

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.03.006

## 运输飞机非常态俯仰振荡分析

杨 洋<sup>1</sup> 刘学强<sup>2</sup> 陈乐乐<sup>2</sup> 欧阳绍修<sup>3</sup>

(1. 西北工业大学航空学院, 西安, 710072; 2. 南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016;  
3. 陕西飞机工业集团公司, 汉中, 723200)

**摘要:**对某运输飞机在大襟翼偏度下的非常态俯仰振荡原因进行了分析。研究表明,该运输飞机在大襟翼偏度下飞行时因平尾受机翼的强下洗作用导致平尾下翼面发生局部分离,该分离未达到失速分离,从而引起飞机非常态的俯仰振荡。分离的主要原因是机身与平尾融合处抗流场逆压梯度能力下降,导致在大襟翼偏度飞行时出现局部分离,使得飞机出现纵向非常态俯仰振荡。该结论在风洞试验及该运输飞机试飞中得到验证。

**关键词:**运输飞机;数值模拟;俯仰稳定性

**中图分类号:**V211.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2015)03-0355-05

## Abnormal Elevation Oscillation Research of Transport Aircraft

Yang Yang<sup>1</sup>, Liu Xueqiang<sup>2</sup>, Chen Lele<sup>2</sup>, Ouyang Shaoyou<sup>3</sup>

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, 710072, China;  
2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;  
3. AVIC Shaanxi Aircraft Industry Co. Ltd, Hanzhong, 723200, China)

**Abstract:** The longitudinal aerodynamic characteristics of transport aircraft at the large flap angle are studied by the numerical method, and the flow mechanisms for such flows are analyzed. The results show that the limited separate flow of horizontal tail at the large flap angle causes the dis-original elevation oscillation, and the blended area of tail and body has large adverse pressure gradient, where exists the partial separated flow. The flow characteristics in this area causes the abnormal elevation oscillation for the aircraft. The results are also validated by experiments and flight tests.

**Key words:** transport aircraft; numerical simulation; longitudinal stability

一般地,飞行器在正常飞行过程中受到阵风等因素的纵向干扰,飞机将出现纵向俯仰振荡,该振荡因飞机具有俯仰稳定性使其振荡将趋于消失<sup>[1-4]</sup>。但在某些特殊情况下,飞机会出现非常态俯仰振荡,在这种运动发生时,飞机机头时而上抬时而下俯,飞行轨迹也随之上下弯曲,很像海豚在水中的游动,也即“海豚跳”。“海豚跳”过程中,飞机运动路线大幅度上下,这在低空非常危险,容易触地造成严重事故。英国在实施 CAADRP 计划<sup>[5]</sup>中,收集了运输机的大量飞行记录,从这些记录中发现,起飞离地后飞机有可能出现大幅度俯仰

振荡,呈现周期在 10 s 左右的俯仰振荡。据航空界统计,至少有 10 多架飞机毁于类似情景,而且都发生在放大角度襟翼时<sup>[6]</sup>。

某运输飞机在试飞过程中,当以着陆构型在某个特定速度范围内飞行时(打开襟翼 35°),飞机出现非常态的俯仰振荡现象,即飞机出现不停的非常态上仰和下俯情况,该运动类似于鸟类的“啄食”或“海豚跳”现象<sup>[5-6]</sup>。该现象出现给飞行员造成较大的心理压力。为此,需要找出出现该问题的原因,并提出改进措施以达到抑制该类现象的产生。因出现该问题的主要原因是跟平尾(包括升降舵)气

收稿日期:2015-02-13;修订日期:2015-04-27

通信作者:刘学强,男,教授,博士生导师,E-mail:liuxq@nuaa.edu.cn。

动特性有关,因此,本文对该运输机在大襟翼偏度下平尾流场特性及全机流场特性进行分析,并根据流场特点分析该飞机产生非常态俯仰振荡的原因,针对性提出改进措施。分析手段包括数值模拟方法、风洞试验验证及试飞数据分析。

