论文

复杂构型细长体飞行器大迎角气动不确定性机理研究

邓小兵^①, 陈琦^{②*}, 袁先旭^②, 陈坚强^{①②}^① 空气动力学国家重点实验室, 绵阳 621000;^② 中国空气动力研究与发展中心计算空气动力研究所, 绵阳 621000

* E-mail: chenqi@mail.ustc.edu.cn

收稿日期: 2015-07-13; 接受日期: 2015-11-30; 网络出版日期: 2016-03-15

国家自然科学基金(批准号: 11372341, 912162001, 11172315)资助项目

摘要 细长体飞行器在大迎角绕流时, 一般存在非对称分离的问题. 对带三组翼面的细长体飞行器模型, 通过在自由来流中加入随机脉动, 开展了大攻角横侧向气动力不确定性的数值模拟研究. 基于流场结构的物理分析表明, 横侧向气动力的不确定性来源于弹身非对称分离涡对扰动的高度敏感性. 基于这一认识, 进一步分析了不同布局飞行器气动不确定性差异的原因及其随迎角的变化规律. 最后, 根据地面模拟与实际飞行条件的差别, 模拟了快速拉起动作和突发短暂的大气扰动等非定常现象对飞行器气动不确定性的影响. 结果表明, 该飞行器在实际飞行时, 气动不确定性比静态结果小很多, 应该能够实现可控的机动飞行.

关键词 大迎角, 气动不确定性细长体, 非对称流动, 非定常效应

1 引言

细长体飞行器在攻击或者躲避攻击时, 为了夺取主动权, 需要从巡航状态迅速调整姿态, 施展拉起、急转等机动动作, 进入大迎角飞行状态. 由此产生了一个空气动力学研究中的热点问题, 即细长体大迎角绕流的非对称分离问题. 国内外研究表明^[1-5], 轴对称的细长旋成体在亚、跨声速大迎角情况下, 绕流与气动力特性都非常复杂: 首先, 迎角达 $30^\circ \sim 40^\circ$ 以后, 会出现非对称分离的前体涡; 其次, 非对称分离诱导的横侧向气动力可达法向力的量级; 最后, 前

体涡的非对称分离有随机性, 诱导的侧向力缺乏规律, 甚至侧向力的符号都有可能相反. 目前, 这类研究绝大部分是针对简单的细长旋成体^[6-8], 少见复杂细长飞行器大迎角扰流的研究结果. 本文的研究对象由细长的球-柱细长体加前端小翼、中部主翼和尾部操纵舵等 3 组复杂的翼面构成, 构型非常复杂. 通过求解 Navier-Stokes 方程, 并对来流施加随机脉动的方式, 研究该飞行器气动不确定性的存在性和发生的机理; 在此基础上, 针对主翼“+”字布局与“×”字布局, 对比分析气动不确定性的差异性和产生原因, 开展“+”字布局气动不确定性随迎角的演化规律研究

引用格式: 邓小兵, 陈琦, 袁先旭, 等. 复杂构型细长体飞行器大迎角气动不确定性机理研究. 中国科学: 技术科学, 2016, 46: 493-499
Deng X B, Chen Q, Yuan X X, et al. Study of aerodynamic uncertainty on the complex slender vehicle at high angle of attack (in Chinese). Sci Sin Tech, 2016, 46: 493-499, doi: 10.1360/N092015-00053

和机理分析;最后数值模拟快速拉起进入大迎角以及大气乱流等短暂干扰的非定常过程,研究真实飞行状态下飞行器的气动不确定性.

2 问题描述

细长体飞行器模型由球-柱弹身加前端小翼、中部主翼和尾部操纵舵等三组翼面构成,其外形示意图见图 1.

根据主翼的布局不同,飞行器有“+”字和“×”字两种构型,其示意图见图 2.

对这类飞行器,由于非对称分离涡的影响,横侧向气动力的散布一般都比较大大.在试验中也发现,该模型的“+”字布局在中大迎角($20^\circ \sim 55^\circ$)时,横侧向气动力的散布很大,纵向气动力的散布则较小;同时,“×”字布局与“+”字布局气动特性的规律不一致,散布的范围也小很多.横侧向气动力的气动不确定性给控制系统的设计带来很大的困难,亟需分析气动力散布的发生机理,查找导致气动力发生散布的根源.

