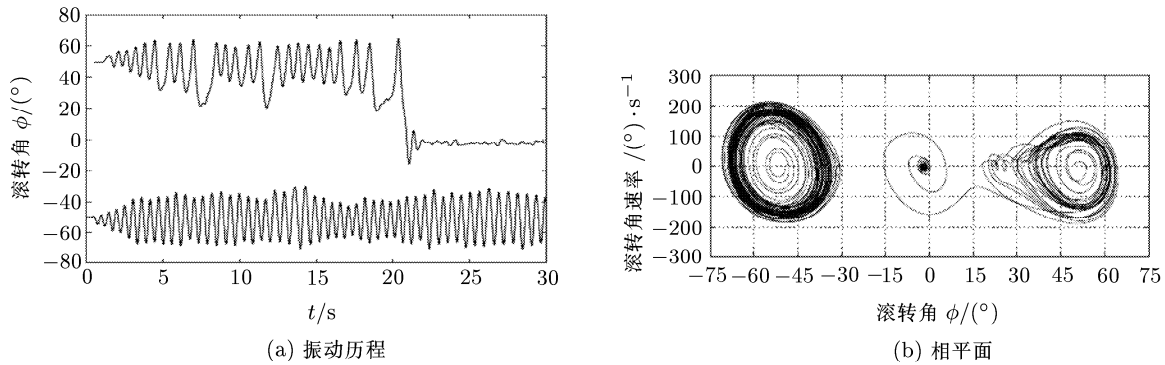


图 10 45° 后掠三角翼摇摆现象 (30° 攻角下)<sup>[41]</sup>

对这一结论值得关注的是: 由于未来航天飞行器多采用这种具有中等前缘后掠角的机翼构型, 且由于热防护的需要, 一般具有较大前缘半径, 因此可能会产生本节所述的常规机翼摇摆现象. 长期以来, 国内外对细长三角翼摇摆及翼 / 体摇摆现象较为关注, 大部分文献都是集中在这两方面, 而对钝前缘中、小后掠角厚机翼的常规机翼摇摆现象研究较少. 因此有必要加强对这类摇摆现象的研究.

外形所发生的摇摆现象. 显然, 这一类外形更加接近真实飞行器, 因此, 其摇摆现象具有更加重要的实际意义, 图 11 是可以产生摇摆现象的外形. 实验结果表明<sup>[8,43]</sup>: 由前体涡诱导的翼 / 体摇摆往往比单独机翼前缘涡诱导的摇摆更加强烈. Brandon 和 Nguyen 针对一个典型的战斗机模型的实验结果显示<sup>[43]</sup>: 只需要不到 3 个振动周期, 即可发展成振幅为  $30^\circ \sim 40^\circ$  的极限环振动 (而对一个  $80^\circ$  前缘后掠翼常常需要差不多 10 个周期). 在某种程度上, 这是非常危险的状态, 因为它没有足够的时间留给飞行员操纵飞行器从极限环振动中恢复到正常飞行状态.

2.3 翼 / 体摇摆 (wing-body rock)

翼 / 体摇摆是指: 机翼和机身 (包括前体) 组合

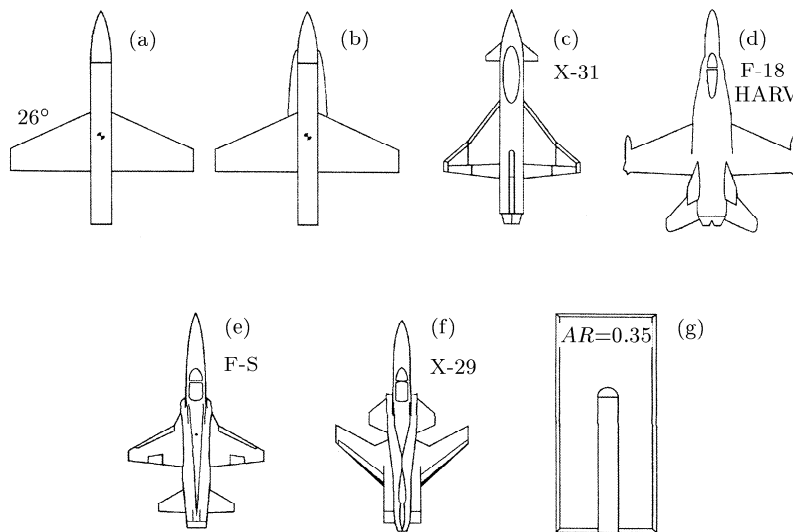


图 11 可以产生翼 / 体摇摆的外形<sup>[55]</sup>

战斗机上以涡流结构为主的分离流场十分复杂<sup>[44]</sup>(如图 12), 通常包括前体涡系、边条翼涡系、翼尖涡系及涡破裂区域、大面积的非对称翼面分离区等, 这些气动现象的相互干扰、耦合, 构成大攻角下气动特性的强非线性特征. Straka 等<sup>[15]</sup>对 69.33° 的翼 / 体外形以及 Huang 等<sup>[45]</sup>对 65° 的翼 / 体外形的研究表明, 机身形状、大小对非定常涡破裂特性有很大影响, 目前对这个问题没有完全认识清楚. 大量的实验和分析表明<sup>[7,8,46~57]</sup>: 引起翼 / 体摇摆的最重要的原因是前体非对称涡的作用. 由于大攻角时, 前体轴向范围的非对称分离区域随滚转振动幅度的增加迅速增大, 使得前体非对称涡对振幅增大的贡献比细长三角翼前缘非对称涡的贡献大的多. Ericsson 认为<sup>[7]</sup>: 翼 / 体摇摆本质上不是由前体非对称涡和翼面的相互产生的, 机翼只是简单地提供了产生驱动摇摆运动的滚转力矩所需的力的作用面. Ross 和 Nguyen 的实验<sup>[58]</sup>可以说明这一点: 即使将 X-29 的鸭翼和机翼都移去, 仍然可以产生极限环形式的摇摆现象; 另外, 孙海生等<sup>[59]</sup>在研究战斗机摇摆时也观察到单独机身的机翼摇摆现象, 因此对于类似布局的导弹, 由于摇摆对目标跟踪能力及命中率的影响, 也应进行摇摆研究. 杨晓峰等<sup>[60]</sup>还对 80° 尖前缘后掠平板三角翼附加前体、立尾等不同布局的摇摆特性进行了比较, 总体结论是发生摇摆的攻角范围及摇摆振幅减小, 而摇摆频率有不同程度的增加.