## 1 数值模拟方法

本文采用的数值模拟方法为求解雷诺平均 N-S 方程。采用 Osher 格式对控制方程进行离散<sup>[6-8]</sup>,紊流模型采用 S-A 紊流模型<sup>[9]</sup>。为验证数值模拟的精度,采用了 AIAA 第一届阻力系数预测研讨会所提供的数值模拟算例<sup>[10]</sup>。其中计算网格为波音公司所提供的网格,约有 350 万个网格点,如图 1 所示。数值模拟条件为: $Ma=0.75$  及  $0.5$ ,  $Re=3\times 10^6$ 。计算结果与试验结果比较见图 2,可以看到数值模拟结果和试验结果吻合得较好,证明了本文采用的数值模拟方法具有较高的模拟精度。

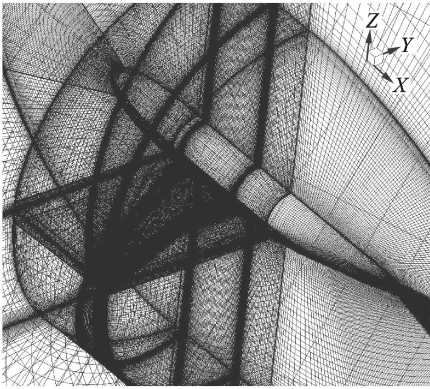


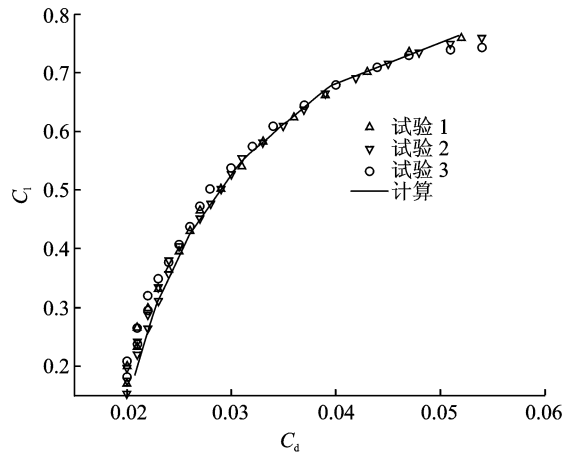
图 1 DLRF4 翼身组合体计算网格

Fig. 1 Mesh for DLRF4

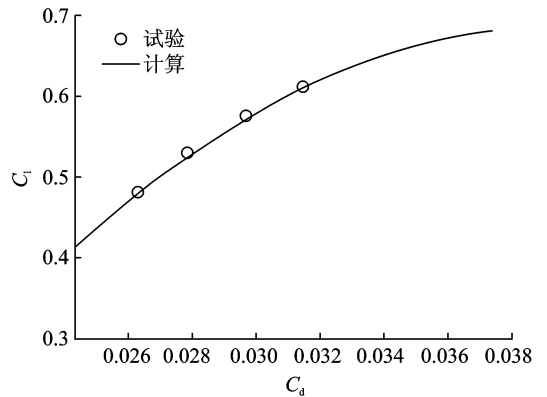
## 2 某运输机非常态俯仰振荡分析

本次研究的模型采用了某运输机,如图 3 所示,襟翼打开  $35^\circ$ 。计算采用了混合非结构网格,在物面附近采用了三棱柱粘性网格,其他区域采用四面体网格。三棱柱网格的数量为 12 层,第一层网格到物面的距离约为  $1.0\times 10^{-6}$  m,以保证  $y^+$  的大小在 1 左右,使得在计算粘性时其可靠性较高。网格数量为 1 200 万个。在数值计算过程中采用了基于 MPI 的并行技术,计算硬件为 64CPU 的 PC-Cluster 计算机群。对运输机的气动特性进行了计算,计算马赫数为 0.3,计算迎角为机翼迎角,范围为  $2^\circ\sim -8^\circ$ ,侧滑角为  $0^\circ$ 。图 4 给出了计算得到的压力云图。