经典数学理论认为微分方程的解唯一确定的由初边值决定,初值或边值的微小变化,解也只有相应小的变化.但在现代数学理论中,人们认识到,对于高度非线性的微分方程,初值或边值哪怕只有微小变化,由于非线性的作用,也可能导致解很大的变化,称解是不确定的,这就是著名的混沌理论.对于空气动力学,一般认为,所有流动都服从 Navier-Stokes 方程,飞行器受到的气动力,就是在给定初边值(来流

马赫数(Ma)、迎角等)条件下 Navier-Stokes 方程的解.无疑,上述混沌理论是适用于 Navier-Stokes 方程的,并曾被认为是解决湍流的希望.飞行器受到的气动力(Navier-Stokes 方程的解)一般在中小迎角下呈现较好的线性,可认为是确定的;随着迎角的增大或布局越来越复杂,流场若出现旋涡与旋涡干扰、激波与旋涡干扰、激波与激波干扰等强非线性因素时,气动力就可能对扰动高度敏感,呈现不确定性.

扰动的来源有很多,前期大量的计算分析表明,湍流度,即来流脉动为主要的扰动激励,本文也主要围绕来流脉动开展研究工作.

3 研究方法

基本研究思路为通过数值模拟与物理分析相结合的方法确认该外形气动不确定性问题的存在性及其发生机制、演化规律.

3.1 数值方法

描述飞行器绕流的 Navier-Stokes 方程为

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z}. \quad (1)$$

对流项采用 NND 格式离散,黏性项采用中心格式离散.定常时间推进采用 LU-SGS 方法,非定常时间推进采用双时间步方法.壁面为无滑移和零压力梯度条件,远场和下游出口采用特征边界条件.来流温度条件按标准大气参数表给定.壁面温度取等温壁(壁温 300 K)以更接近风洞试验.关于计算方法及方程中各符号的含义在文献[9,10]中有详细的描述.计算网格为对接网格,对于“×”字布局,该网格关于俯仰平面完全对称.

3.2 来流速度随机脉动

在数值计算中,当给定马赫数、迎角(无侧滑)后,来流速度就确定了,因此,速度脉动只能采用随机函数的方式人为加入,扰动所加区域见图 3.扰动形式为加到 3 个速度分量上的随机脉动,其幅值按照局部流动速度幅值的百分比给定,并在计算过程中始终保持.由于计算只在头部前方加入人为扰动(如果全部计算区域都加入人工扰动,则可能导致不守恒),且计算方法存在数值耗散,扰动沿流向将会衰减.因此,计算中外加的人工扰动幅值要略大于试验的湍

图 1 飞行器构型示意图

图 2 (网络版彩图)主翼“+”字“×”字布局示意

图3 来流速度添加随机脉动示意图

流度, 才能达到同样的效果.

4 计算结果与分析

通过引入来流的速度脉动作为扰动, 开展了如下研究: (1) 气动不确定性的存在及机理; (2) “+”字与“×”字布局气动不确定性差异的比较分析; (3) “+”字布局气动不确定性随迎角的演化规律与机理分析; (4) 基于地面模拟与真实飞行差别, 研究真实飞行时的气动力不确定性.

4.1 气动不确定性的存在性及产生的机理分析

首先, 以横侧向气动力散布较大的“+”字布局为研究对象, 计算状态为: $Ma=0.6$, 迎角 25° . 分如下3种情形加入随机脉动: (1) 只在前方俯仰对称平面左侧区域加入; (2) 只在右侧区域加入; (3) 在两侧同时加入随机脉动. 随机脉动的幅值为自由来流速度值的5%, 加扰动的网格点与壁面最小距离大于10 mm, 图4给出了3种扰动情况和不加扰动情况下六分量气动力系数收敛的时间历程曲线. 在不影响对计算结果分析的情况下, 图中略去了纵坐标的数值(下同).

在给定计算条件下, 纵向气动力变化较小; 横侧向气动力变化较大, 横侧向气动力系数确实表现出了对扰动的敏感性. 同时, 在不同位置加扰动, 得到的横侧向气动力系数也不同, 这表明解会随扰动的不同而有所不同, 这预示着扰动下的解可能是散布的多值解. 即对某些马赫数和迎角范围, 在有限幅值的扰动下, 横侧向气动力系数确实可能存在多值解, 并且随扰动的位置、幅度、频率等变化而变化.