2003 年 Ericsson 基于模型自由飞数据和风洞数据对翼 / 体摇摆问题进行了进一步的分析<sup>[61]</sup>, 认为当  $\alpha < 35^\circ$  时 X-29A、F-18 HARV 所经历的摇摆属于直或中等后掠角的摇摆类型, 对于这种类型的摇摆可以采用副翼差动进行抑制; 而当  $\alpha > 35^\circ$  时,

X-29A、F-18 HARV 的翼面已经完全处于失速状态, 背风面对升力没有贡献, 因此可以判断此时所观察到的摇摆现象是由于前体脱体涡在两个半翼面上所诱导的力产生的.

大攻角时细长前体非对称涡流及其侧向力特性对于扰动非常敏感. 自由来流的湍流特性、支撑振动, 甚至模型加工中存在的几何公差都会引起涡流的非对称性<sup>[7]</sup>. 目前, 大攻角前体非对称涡流形成机理研究也是空气动力学研究中的重要课题之一<sup>[62,63]</sup>.

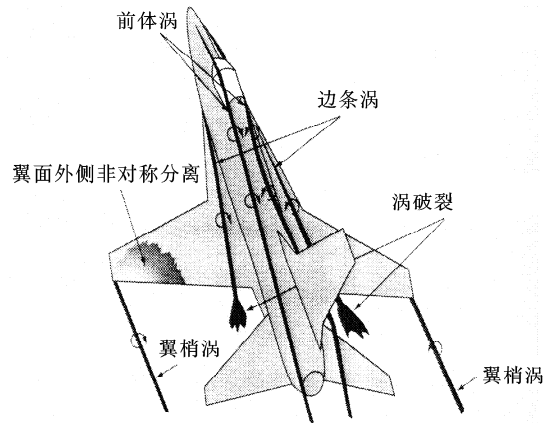


图 12 战斗机涡流结构示意图<sup>[44]</sup>

由于前体外形对飞机大攻角静 / 动稳定性影响很大, 1986 年 NASA 兰利研究中心专门针对该问题进行了研究, Brandon 和 Nguyen<sup>[43]</sup>为了考查不同前体横截面影响, 在一个 26° 平板后掠翼 / 身组合体上, 分别安装不同的前体外形: 包括垂直椭圆、半球、圆、水平椭圆及脊形截面(chine). 结果发现: 除了脊形(chine)前体外形, 其它几何外形对摇摆现象都有很大影响(如图 13).

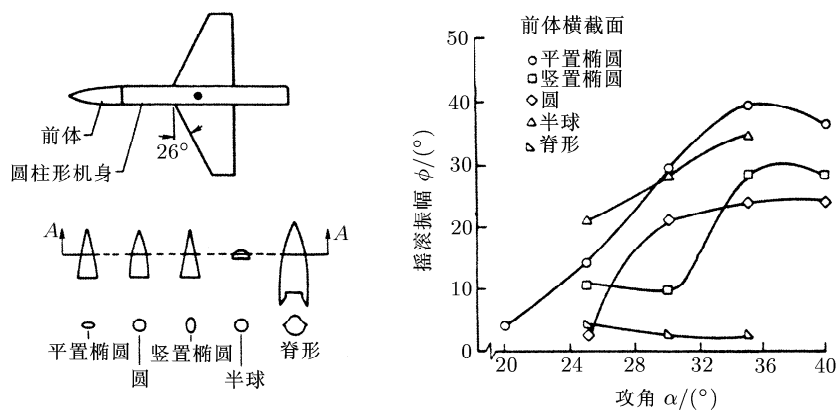


图 13 不同横截面前体外形对摇摆振幅影响<sup>[43]</sup>



转捩 / 湍流对翼 / 体摇摆现象也有非常复杂的影响. 全尺寸的 F/A-18 HARV 在飞行实验以及 F/A-18 的缩比模型在水洞试验里都显示了前体涡和前缘涡的相互作用, 并都产生了大振幅的摇摆现象, 二者结果基本一致 (见图 14)<sup>[64]</sup>. 然而令人困惑的是 Nguyen 等在 NASA 兰利研究中心采用较大尺寸的 F/A-18 模型 ( $Re$  数比水洞试验大的多) 所进行的风洞试验里却没有发现任何的摇摆现象发生<sup>[65]</sup>, 其原因是什么? Ericsson 对实验数据进行了仔细的分析后发现<sup>[61]</sup>: F/A-18 HARV 的飞行实验条件 ( $Re$  数) 几乎处于完全湍流状态, F/A-18 缩比模型的水洞试验  $Re$  数基本处于完全层流状态, 在 NASA 兰利研究中心风洞实验条件处于流动转捩的雷诺数范围.

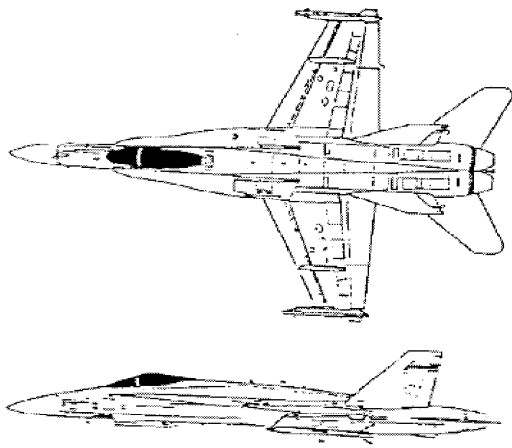


图 14 F/A-18HARV 飞行实验及 F/A-18 模型水洞试验结果比较<sup>[64]</sup>

除了上述 3 类机翼摇摆实验所涉及的研究内容外, 国外还结合控制技术开展了机翼摇摆的主动控制研究, 如文献 [66] 采用翼表面喷流控制系统对摇摆现象进行控制研究等等. 还有一些文献针对雷诺数、转捩、翼前缘几何开关及后掠角大小、模型尺寸、惯量等诸多因素进行了实验研究<sup>[54,55,67~70]</sup>. 这里要强调的是: 对于大攻角流动, 风洞实验中地面设备的干涉, 包括模型支撑及支撑方式的干扰、洞壁干扰等对测量数据的可靠性影响很大<sup>[71~78]</sup>. 特别是当支撑干扰和洞壁干扰耦合时, 问题将变的十分复杂和困难, 因此应引起充分重视. 从这个角度来说, 最为可靠的数据应该是从模型自由飞或投放实验中得出的, 但由于实验费用和包括测量、数据辨识等技术方面的原因, 其实际应用范围受到了很大限制.