为了分析飞机在低速大襟翼偏度时的非常态



(a)  $Ma=0.75$



(b)  $Ma=0.5$

图 2 DLRF4 翼身组合体极曲线比较

Fig. 2 Results between computation and experiments for DLRF4

俯仰振荡,为此分析其平尾的法向力。把不同平尾迎角下的纵向气动力进行分析,图 5 给出了平尾法向力随迎角的变化情况。

从图 5 可以看到,平尾法向力在  $-6^\circ$  附近有一向上的转折,同时过转折后平尾法向力的斜率也有所减少,即平尾效率降低。为了分析其原因,通过油流线图分析其流场特性,图 6 给出了迎角为  $-2^\circ$  时的流谱图,可以发现,在该迎角时机身与平尾处无分离,属于正常状态,但当迎角超过  $-6^\circ$  时平尾下翼面与机身相融合处发生了分离,如图 7 所示。但该分离属于稳定的气泡式分离,所带来的后果是法向力突变,过突变后法向力斜率降低,并且随着负迎角增加法向力仍然处于线性增加,因而不属于失速分离,故仍然可以配平飞机。

通过上述模拟,可以清晰地看到,平尾在迎角  $-6^\circ$  以上流场无分离,但在  $-6^\circ$  及以下平尾下表面根部流场开始出现分离,但这种分离属于局部气泡式分离,没有引起平尾失速,  $-6^\circ$  时的分离区与

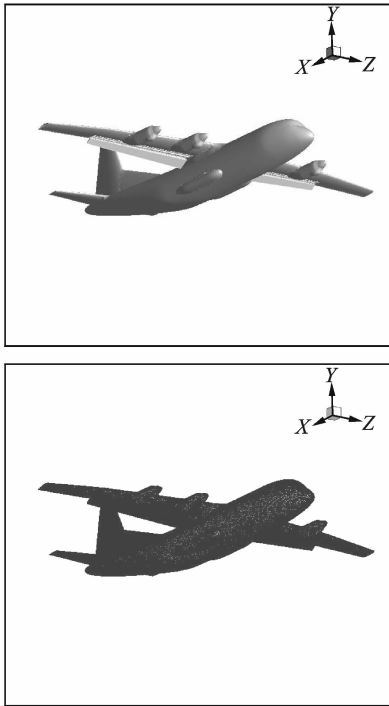


图 3 飞机模型及网格示意图

Fig. 3 Model and mesh for the aircraft

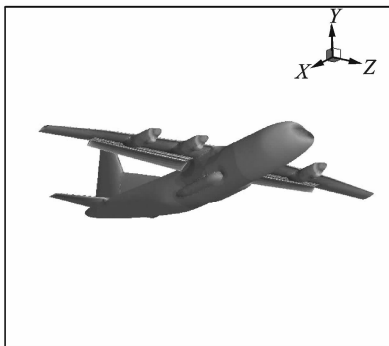


图 4 表面压力分布示意图

Fig. 4 Pressure contours for the aircraft

-10°的分离区大致相当。同时在平尾法向力上也反映出来,有分离后虽然法向力斜率变小,但是仍然呈现线性变化。上述局部分离现象在试验中得到验证。该试验在某低速风洞中进行,试验条件为襟翼 35°,马赫数为 0.3,平尾所处的迎角为 -6°,图 8 给出了试验得到的表面油流图。从图中可以看到,其分离特性与上述数值模拟得到的结果一致,说明在大襟翼偏度下,较强的下洗流将导致平尾下表面出现局部分离。

当平尾出现如图 5 所示的法向力突变时,在适当的时候将引起飞机非常态俯仰振荡现象(“啄食”现象)。下面对其原因进行分析。图 9 给出上述平尾气动特性图。当飞机处于 a 点时,给一扰动,