图4的计算结果证实了在一定的马赫数与迎角范围内, 气动不确定性是客观存在的. 为进一步分析气动不确定性产生的机理, 图5给出了加扰动(在前方俯仰对称平面两侧同时加入5%随机脉动)和不加扰动两种情形的压力云图和流线沿流向的演化情况. 图5的结果显示, 加扰动的情况下, 在头部小翼背风

图4 三种扰动情况和无扰动时计算得到的六分量气动力系数比较

(a) 轴向力和法向力收敛历程; (b) 俯仰力矩和侧向力收敛历程; (c) 偏航力矩和滚转力矩收敛历程

区的两个分离涡出现了小的不对称, 并沿流向发展加强, 最终导致主翼的左右两个分离涡出现强烈不对称. 但主翼脱落的涡基本没有撞击到第三组翼(舵), 故舵所在的位置流动对称性尚可.

从图6给出的总压损失等值面云图可以看到, 在 25° 迎角下, 头部附近产生的非对称分离涡正好打到主翼分离涡上方, 并被主翼的分离涡所吸卷而发生对并, 这是头部的非对称分离涡诱导主翼涡发生不对称的机制.

综上所述, 在中大迎角范围内, 小扰动将激发头部小翼处的非对称分离, 该非对称分离涡沿流向发展, 与主翼产生的分离涡发生对并, 诱导出主翼非对称分离涡并沿流向发展, 在一定的迎角范围内还可能诱导舵的分离涡发生非对称. 扰动导致的流动不对称分离引起了大的非对称横侧向气动力, 从而使得扰动解与未扰动解产生了较大的差别.

图5 加扰动和不加扰动时, 压力云图和流线沿流向的演化情况对比

(a) 鸭翼位置; (b) 主翼位置; (c) 控制舵位置

图6 25°迎角时总压损失等值面

4.2 两种布局的气动不确定性比较分析

上节的分析解释了飞行器“+”字布局的气动不确定性, 对于“x”字布局, 应该有相似的结论. 而事实上, “x”字布局的气动力散布很小, 甚至可认为不存在气动力不确定性. 图7通过对比分析两种布局的主翼分离涡形态给了解释, 其计算条件和来流扰动参数与上节完全一致.

可以看到, 对两种布局, 小扰动都激发了非对称

图7 主翼“+”字布局(a)与“x”字布局(b)分离涡形态的对比

分离涡. 但“+”字布局主翼背风区只有一对分离涡, 在扰动作用下, 产生了较强的非对称性, 非对称分离涡影响的物面范围很大, 因而产生了很大的侧向力. 而“x”字布局主翼周向布置的特点限制了非对称分离涡的演化和受影响的物面范围. 在背风区, 小翼脱落的非对称分离涡被主翼背风区的一对分离涡所吸卷, 发生了涡对并, 产生了非对称, 但受到背风区两片主翼的抑制, 影响的物面范围相对“+”字布局要小很多; 而迎风区两片主翼产生的分离涡未与小翼脱落的非对称分离涡发生作用, 这两个涡的对称性就保持得较好. 综合以上两点, “x”字布局产生的侧向力就较小, 同样的条件下, 气动力的散布远小于“+”字布局.

4.3 气动不确定性随迎角的演化规律与机理分析

对“+”字布局, $Ma=0.6$, 分别在自由来流中加入幅值为当地速率 0%(无扰动), 3%, 5%和 8%的随机脉动进行计算研究. 如果将所有试验结果的最大偏差近似看作试验不确定度, 将加入扰动的计算值与无扰动计算值的差视为计算不确定度, 则可给出试验与计算不确定度随迎角的变化比较(图8). 由于纵向气动力不确定度较小, 这里只给出了不确定度较大的横侧向气动力的不确定度随迎角的分布情况.

可以看到, 计算不确定度随扰动幅值增大而增大, 不确定性的迎角范围约为 20°~55°. 在迎角 40°左右不确定度达到峰值; 迎角在 20°以下时, 不确定度较小; 而迎角大于 55°后, 不确定度同样在减小, 下面分析这种现象产生的原因.

