

# 机械式操纵飞机自动上舵成因分析及气动改善方法

刘艳<sup>1</sup>, 赵柯<sup>2</sup>, 黄江涛<sup>3</sup>

(1.西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072; 2.西安飞机设计研究所, 陕西 西安 710089; 3.中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

**摘要:**自动上舵是威胁飞行安全、适航取证中必须关注的问题。随着机械式操纵、非专业驾驶通用飞机市场的逐渐广阔,自动上舵问题仍具有重要的研究意义。以某中型运输机为例,通过分析其协调侧滑试飞数据及数值模拟流场,对该飞机自动上舵的成因进行了分析。在此基础上,提出了双三角背鳍与降低轴式补偿2种气动改善措施,数值模拟结果表明,前者可有效改善垂尾失速特性,但过强的方向舵前缘涡会导致方向舵压心前移,恶化自动上舵现象;后者虽可有效改善自动上舵现象,但会带来铰链力矩与脚蹬力的增加,需对传动比与调整片进行精细化设计。

**关键词:**自动上舵;流场数值模拟;铰链力矩;机械式操纵

**中图分类号:**V212.1 **文献标志码:**A **文章编号:**1000-2758(2018)03-0577-05

对于机械式操纵飞机来说,脚蹬力取决于其方向舵铰链力矩,脚蹬位移如果与脚蹬力同方向增加,则飞机航向操纵正常。如果在大侧滑状态下方向舵偏角增加到某个位置后,驾驶员不用进一步施力,脚蹬/方向舵会自动偏转到极限位置,即会发生一种“自动上舵”现象<sup>[1-2]</sup>。

自动上舵现象发生时,驾驶员需要反向施力才能防止方向舵自动偏到极限位置,当反向脚蹬力很大、超过驾驶员体力时,方向舵会停留在极限位置,丧失航向操纵,故该现象亦被称为“方向舵锁死”(rudder lock)<sup>[1,3]</sup>。

由于自动上舵与驾驶员的操纵习惯相反,需要大量精力来克服,且不可控的大方向舵偏角对飞行安全有潜在的危险性,因此飞行品质规范 GJB185-86<sup>[4]</sup>、运输类飞机适航标准第25部<sup>[5]</sup>及正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定第23部<sup>[6]</sup>均对自动上舵问题作了规定。

自动上舵问题只发生在纯机械式操纵系统飞机上,在电传操纵系统迅猛发展的近数十年,该问题的研究几乎一片空白。然而,目前仍有一定数量的机械式操纵飞机在役;出于可靠性考虑,很多电传操纵飞机采用了机械备份;随着低空空域的开放,采用机

械式操纵系统、驾驶者多为非专业飞行员的通用飞机将有广阔的市场<sup>[7]</sup>,因此自动上舵问题仍具有重要的研究意义与价值。

## 1 自动上舵

飞机保持一定侧滑角所需的方向舵偏角可由  $(C_{n\beta})_{\text{fix}} \cdot \beta + C_{n\delta r} \cdot \delta_r = 0$  确定<sup>[1]</sup>:

$$\delta_{r,\text{reqd}} = -\frac{(C_{n\beta})_{\text{fix}}\beta}{C_{n\delta r}} \quad (1)$$

在侧滑运动中,如果方向舵处于松浮状态,将呈现一个总铰链力矩为0的状态,此时方向舵的位置被称为浮动角:

$$\delta_{r,f} = -\frac{C_{h\beta}}{C_{h\delta r}} \quad (2)$$

式中,  $C_{h\beta} = \partial C_h / \partial \beta$ ,  $C_{h\delta r} = \partial C_h / \partial \delta_r$ 。

侧滑为正时,由  $C_{h\beta} > 0$ ,  $C_{h\delta r} < 0$  及公式(2)可知,方向舵浮动角也为正,反之亦然。保持侧滑所需方向舵偏角  $\delta_{r,\text{reqd}}$  与方向舵松浮角  $\delta_{r,f}$  随侧滑角  $\beta$  变化的曲线如图1示。