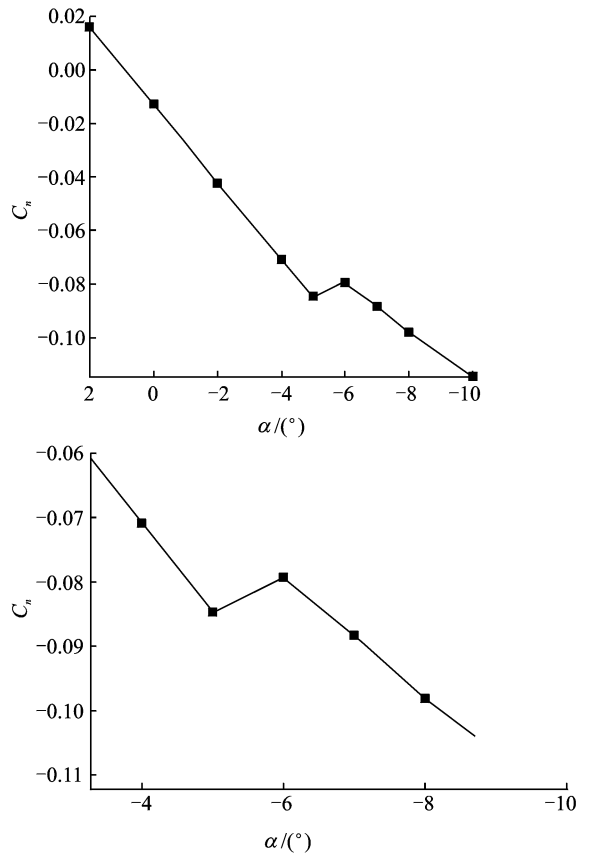


图 5 平尾法向力随迎角变化示意图  
Fig. 5 Normal forces for the horizontal tail

如飞机在襟翼 35°,当飞机加速时,因速度变大会引起下洗角增加,导致平尾向下的力增加,从而引起飞机抬头,将出现从 a 点向左移动,这时飞机负迎角减少,平尾真实负迎角减少,向下的法向力减弱,抬头趋势渐渐被抑制。但当过了 b 点飞机再抬头时会引起向下的法向力增加,加剧飞机抬头,使得飞机继续抬头,直到过了 c 点,飞机再抬头将引起平尾法向力减弱,抬头趋势被抑制,因有转动惯性直至出现抬头过度,这时因平尾向下的力大大减少而又开始低头,从 d 点开始向右运动,低头趋势随着负迎角增加而逐渐被抑制,但当到达 c 点再低头时因平尾的向下力的损失导致加剧低头,直到 b 点,因惯性的作用继续低头直到 a 点附近,这时因向下的法向力增加过大导致飞机又开始抬头,重新到达 b 点,重复上述过程而出现周而复始、类似于“啄食”的非常态俯仰振荡现象。在这过程中,因平尾表面出现分离也将导致驾驶杆抖动及杆力变轻等现象。在这一过程中,c-b 段起到加速作用,是导致飞机出现“啄食”非常态俯仰振荡的主要原因。如果无该加速段,因飞机本身具有的阻滞作用扰动将消失而不会出现飞机非常态俯仰振荡现象。

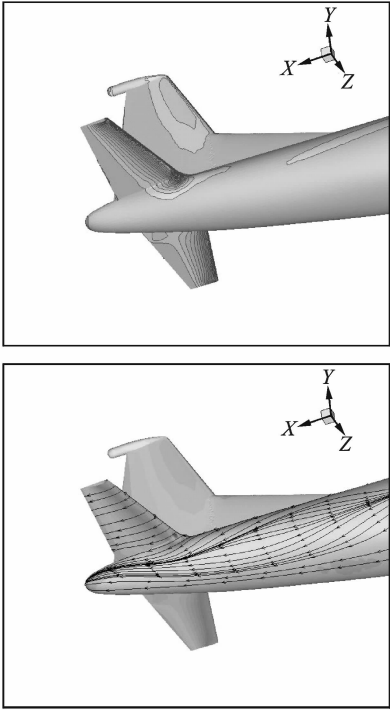


图6 平尾在迎角 $-2^\circ$ 时压力分布及表面迹线流线图  
Fig. 6 Pressure contours and stream lines for the horizontal tail at  $-2^\circ$