### 3 机翼摇摆计算研究综述

和丰富的实验研究内容相比, 计算研究机翼摇

Ericsson 通过进一步的流动机理分析后认为: 在临界雷诺数附近, 滚转时的动壁效应是通过边界层的转捩的作用来影响前体横向分离的, 这和动壁效应直接作用在前体分离是不同的, 二者所产生的涡型也是不同的, 前者的涡型是无法驱动摇摆运动的. 当然这仅仅是发生在较窄的雷诺数范围, 离开了这个  $Re$  数范围, 动壁效应对层流和完全湍流的影响是一样的. Nelson 认为这些实(试)验结果的差异充分说明了摇摆现象模拟的复杂性. 令人深思的是, Ericsson 在文献 [11] 结尾处谆谆告诫在飞机和导弹工业部门从事空气动力学实验的年轻工程师们需要经常参与一些象 AIAA Aerospace Sciences Meeting 的学术活动来更新自己的技术知识.

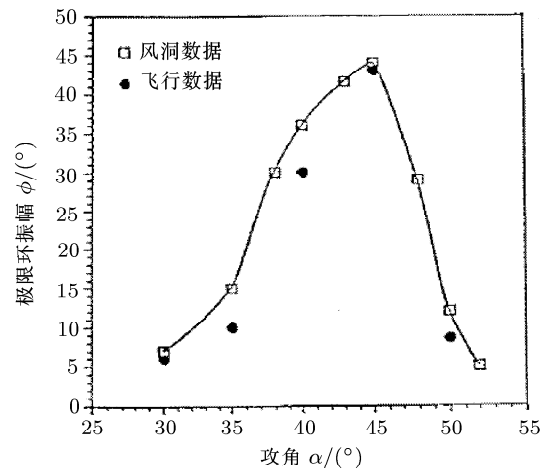


图 14 F/A-18HARV 飞行实验及 F/A-18 模型水洞试验结果比较<sup>[64]</sup>

滚的文献远少的多, 这有几方面原因: (1) 是机翼摇摆问题的复杂性; (2) 是机翼摇摆涉及非定常计算, 对计算方法要求较高; (3) 是机翼摇摆涉及气动方程和运动方程耦合的非定常计算, 计算工作量十分巨大. 从目前公开发表的文献来看, 机翼摇摆的计算方法可以分为 3 类, 即:

(1) 基于无黏、不可压位势流理论发展起来的一类半经验性分析方法. 包括: 涡格法 (vortex-lattice)、离散涡法 (discrete-vortex) 等;

(2) 基于锥形流假定下的二维 Euler 方程计算方法;

(3) 基于三维 Euler 方程及三维 Navier-Stokes 方程的计算方法.

#### 3.1 基于无黏、不可压位势流理论的半经验性分析方法

基于无黏、不可压位势流理论发展起来的一类半经验性分析方法是人们为避免非定常机翼摇摆问

题的巨大计算工作量而最早采用的方法。早期最有影响的工作之一是 Konstadinopoulos<sup>[79,80]</sup> 在完成其博士学位论文期间进行的, 他采用非定常涡格法计算非定常滚转力矩, 采用预估 - 校正方法求解单滚转自由度的刚体运动方程, 模拟了 Nguyen<sup>[4]</sup> 及 Levin 和 Katz<sup>[12]</sup> 针对 80° 尖前缘后掠三角翼的实验, 考虑了转轴位置及轴承摩擦阻尼的影响, 并通过涡格法的计算结果拟合了一个关于  $\phi$ 、 $\dot{\phi}$  的滚转力矩表达式。结果发现: 随转轴位置的向下平移 (侧滑影响加大), 振动周期缩短, 频率加快; 而轴承摩擦对计算结果也有较大影响, 随摩擦系数增大, 振幅、周期减小, 频率加快。总体来说计算结果与实验基本吻合。

在 Konstadinopoulos 的工作基础上, Nayfeh 等<sup>[81]</sup> 提出了一个简化的非定常力矩的多项表达式, 包括线性气动阻尼力矩、非线性气动阻尼力矩及恢复力矩的影响, 所有系数均采用非定常涡格法拟合。然后, Nayfeh 针对常微分方程形式的单滚转运动方程构造相平面, 分析了细长三角翼依赖于初始条件发展为摇摆运动或发散运动的不同区域, 得到了一个控制方程的渐近解。一般认为, Nayfeh 等提出的方法比在其之前 Hsu 和 Lan 提出的模型<sup>[82]</sup> 要好一些。

Arena<sup>[83]</sup> 基于 Brown 和 Michael 模型<sup>[84]</sup> 也发展了一个非定常离散涡方法分析预测单滚转自由度三角翼摇摆特性。图 15 即为其预测的振动区域特性。由于数学模型适用能力的局限性, 预测结果与实验并不完全相符。实际上, 大于一定攻角后, 由于涡破裂的抑制作用, 图中所预测的振动发散区域, 在实验中仍属于摇摆振动区域。

2002 年 Gainer<sup>[85]</sup> 认为 Brown 和 Michael<sup>[84]</sup> 模型对于主涡位置的计算精度不够, 存在方法上的缺陷, 并认为这种缺陷是由不合适的边界条件引起的。据此, 他提出了一个基于锥形流 (减化为二维问题) 和二维时间类比 (two-dimensional time analogy, 将二维非定常时间和三维流向距离联系起来模拟时滞影响) 假定下的一个更为准确的离散涡模型, 并得到了较好的计算结果。

在无黏、不可压位势流假定下发展起来的这一类方法的最大优势就是计算快速、省时, 在一定范围可以得到较为满意的结果, 这也是直至目前仍有一些文献采用该方法的主要原因。但由于其基本假定的局限性, 虽然对尖前缘机翼分离产生的主涡有一定的模拟能力, 但不能模拟光滑表面产生的二次、三次分离、特别是涡破裂后的流态, 限制了其应用只能在低速和小于涡破裂的攻角范围内, 后一点也是一些预测结果与实验不符的重要原因 (如图 15)。

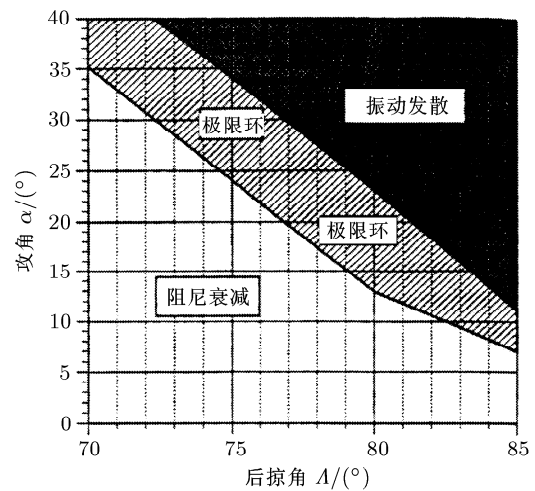


图 15 Arena 预测的振动区域特性<sup>[82]</sup>

### 3.2 基于锥形流假定下的二维 Euler 方程计算方法

锥形流场是指所有流动参数 (速度、压强、密度等, 但不包括扰动速势) 沿从某顶点发出的射线上均保持常量的流场。在超音速流场中, 只要物体边界是由一条直母线围绕某顶点所构成的薄物体, 则所形成的流场就具有锥形流场的性质。因此在二维锥形流假定下, 三维 Euler 方程求解可以简化为二维问题, 大大减少了计算工作量。