前面已指出, 该飞行器气动力不确定度的来源主要为翼面分离涡之间的干扰. 图9给出了不同攻角时扰动解的总压损失等值面云图. 可以看到, 迎角 40°时, 头部脱落的非对称涡正好被吸卷到主翼的一对分离涡中, 成为诱发主翼分离涡非对称的机制. 迎角 60°时, 头部脱落的非对称涡远离了主翼的分离涡,

图8 “+”字布局试验与计算的不确定度比较

两者之间基本不发生相互作用,从而随机扰动导致的头部非对称涡难以影响到主翼分离涡.迎角较小时,主翼和头部分离涡都很弱,难以产生明显的非对称分离涡,自然也没有旋涡之间的干扰.这就解释了在下临界迎角(约 20°)和上临界迎角(约 55°)之外不确定度减小的原因.

图9 “+”字布局扰动解的总压损失等值面
(a) 迎角 40° ; (b) 迎角 60°

4.4 真实飞行时的气动不确定性研究

“+”字布局在约 $20^\circ\sim 55^\circ$ 迎角范围内的气动力不确定性势必给飞行器的控制系统设计带来严峻挑战,但实际飞行时,是否和静态模拟结果一样,也会遭遇气动不确定性,成为迫切需要解决的问题.在真实的飞行条件下: (1) 大气湍流度通常较小,在晴空时,高度 10 km ,湍流度约为 $0.02\%\sim 0.05\%$;大气中也存在乱流、突风等大扰动情况,但不是持续的; (2) 大迎角飞行一般是在快速机动情况下经过,一般不会以大迎角平飞,非定常效应不可忽略; (3) “+”字布局不可能是主要的飞行姿态,大部分飞行姿态应介于“+”字布局和“×”字布局之间.

基于以上分析,图10针对各影响因素,分别设计计算工况,给出了模拟结果.图10(a)对比分析了加扰动、未加扰动和短暂扰动三种情形,从模拟结果来看,短暂扰动在扰动消失后气动力即回复到无扰动时的解,表明大气中的乱流等突发扰动对气动力的影响是非常短暂的,穿越乱流区后扰动带来的气动不确定性即消失.

图10(b)数值模拟了迎角快速拉起的非定常过程,拉起过程中分别施加当地速率 0% 和 8% 的随机脉动,并和定常计算结果进行比较.可以看到,快速拉起的非定常效应对非对称涡的演化有明显的抑制作用,即使在经历 $20^\circ\sim 55^\circ$ 迎角时,飞行器的侧向力也未出现气动不确定性.

图10(c)研究了飞行器构型在“+”字布局和“×”字布局之间时(不同滚转角)侧向力随迎角变化情况.当滚转角 $|\phi|>3^\circ$ 以后,外形非对称显著,流动非对称较强,迎角在 $20^\circ\sim 55^\circ$ 侧向力比较大,因而不受扰动激励.而 $|\phi|<3^\circ$ 以内,流场非对称性较弱,容易受扰动激励产生非对称.

综合以上分析,有理由认为,在实际飞行时,

图 10 (网络版彩图)“+”字布局真实飞行时的气动不确定性研究

(a) 短暂扰动过程; (b) 快速拉起过程; (c) 不同构型比较

气动不确定性很有可能没有静态模拟结果中那么严重, 飞行器可实现可控机动动作。

5 总结

本文采用数值模拟与物理分析相结合的方法, 研究了复杂构型细长体飞行器的中大迎角气动不确定性问题, 主要结论如下。

(1) 大迎角气动力出现不确定性的机理是头部分离涡的结构不稳定性。即背风区分离涡的对称分离是不稳定的, 即使很小的扰动都可能会引起头部分离涡的不对称。并且诱发的非对称涡沿流向发展, 是进一步放大还是得到有效抑制视下游的气动布局

而定, 有可能诱发出强烈的非对称流场。

(2) 主翼“+”字布局构型放大了头部小翼的非对称分离, 横侧向气动力出现了强烈的气动不确定性; 而“x”字布局的构型在一定程度上抑制了非对称涡的发展, 因而横侧向气动力的散布很小。

(3) “+”字布局构型的气动不确定性存在下临界迎角(约 20°)与上临界迎角(约 55°)。当迎角小于下临界迎角时, 气动力不确定度很小; 大于上临界迎角后, 气动不确定度又逐渐减小; 在约 40° 迎角时气动不确定度最大。