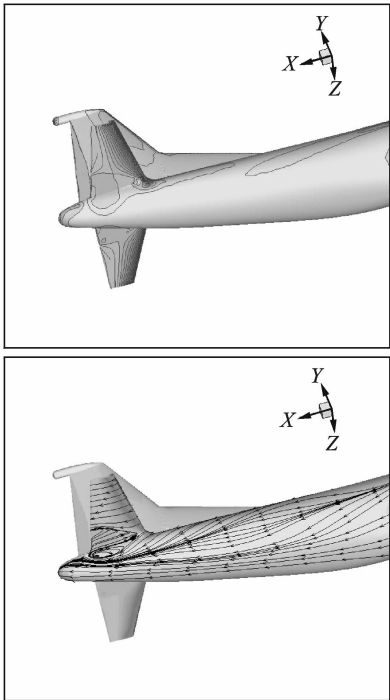


图7 平尾在迎角 $-6^\circ$ 时压力分布及表面迹线流线图  
Fig. 7 Pressure contours and stream lines for the horizontal tail at  $-6^\circ$

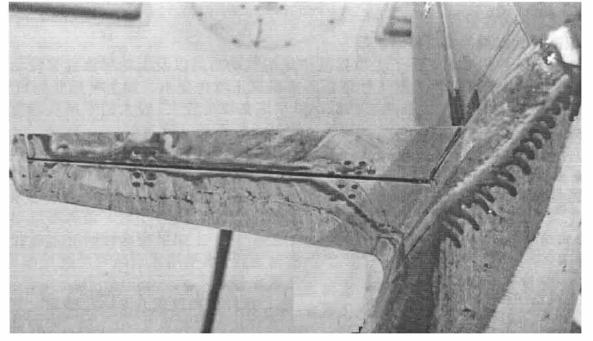


图8 平尾根部试验油流图(平尾迎角 $-6^\circ$ )

Fig. 8 Experimental stream lines for the horizontal tail at  $-6^\circ$

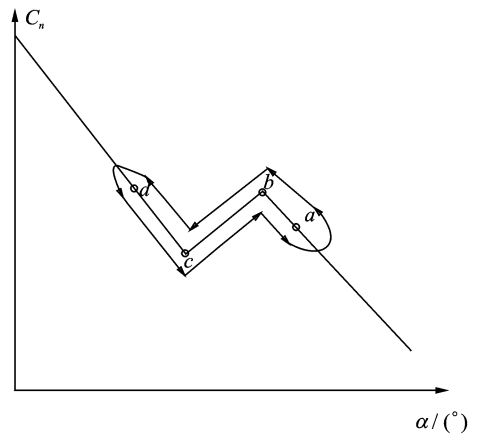


图9 平尾受力随当地迎角变化示意图

Fig. 9 Forces for the horizontal tail at different angles

现象在该飞机进行试飞时出现了非常态俯仰振荡。图10给出了该飞机在襟翼 $35^\circ$ 有扰动试飞时监测到的纵向过载情况,其中 $N_z$ 代表重心处的法向过载, $N_{zp}$ 代表座舱处法向过载。从图中反映出该飞机在襟翼 $35^\circ$ 有扰动时出现的非常态纵向振荡现象。该振荡周期大致在15s左右。在1230~1240s时其过载特点与上述分析得到的现象一致:刚开始法向过载有一定的减弱但突然又急剧增加,但过了一定的时间点后又变弱,这说明飞机在该状态下平尾所处的情况与上述分析得到的情况一致。

该现象的产生,主要是因为平尾根部与机身连接处的融合段对流场的干扰,该干扰导致该处流体抗流体逆压能力较差而出现分离气泡,该气泡虽然不带来平尾大面积失速,但产生该现象后对飞行员心理造成较大的影响,可能会导致飞行员的误操纵,因此该融合段的设计具有重要的意义,是该运输机接下来需要研究的重要气动问题之一。