Lee 和 Batina<sup>[86]</sup> 是较早采用这种方法研究细长机翼摇摆现象的学者。1991 年, 他们研究了 75° 后掠角三角翼在  $M = 1.2$  时的自由滚转特性。计算方法是将二维 Euler 方程和三角翼单滚转自由度的刚体运动方程耦合求解。Euler 方程采用非结构网格 (4226 个节点, 8299 个单元) 下中心差分的有限体积算法, 为抑制激波附近的非物理波动和奇偶失联的高频振荡, 格式中加入显式的 2 阶和 4 阶人工耗散项, 时间方向采用显式 4 步 Runge-Kutta 方法, 为提高稳定库朗数采用了 Jameson 提出的变系数隐式残值光顺技术。而刚体运动方程采用单边 2 阶有限差分格式计算。给定机翼初始角速度做为扰动初值。在分别对 10°、20°、30° 攻角的计算中, 只有 30° 攻角发生了振幅为 38°, 减缩频率为 0.103 的机翼摇摆现象。

1992 年, Kandil 和 Salman<sup>[87]</sup> 在锥形流假定下, 也计算了类似的问题。不同之处是采用 80° 后掠角椭圆型尖前缘截面的薄三角翼外形, 采用结构网格生成技术 (64 × 64), Euler 方程采用隐式近似因式分解的中心差分的有限体积算法。在  $M = 1.4$ ,  $\alpha = 35^\circ$ , 轴承摩擦系数为 0.2 时模拟出的机翼摇摆振幅为 41°。

2002年,杨国伟<sup>[88]</sup>采用锥形流假定在 $M = 1.7$ ,攻角为 $30^\circ$ 下计算了和Lee和Batina相同外形(网格数为 $177 \times 49$ )的单自由度滚转振动,模拟的机翼摇摆振幅为 $33^\circ$ ,减缩频率为0.125.

基于无黏锥形流假设的方法最大特点是将三维问题简化为二维问题,极大地改善了计算效率.和无黏、不可压位势流假定下的半经验性方法相比,适用范围更广,对前缘分离涡位置、强度的模拟相对也更为准确.但从产生机翼摇摆的内在机理来看,无黏锥形流方法仍有本质上的缺陷<sup>[89]</sup>,如:

(1) 锥形流假定从顶点发出射线上的物理参数相同,实际上就是认为扰动在射线上的传播是瞬时完成的,显然与非定常流动存在时滞现象相矛盾.尽管随着来流马赫数增加和振动频率的减小,时滞现象减弱.但从物理机理上来看,锥形流假定不能模拟非定常流动的时间滞后效应;

(2) 锥形流假定从数学模型上防止了涡破裂现象.而涡破裂常常是和机翼摇摆伴随的气动现象,因此锥形流假定只适应于小于涡破裂的攻角范围;此外,锥形流假定一般也只适用于超音速范围;

(3) 无黏流假定可以描述有旋、对流、涡的拉伸及收缩等现象,也可以捕捉由固定分离点(如尖前缘三角翼)生成的旋涡,但不能模拟在光滑表面生成的涡流结构,如飞行器前体涡、三角翼背风面由主涡诱导生成的二次、三次涡,以及激波诱导分离、黏性扩散及耗散、流动转捩及湍流等复杂现象.因此,无黏涡强度、位置和真实情况是有差异的,这种差异造成了驱动摇摆运动的力、力矩预测的不准确性.

### 3.3 基于三维 Euler 方程及三维 Navier-Stokes 方程的计算方法

如上所述,前两类方法由于在数学模型上存在明显不足,因此在适用范围及模拟准确性方面存在局限性.随着计算机速度及内存容量的迅速发展,人们开始采用三维无黏 Euler 方程(尽管无黏方程仍有如上不足,但扩展到三维流动,模拟准确性得到一定提高)及三维黏性 Navier-Stokes 方程研究机翼摇摆现象.对于以黏性效应为主体的涡流现象,从物理本质上说,采用三维 Navier-Stokes 方程是最为精确的,它可以模拟包括流动的各种分离、激波运动及发展、激波/边界层干扰、涡的生成/迁移/脱落及破裂等各种黏性现象,因此它是最有生命力和发展前途的方法.但是,由于摇摆现象的复杂性及巨大的非定常计算工作量,国际上这方面的公开文献较少,大多是由著名的空气动力学家 O. A. Kandil 为主完成的(以 Kandil

为主,包括 Kandil、Salman、Menzies、Chuang 等在内的研究集体在机翼摇摆、抖振、大攻角快速俯仰等非定常问题的数值计算方法研究上做出了不少有价值的工作),而国内张涵信、刘伟、杨运军、崔尔杰等在细长机翼摇摆方法做了一些分析和数值模拟工作.列举如下:

(1) Kandil 和 Salman<sup>[87]</sup>采用三维 Euler 方程和单自由度滚转运动方程耦合模拟了 $80^\circ$ 无厚度尖前缘平板三角翼的机翼摇摆现象,计算条件为: $M = 0.3$ , $\alpha = 30^\circ$ ,轴承摩擦系数为0.15.计算网格数为 $32 \times 48 \times 32$ .摇摆振幅为 $11^\circ$ ,频率为1.78.