(4) 由于真实飞行条件与地面模拟条件的差别, 实际飞行时, 气动不确定性很可能没有静态模拟结果中那么严重, 飞行器可实现可控机动动作。

参考文献

- Ericsson L E, Beyers M E. Forebody flow control at conditions of naturally occurring separation asymmetry. *J Aircraft*, 2002, 39: 252–261
- David D, Murray T. Effect of upstream disturbance on flow asymmetry. In: 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Aerospace Sciences Meetings, 1992, Reno, NV, USA. AIAA-1992-0408
- Meng X S, Jia C, Qiao Z D, et al. Development of flow asymmetry with angle of attack over a 20° circular cone at low speed. In: 37th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 25–28, June, 2007, Miami, Florida. AIAA-2007-4118
- 张利锋, 李栋. 细长体大攻角非对称分离的数值模拟研究. *科学技术与工程*, 2008, 8: 2272–2275
- 邓学莹, 王刚, 陈学锐, 等. 细长体大迎角流动的确定性和多涡系结构的研究. 见: 全国第九届分离流、旋涡和流动控制会议论文集. 上海: 中国空气动力学学会, 2002
- 范召林, 王元靖, 侯跃龙, 等. 细长旋成体大迎角非对称流动特性的试验研究. *流体力学实验与测量*, 2003, 17: 8–17
- 夏明, 钟伯文, 李栋. 细长旋成体背风面非对称流场的 DES. *模拟航空计算技术*, 2012, 42: 5–8
- 谢昱飞. 细长圆锥超声速绕流的非对称分离及其诱导之等角速度锥转运动. 博士学位论文. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心研究生部, 2005
- 袁先旭. 非定常流动数值模拟及飞行器动态特性分析研究. 博士学位论文. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心研究生部, 2002
- 陈坚强, 陈琦, 袁先旭, 等. 舵面操纵动态响应的数值模拟. *力学学报*, 2013, 45: 302–306
- 张涵信, 冉政. 细长锥体有攻角绕流对称流态到非对称流态的结构稳定性研究. *空气动力学学报*, 1997, 15: 20–26
- Stanek M J, Visbal M R. Investigation of vortex development on a pitching slender body of revolution. *J Aircraft*, 1993, 30: 711–718
- 杨明智, 袁先旭, 谢昱飞, 等. 前体涡非对称分离机理及前缘吹气控制研究. *空气动力学学报*, 2009, 27: 186–192
- Bernhardt J E, Williams D R. Closed-loop control of forebody flow asymmetry. *J Aircraft*, 2000, 37: 491–498
- Godavarty D, Orkwis P D. Investigating the relationship between flow field saddles and vortex asymmetry. In: 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2001, Reno, NV, USA. AIAA-2001-1034
- Gendel S, Gottlieb O, Degani D. Flow around an elastically mounted slender body at high incidence. In: 21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 2013, San Diego, CA. AIAA-2013-2590

Study of aerodynamic uncertainty on the complex slender vehicle at high angle of attack

DENG XiaoBing¹, CHEN Qi², YUAN XianXu² & CHEN JianQiang^{1,2}

¹ State Key Laboratory of Aerodynamics, Mianyang 621000, China;

² Computational Aerodynamics Institute of China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China

The phenomenon of lateral aerodynamic uncertainty is discovered in the wind tunnel test on the slender vehicle at high angle of attack. To analyze the mechanism of the phenomenon, the numerical simulation method with random pulsation added in the free stream is used, and the aerodynamic uncertainty of the vehicle under the wind tunnel test condition is reproduced by the simulation. The analysis of the flow field leads us to a conclusion that the mechanism of aerodynamic uncertainty is the asymmetry separation, which has a high sensitivity to the disturbance of the flow around the missile. The uncertainty with respect to the angle of attack for a “+” configuration of the main wing is given and the difference of the uncertainty between the “+” and “x” configurations are then analyzed. At last, the action of pulling up through the high angle of attack and the process of temporary atmospheric turbulence are simulated to study the effect of the real flight environment rather than the wind tunnel condition to the aerodynamic uncertainty. Based on these results, it can be concluded that the uncertainty is not looked upon as quite severe in real flight environment as that in the wind tunnel condition, and the maneuverability of flight can be controlled.

high angle of attack, aerodynamic uncertainty, slender body, asymmetry flow, unsteady effect

doi: 10.1360/N092015-00053