从上面的分析可知,因该法向力分布特性使得飞机在某一特定区域出现非常态俯仰振荡。这种

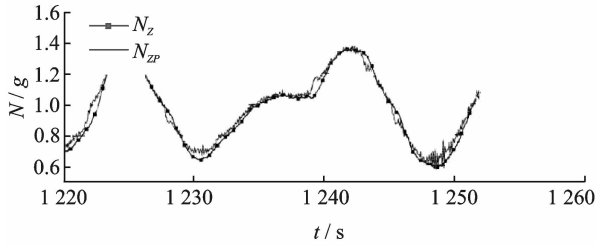


图10 纵向过载随时间变化图

Fig. 10 Normal acceleration for the aircraft at different time

### 3 结束语

运输飞机非常态俯仰振荡将给飞机带来一定的影响。因此,针对具体机型的特点,需要理解问题发生的机理。本文通过数值模拟、风洞试验及试飞等手段分析了某型飞机出现非常态俯仰振荡(飞机“啄食”)的原因,结果表明,在大襟翼偏度下,该飞机因平尾与机身融合处抗逆压梯度能力较低而引起平尾局部的气泡式分离,这一结论在风洞试验中也得到验证,该分离的出现导致飞机出现非常态俯仰振荡,该非常态俯仰振荡在试飞中也得到了体现。本文下一阶段的研究工作将采取合适的气动措施提高局部分离区抗逆压梯度的能力,从而消除在襟翼大偏度下的平尾局部气流分离,达到减少或者消除该类非常态俯仰振荡,提高该飞机的飞行品质。

#### 参考文献:

[1] 张涵信,袁先旭,叶友达,等. 飞船返回舱俯仰振荡的动态稳定性研究[J]. 空气动力学学报, 2002, 20(3): 247-258.  
Zhang Hanxin, Yuan Xianxu, Ye Youda, et al. Research on the dynamic stability of an orbital reentry

vehicle in pitching[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2002, 20(3): 247-258.

- [2] 文益民,许多生. 有翼导弹的动态稳定性分析[J]. 航天控制, 2001, 1(1): 28-35.  
Wen Yimin, Xu Duosheng. The analysis on dynamical stability of winged missile[J]. Aerospace Control, 2002, 1(1): 28-35.
- [3] 陆夕云,杨国伟,庄礼贤,等. 大攻角下有限振幅俯仰飞行的非线性动稳定性分析[J]. 空气动力学学报, 1999, 17(2): 149-157.  
Lu Xiyun, Yang Guowei, Zhuang Lixian, et al. Nonlinear dynamic stability analysis for the aircraft flying at high angles of attack[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1999, 17(2): 149-157.
- [4] 赵梦熊. 载人飞船返回舱的动稳定性[J]. 气动实验与测量控制, 1995, 9(2): 197-205.  
Zhao Mengxiong. The dynamic stability characteristics of capsule type re-entry vehicles[J]. Aerodynamic Experiment and Measurement & Control, 1995, 9(2): 197-205.
- [5] Williamson Larry. Monitoring flight operations using flight recorded data[R]. AIAA-89-2056, 1989.
- [6] Raymer D P. Aircraft design: A conceptual approach [M]. 2nd ed. Washington DC: AIAA Education Series, 1992.
- [7] Barth T J, Jespersen D C. The design and application of up-wind schemes on unstructured meshes [R]. AIAA-89-0366, 1989.
- [8] Osher S, Salomon F. Upwind difference schemes for hyperbolic systems of conservation laws[J]. Mathematics of Computation, 1982(28): 339-374.
- [9] Spalart P R. Trends in turbulence treatments [R]. AIAA-2000-2306, 2000.
- [10] Hemsch M J. Statistical analysis of CFD solutions from the drag prediction workshop [R]. AIAA-2002-0842, 2002.