(2) Kandil 和 Menzies<sup>[66,90]</sup>采用非定常全 Navier-Stokes 方程和单自由度滚转运动方程耦合研究了包括低速( $M = 0.1$ )、跨音速( $M = 0.85$ )的机翼摇摆现象.对低速情况,所选取模型为 $80^\circ$ 后掠角无厚度三角翼.采用 O-H 网格( $84 \times 65 \times 43$ ),雷诺数为 $0.4 \times 10^6$ .非定常计算时的初始扰动给定为 $10^\circ$ 滚转角偏移. $30^\circ$ 攻角时,摇摆最大振幅为 $41.1^\circ$ ,周期为23.1(无量纲时间), $45^\circ$ 攻角时,由于涡破裂的限制,最大振幅为 $22^\circ$ ,周期为21.4(无量纲时间).对跨音速情况,计算外形为 $65^\circ$ 后掠角无厚度三角翼,网格数为 $105 \times 65 \times 43$ , $M = 0.85$ , $\alpha = 20^\circ$ , $Re = 3.23 \times 10^6$ .非定常计算时的初始扰动给定为一定大小的角速度( $\dot{\phi} = 5.3 \times 10^{-3}$ ).所计算出的滚转运动与低速时差别很大,在第2个周期开始,机翼振动出现一定的周期性,而在第5个周期(滚转角在 $24^\circ$ 左右)后,运动呈现出某种程度的混沌状态最终导致发散.作者认为:跨音速时,在较小的攻角,主涡和翼面上横向激波(transverse shock)的作用引起涡破裂较早发生,而这种涡破裂和横向激波在滚转过程中的非定常运动相关,因此引起滚转运动和气动响应呈现出一种不规则变化.

(3) 2004年张涵信和刘伟<sup>[91,92]</sup>采用非线性动力学理论,建立了分析、预测三角翼单自由度滚转运动定性分析理论.在对现有的单自由度三角翼自由滚转振动实验结果的分析基础上,通过对非定常 Navier-Stokes 方程求解动态滚转力矩系数的依赖变量分析,建立了滚转力矩系数与状态变量之间的数学模型,构建了机翼自由滚转运动的非线性自治动力系统.采用非线性动力学对所构建的非线性自治动力系统分析表明:细长三角翼以平衡滚转角 $\phi_T$ 在不同攻角下运动时,其受扰后的动态特性由参数所决定

$$\mu(\alpha) = \left[ c_1 \left( \frac{\partial C_l}{\partial \phi} \right)_0 + c_2 \right] / \left[ 1 - c_1 \left( \frac{\partial C_l}{\partial \phi} \right)_0 \right]$$

式中,  $C_l$  为滚转力矩系数,  $c_1$  为惯量系数,  $c_2$  为机械阻尼系数.

文献 [91,92] 证实了实验所发现的摇摆常在滚转阻尼导数接近于零时出现的结论. 此外还采用非定常全 Navier-Stokes 方程和单自由度滚转运动方程耦合的方法给出了  $80^\circ$  尖前缘后掠三角翼受扰后的 Hopf 分岔过程, 数值模拟结果与采用定性分析理论预测得到的结论完全一致, 验证了其文中所发展的三角翼自由滚转运动定性分析理论的正确性. 研究表明三角翼受扰后自维持的等振幅摇摆运动是一种典型的自激振动形式, 是依靠自身各部分之间的相互耦合而产生的具有固定频率、固定振幅的稳态周期运动, 并分析给出了其物理特征.

(4) 2006 年杨云军和崔尔杰等 [93] 采用非定常全 Navier-Stokes 方程和刚体运动方程耦合的研究方法, 研究了  $80^\circ$  后掠三角翼滚转、侧滑双自由度下的摇摆运动. 研究表明: 在流动结构失稳后机体运动逐渐形成极限环振动的自维持运动, 滚转力矩系数滞后曲线呈现典型的“双 8”稳定形态; 在滚转和侧滑双自由度下, 三角翼进行“落叶式飘荡”耦合运动, 自激滚转振荡更为剧烈.

除了上述采用三维流动模型模拟三角翼等幅振动的摇摆现象外, 还有一些文献 [94~98] 为研究摇摆机理, 模拟了机翼强迫滚转振动和等速率旋转运动. 有代表性的工作有:

(1) Chaderjian 和 Schiff [94] 采用雷诺平均的薄层近似 Navier-Stokes 方程模拟了带中心体的  $65^\circ$  后掠三角翼在  $M = 0.27$ ,  $\alpha = 15^\circ$ ,  $Re = 3.67 \times 10^6$  时的强迫滚转振动, 采用中心型的 Beam-Warming 隐式格式, 加入人工黏性抑制高频振荡, 湍流模型为改进的 DS Baldwin-Lomax 代数模型 (DSBL 模型), 同时比较了细网格 ( $97 \times 248 \times 59$ ) 和粗网格 ( $67 \times 208 \times 49$ ) 的影响, 在滚转力矩系数、法向力系数、压心及表面压力分布方面和实验吻合较好. 之后, Chaderjian 和 Schiff [47] 在 1996 年采用和上述完全相同的外形和方法计算了  $30^\circ$  攻角下的强迫滚转振动, 结果和实验较为一致. 在上述基础上, Chaderjian 和 Schiff [47] 在滚转  $40.5^\circ$  偏角后释放机翼, 耦合运动方程计算了随后的自由衰减振荡过程. 和实验相比, 计算得到的振荡过程比实验衰减更快, 但频率接近.

(2) Gordnier [96] 采用全 Navier-Stokes 方程模拟了  $80^\circ$  尖前缘后掠三角翼的等速率旋转运动. 计算方法是采用隐式近似因式分解对角化处理的 Beam-Warming 格式, 加入人工黏性抑制非物理波动, 为了克服隐式对角化处理造成的时间精度损失, 引入

“亚迭代”过程提高非定常流场计算精度. 采用 H-O 型结构化网格, 网格数为  $89 \times 219 \times 81$ ,  $M_\infty = 0.2$ ,  $\alpha = 30^\circ$ ,  $Re = 4 \times 10^5$ . 计算了 3 种常速率滚转过程 (1)  $\phi: 0 \rightarrow 45^\circ$ ,  $\dot{\phi} = 0.0233$ ; (2)  $\phi: 0 \rightarrow 45^\circ$ ,  $\dot{\phi} = 0.0467$ ; (3)  $\phi: 45^\circ \rightarrow -45^\circ$ ,  $\dot{\phi} = -0.0467$ . 结果发现: 增加滚转速率可增大涡核运动的滞后现象 (从涡核的法向位置变化可清楚看到), 而对涡强 (以涡核内总压度量) 相对影响不大; 滚转开始时的位置及旋转方向对涡核滞后及涡强都有明显影响.

目前采用 Navier-Stokes 方程数值计算研究机翼摇摆现象还处于方法的探索和验证阶段, 计算外形也主要集中在细长三角翼单自由度摇摆模拟上. 这一方面是由于摇摆现象的复杂性及对非定常流场计算方法要求较高, 而另一方面也在于其巨大的计算工作量. 针对定常三角翼计算研究来看, 法向和周向网格密度对于准确模拟涡流强度、位置以及二次/三次涡的形成具有至关重要的作用, 而流向在涡破裂区域也必须加密. 但在非定常的机翼摇摆计算时, 由于计算工作量难以达到这一点 (不包括强迫振动和常速率转动模拟, 其计算量远小于多周期的自由摇摆振动); 特别是当转动惯量较大时, 滚转运动响应慢、周期长, 计算工作量急剧增大. 因此发展高效的非定常流动算法是十分必要的.

Katz 在 1999 年的评价认为 [44]“总体来看, 目前的计算方法还处于对方法本身的验证、发展阶段, 还未能形成在飞行器方案设计阶段对摇摆问题进行有效的预测和控制的分析能力, 但随着计算方法本身的完善及计算工具水平的进一步提高, 计算所发挥的作用将会越来越大”.

## 4 结束语

尽管从 1981 年 Nguyen、Yip 及 Chambers 最早系统研究机翼摇摆以来, 机翼摇摆问题在国内外航空工业界、学术界都引起了极大的重视和兴趣, 并在实验 (试验)、计算方面都发表了许多文章 (本文只综述了作者认为有代表性的一些论文), 对机翼摇摆问题的认识也取得了较大的进展. 然而由于机翼摇摆问题涉及影响参数较多 (几何外形、流动状态、实验条件、计算条件), 人们对于其物理流动机理仍然没有完全理解, 在工程设计上仍有许多问题需要解决. 作者认为今后将在如下一些方面取得进展:

(1) 机翼摇摆理论的进一步发展. 包括二自由度、三自由度摇摆运动的理论分析, 以及机翼摇摆特征参数预测 (包括极限环半径、摇摆频率等) 的数学

表达;

(2) 研究包括常规机翼摇滚 (conventional-wing rock) 和翼 / 体摇滚 (wing-body rock) 类型. 事实上, 实际飞行所遇到的摇滚现象主要是这两种类型 (特别是翼 / 体摇滚), 只有具备了对这些问题的分析能力, 才真正具有对型号设计的指导意义;

(3) 机翼摇滚本质上是一种三维运动形式, 但目前研究二维、三维摇滚运动的实验、计算工作均不多. 有文献认为: 摇滚运动中, 以滚转运动为主, 其次为偏航和沉浮运动. 只有研究三维运动, 才能全面了解摇滚特性;

(4) 研究包括雷诺数、转捩、湍流、轴承摩阻系数、转动惯量等参数及洞壁干扰、支架干扰等实验条件对摇滚特性的影响;

(5) 机翼摇滚的空气动力学问题与包括前 / 后缘吹气、差动副翼、隔板等控制手段 (包括控制率的设计) 相结合的多学科研究方法的发展;

(6) 适用于强非线性的机翼摇滚问题高精度、高效率数值计算方法的发展. 发展并行算法解决机翼摇滚计算工作量巨大的问题. 只有提高了计算效率, 才能够放宽对网格数的限制, 提高对涡强度、涡位置及涡破裂的模拟精度, 才能够模拟真实问题的惯量及摇滚频率等特性, 提高对机翼摇滚问题的定量模拟精度.

## 参 考 文 献

- 伍开元. 面向先进飞行器设计的非定常空气动力学. 流体力学实验与测量, 1997, 11(2): 14~18
- Nelson R C. The unsteady aerodynamics of slender wings and aircraft undergoing large amplitude maneuvers. *Progress in Aerospace Sciences*, 2003, 39: 185~248
- Skow A M. Agility as a contributor to design balance. *Journal of Aircraft*, 1992, 29(1): 34~46
- Nguyen L E, Yip L P, Chambers J R. Self-induced wing rock of slender delta wings. AIAA Paper 81-1883, 1981
- Brandon J M, Nguyen L T. Experimental study of effects of forebody geometry on high angle of attack static and dynamic stability. AIAA Paper 86-0331, 1986
- Ericsson L E. The fluid mechanics of slender wing rock. *Journal of Aircraft*, 1984, 21(5): 322~328
- Ericsson L E. Various sources of wing rock. *Journal of Aircraft*, 1990, 27(6): 488~494
- Ericsson L E. Wing rock generated by forebody vortices. AIAA Paper 87-0268, 1987
- Ericsson L E, Reding J P. Stall flutter analysis. *Journal of Aircraft*, 1973, 10(1): 5~13
- Ericsson L E. Slender wing rock revisited. AIAA Paper 91-0417, 1991
- Ericsson L E. Wing rock analysis of slender delta wings, review and extension. *Journal of Aircraft*, 1995, 32(6): 1221~1226
- Levin D and Katz J. Dynamic load measurements with delta wing undergoing self-induced roll oscillations. *Journal of Aircraft*, 1984, 21(1): 30~36
- Ericsson L E. Flow complexities of slender wing rock. *Journal of Aircraft*, 2000, 37(5): 920~923
- Ng T T, Malcolm G N, Lewis L C. Experimental study of vortex flows over delta wings in wing-rock motion. *Journal of Aircraft*, 1992, 29(4): 598~603
- Straka W A, Hensch M J. Effect of fuselage on delta wing vortex breakdown. *Journal of Aircraft*, 1994, 31(4): 1002~1005
- Wentz W H, Kohlman D L. Vortex breakdown on slender sharp-edged wings. *Journal of Aircraft*, 1971, 8(2): 156~161
- Jun Y W, Nelson R C. Leading edge vortex dynamics on a delta wing undergoing a wing rock motion. AIAA Paper 87-0332, 1987
- Prudnikov Y A, Karavayev E A, Rokmistrov O V. Wing rock of lifting systems. International Council of the Aeronautical Sciences Paper 92-4.7.1, 1992
- Arena A J, Nelson R C. Unsteady surface pressure measurements on a slender delta wing undergoing limit cycle wing rock. AIAA Paper 91-0434, 1991
- Jun Y W, Nelson R C. Leading edge vortex dynamics on a slender oscillating wing. *Journal of Aircraft*, 1988, 25(9): 815~824
- Arena A J, Nelson R C. The effect of asymmetric vortex wake characteristics on a slender delta wing undergoing wing-rock motion. AIAA Paper 89-3348, 1989
- Arena A J, Nelson R C. Experimental investigations on limit cycle wing rock of slender wing. *Journal of Aircraft*, 1994, 31(5): 1148~1155
- 夏雪涌, 刘日之, 杨晓峰. 细长三角翼摇滚非定常流动特性. 北京航空航天大学学报, 1998, 24(2): 185~188
- 唐敏中, 王铁, 张伟, 徐忠利. 低速三角翼滚摆试验研究. 空气动力学学报, 1997, 15(4): 436~443
- 杨希明, 程厚梅, 张祖庚. 大攻角  $80^\circ$  前缘后掠平板三角翼摇滚实验与数值模拟. 见: 杨其德编. 空气动力学研究文集 (第四卷), 1994. 142~148
- Morris S L, Ward D T. A Video-based experimental investigation of wing rock. AIAA Paper 89-3349-CP, 1989
- Nelson M D. Experimental investigation of leading edge vortical flow about a delta wing during wing rock. AFIT/CI/CIA-91-066, 1991
- Polhamus E C. Predictions of vortex-lift characteristics by a leading-edge suction analogy. *Journal of Aircraft*, 1971, 8(4): 193~199
- Ng T T, Malcolm G N, Lewis L C. Flow visualization study of delta wings in wing-rock motion. AIAA Paper 89-2187, 1989
- Ericsson L E, King H H C. Rapid prediction of high alpha unsteady aerodynamics of slender-wing aircraft. *Journal of Aircraft*, 1992, 29(1): 85~92
- Arena H S, Nelson R C, Schiff L B. An experimental study of the nonlinear dynamic phenomenon known as wing rock. AIAA Paper 90-2812, 1990
- 唐敏中, 张伟, 何宏丽. 俯仰-滚摆耦合复杂流场试验研究. 空气动力学学报, 2001, 19(1): 47~54
- Khan M J, Ahmed A. Response of vortex breakdown induced wing rock to pitching & plunging. AIAA Paper 2004-4772, 2004
- Pelletier A, Nelson R C. Dynamic behavior of an  $8^\circ/6^\circ$  double-delta wing in roll. AIAA Paper 1998-4353, 1998

- 35 Grismer, Deborah S, Robert C N. Aerodynamics of a double delta wing undergoing pitching motions with and without sideslip. AIAA Paper 94-1855, 1994
- 36 Grismer, Deborah S. An Experimental study of the steady and unsteady aerodynamics of double delta wings for zero and non-zero sideslip: [dissertation]. Canada: The University of Notre Dame, April 1995
- 37 Ericsson L E. Flow physics of critical states for rolling delta wings. AIAA Paper 1993-3683, 1993
- 38 Fratello D J, Croom M A, Nguyen L T, Domack C S. Use of updated nasa langley radio-controlled drop-model technique for high-alpha studies of the X-29a configuration. AIAA Paper 87-2559, 1987
- 39 Ueno M, Matsuno T, Nakamura Y. Unsteady aerodynamics of rolling thick delta wing with high aspect ratio. AIAA Paper 98-2520, 1998
- 40 Ericsson L E. Wing rock of nonslender delta wings. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(1): 36~41
- 41 Takashi M, Shigeru Y, Yoshiaki N. The effect of leading-edge profile of self-induced oscillation of 45-degree delta wings. AIAA Paper 2000-4004, 2000
- 42 Takashi M, Shigeru Y, Yoshiaki N. Data-based modeling of non-slender wing rock. AIAA Paper 2003-738, 2003
- 43 Brandon J M, Nguyen L T. Experimental study of effects of forebody geometry on high angel of attack stability. *Journal of Aircraft*, 1988, 25(7): 591~597
- 44 Katz J. Wing/vortex interactions and wing rock. *Progress in Aerospace Sciences*, 1999, 35: 727~750
- 45 Huang X Z, Hanff E S. Leading-edge vortex behavior and surface flow topology. In: Workshop III, Delta-Wing Unsteady Aerodynamics and Modeling (paper 2). AIAA AFM Conf, 1995
- 46 Ericsson L E. Comment on effect of fuselage on delta wing vortex breakdown. *Journal of Aircraft*, 1994, 31(4): 106~107
- 47 Ericsson L E. Flow physics of critical states for rolling delta wings. *Journal of Aircraft*, 1995, 32(2): 603~610
- 48 Bergmann B, Hummel D, Oelker H C. Vortex formation over a close-coupled canard-wing-body configuration in un-symmetric flow. AGARD, CP-494, 1994
- 49 Klein V, Noderer K D. Aerodynamic parameters of the x-31 drop model estimated from flight data at high angels of attack. AIAA 92-4357, 1992
- 50 Ericsson L E. Separated flow mechanisms in F-18 wing rock. *Journal of Aircraft*, 1996, 33(1): 81~86
- 51 Ericsson L E. Effect of deep-stall wing dynamics on forebody-induced wing-rock. *Journal of Aircraft*, 1997, 34(2): 448~450
- 52 Merle A G. AFTI/F-16 pilot coupled roll oscillation. AIAA Paper 83-2282-CP, 1983
- 53 Ericsson L E. Critical issues in high-alpha vehicle dynamics. AIAA Paper 91-3221, 1991
- 54 Lamont P J. Pressures around an inclined ogive cylinder with laminar, transitional or turbulent separation. *AIAA Journal*, 1982, 20(11): 1492~1499
- 55 Lamont P J. The Effect of Reynolds number on normal and side forces on ogives cylinders at high incidence. AIAA 85-1799, 1985
- 56 Ericsson L E, Mendenhall M R, Perkins S J. Review of forebody-induced wing rock. *Journal of Aircraft*, 1996, 33(2): 253~259
- 57 Ericsson L E. Sources of high alpha vortex asymmetric zero sideslip. *Journal of Aircraft*, 1992, 29(6): 1086~1090
- 58 Ross A J and Nguyen L T. Some observations regarding wing-rock oscillations at high angels of attack. AIAA 88-4371 CP, 1988
- 59 孙海生, 姜裕标. 飞机机翼摇摆低速风洞试验研究. *流体力学试验与测量*, 2000, 14(4): 32~35
- 60 杨晓锋, 赵小虎, 刘日之, 夏雪瀚. 细长三角翼的摇摆特性. *空气动力学学报*, 2000, 18(1): 111~114
- 61 Ericsson L E, Beyers M E. The challenge of determining combat aircraft wing rock through subscale testing. AIAA Paper 2003-735, 2003
- 62 邓学莹. 前体非对称涡流动及其扰动主动控制. 见: 庄逢甘编. *空气动力学前沿研究论文集*. 2003. 8~17
- 63 Hunt B L. Asymmetric vortex forces and wakes on slender bodies. AIAA 82-1336, 1982
- 64 Quest T, Nelson R C, Fisher D F. A study of high-alpha dynamics and flow visualization for a 2.5% model of the f-18 harv undergoing wing rock. AIAA Paper 91-3267, 1991
- 65 Nelson R C. Unsteady aerodynamics of slender wing. (The F-18 wing rock results were only shown in the oral presentation). AGARD-R-776, April 1991
- 66 Kandil O A, Menzies M A. Effective control of computationally simulated wing rock in subsonic flow. AIAA Paper 97-0831, 1997
- 67 Ericsson L E, King H H C. Effect of cross-section geometry on slender wing unsteady aerodynamics. *Journal of Aircraft*, 1993, 30(5): 793~795
- 68 Quast T, Nelson R C, Fisher D F. A study of high alpha dynamics and flow visualization for a 2.5% model of the f-18 harv undergoing wing rock. AIAA Paper 91-3267-CP, 1991
- 69 Tajfar A H, Lamont P J. Sideslip behavior of elliptic cross-section forebodies at high angle of attack. *Journal of Aircraft*, 1997, 34(4): 472~478
- 70 Mabey D G. Similitude relations for buffet and wing rock on delta wings. *Process Aerospace Sciences*, 1997, 33: 484~511
- 71 Ericsson L E, Beyers M E. Ground facility interference effects on slender vehicle unsteady aerodynamics. *Journal of Aircraft*, 1996, 33(1): 117~124
- 72 Kamber H. The influence of a 90 deg sting support on the aerodynamic coefficients of the investigated aircraft model. Eidgenoessisches Flugzeugwerk, ETN-87-99093, Emmen: Switzerland, 1987
- 73 Ericsson L E, Reding J P. Dynamic support interference in high alpha testing. *Journal of Aircraft*, 1986, 23(12): 889~896
- 74 Ericsson L E. Reflections regarding recent rotary rig results. *Journal of Aircraft*, 1987, 24(1): 25~30
- 75 Ericsson L E. Another look at high-alpha support interference in rotary tests. *Journal of Aircraft*, 1991, 28(9): 584~591
- 76 Beyers M E. Unsteady wind-tunnel interference in aircraft dynamic experiments. *Journal of Aircraft*, 1992, 29(6): 1122~1129
- 77 Beyers M E, Ericsson L E. Ground facility interference on aircraft configurations with separated flow. *Journal of Aircraft*, 1993, 30(5): 682~688
- 78 Beyers M E. Interpretation of experimental high-alpha aerodynamics-implications for flight prediction. *Journal of Aircraft*, 1995, 32(2): 247~261

- 79 Konstantinopoulos P, Thrasher D F, Mook D T. A vortex-lattice method for general unsteady aerodynamics. *Journal of Aircraft*, 1985, 22(1): 43~50
- 80 Konstantinopoulos P, Mook D T, Nayfeh A H. Subsonic wing rock of slender delta wings. *Journal of Aircraft*, 1985, 22 (2): 223~228
- 81 Nayfeh A H, Elziedbda J M, Mook D T. Analytical study of the subsonic wing-rock phenomenon for slender delta wings. *Journal of Aircraft*, 1989, 26(9): 805~809
- 82 Hsu C H, Lan C E. Theory of wing rock. *Journal of Aircraft*, 1985, 22(10): 924~924
- 83 Arena J A, Nelson R A. A discrete vortex model for predicting wing rock of slender wings. AIAA Paper 92-4497, 1992
- 84 Brown C E, Michael W H. On slender delta wings with leading-edge separation. NACA-TN-3430, 2002
- 85 Gainer T G. A discrete-vortex method for studying the wing rock of delta wings. NASA/TP-2002-211965, 2002
- 86 Lee E M, Batina J T. Conical euler simulations of wing rock for a delta wing planform. *Journal of Aircraft*, 1991, 28 (1): 94~96
- 87 Kandil O A, Salman A A. Prediction and control of slender wing rock. ICAS Paper, No.92-4.7.2-cp, 1992
- 88 Yang G W, Lu X Y, Zhang L X. Nonlinear analysis of dynamic stability and the prediction of wing rock. *Journal of Aircraft*, 2002, 39(1): 84~90
- 89 Lee E M, Batina J T. Conical euler analysis and active roll suppression for unsteady vortical flow about rolling delta wings. NASA-TP 3259, 1993
- 90 Menzies M A. Unsteady transonic flow around delta wings undergoing coupled and natural modes response-a multidisciplinary problem: [dissertation]. Old Dominion University, May 1996
- 91 张涵信, 刘伟, 谢显飞, 叶友达. 后掠三角翼的摇滚及其动态演化问题. *空气动力学学报*, 2006, 24(1): 5~9
- 92 Liu W, Zhang H X, Zhao H Y. Numerical simulation and physical characteristics analysis for slender wing rock. *Journal of Aircraft*, 2006(May-June), 43(3): 858~861
- 93 杨云军, 崔尔杰, 周伟江. 细长三角翼滚转 / 侧滑耦合运动的数值模拟. *航空学报*, 2007, 28(1): 14~19
- 94 Chaderjian N M. Navier-Stokes prediction of large-amplitude delta-wing roll oscillations. *Journal of Aircraft*, 1994, 31(6): 1333~1340
- 95 Chaderjian N M, Schiff B L. Numerical simulation of forced and free-to-roll delta-wing motions. *Journal of Aircraft*, 1996, 33(1): 93~100
- 96 Gordnier R E. Computation of delta-wing roll maneuvers. *Journal of Aircraft*, 1995, 32(2): 486~492
- 97 Gordnier R E, Visbal M R. Numerical simulation of delta-wing roll. *Aerospace Science and Technology*, 1998, 6: 347~357
- 98 Gordnier R E, Visbal M R. Numerical simulation of delta-wing roll. AIAA Paper 93-0554, 1993

## A REVIEW ON INVESTIGATIONS OF WING ROCK PROBLEMS UNDER HIGH ANGLES OF ATTACK\*

LIU Wei<sup>1,†</sup>    YANG Xiaoliang<sup>1</sup>    ZHANG Hanxin<sup>2</sup>    DENG Xiaogang<sup>2</sup>

<sup>1</sup>College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China

<sup>2</sup>China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China

**Abstract** Wing rock, as a typical problem of dynamic characteristics under high angle of attack, is one of the phenomena of lateral-directional instability that are often encountered in the design of modern fighters and missiles. In the recent twenty years, wing rock problems have been attracted much attention in aviation-industry and research institutions. Many papers on experiment and calculation method have been published on this problem and great progress has been made. In this paper, the researches of wing rock in experiment and calculation are summarized by referencing more than 100 articles on this problem and the further research directions on wing rock are suggested.

**Keywords** delta wing, wing rock, unsteady flow, experimental investigation, numerical investigation

\* The project supported by the 973 National Key Foundation Research Project (61351) and the National Natural Science Foundation of China (90716015, 90205013)

† E-mail: fishfather6525@sina.com