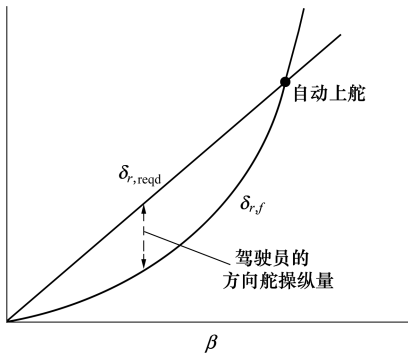


图 1 自动上舵示意图

大侧滑时,由于方向舵处的气流分离与失速,松浮角  $\delta_{r,f}$  会随侧滑角  $\beta$  超线性增长;当  $\beta$  达到某一值时,  $\delta_{r,f}$  会等于  $\delta_{r, reqd}$ ; 当  $\beta$  超过该值时,  $\delta_{r,f}$  会超过  $\delta_{r, reqd}$ , 驾驶员需要施反向力才能防止方向舵自动偏到极限位置<sup>[1]</sup>。此时飞机的航向操纵是反向的,当反向脚蹬力超过驾驶员体力时,方向舵会停留在极限位置,丧失航向操纵能力。

## 2 成因分析

本文将以某中型涡桨运输机为例,通过试飞数据分析与流场数值模拟对自动上舵成因进行分析。

### 2.1 试飞数据

图 2 给出了该飞机着陆构型下,速度 100 节时的协调侧滑试飞数据。横坐标为滚转角  $\phi$ , 纵坐标分别为脚蹬力  $F_p$  与方向舵偏角  $\delta_r$ 。其中,在协调侧滑过程中,飞机滚转角  $\phi$  近似正比于侧滑角  $\beta$ 。

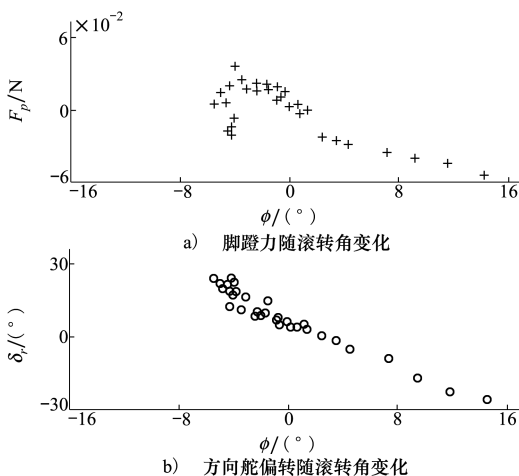


图 2 重心 31% 平均气动弦长, 速度 100 节, 着陆构型

可以看出,在小侧滑范围内,  $\delta_r$  与  $F_p$  与  $\phi/\beta$  近似呈线性关系;左侧滑较大时,  $\delta_r$  仍与  $\phi/\beta$  近似呈线性关系,但  $F_p$  随  $\phi/\beta$  变化的梯度明显变小,当  $\phi$  超过  $12^\circ$ ,  $\delta_r$  超过  $15^\circ$  时,脚蹬力由约 400 N 迅速减小,反向操纵力达约 -150 N。

此外,由图 2 也可以看出飞机在右侧滑时并未出现自动上舵情况,这主要是由于该飞机采用的是同向左旋涡桨发动机,不对称滑流导致飞机左右两侧的自动上舵趋势不同<sup>[8]</sup>。

### 2.2 流场分析

参考前文中的试飞数据,本文采用三维非定常雷诺平均 N-S 方程对着陆构型下的流动进行了数值模拟,计算状态如下:  $M = 0.1514$ ,  $\alpha = 6.5$ ,  $Re = 9 \times 10^6$ 。

表 1 给出了该构型与状态下不同方向舵偏角及侧滑角时的铰链力矩系数 CFD 计算结果。

表 1 着陆构型、速度 100 节时的铰链力矩系数

侧滑角/(°)	方向舵偏角/(°)	铰链力矩系数
0	10	0.008 3
-10	15	0.007 5
-20	20	0.000 6
-20	25	-0.001 6

可以看出,在大侧滑状态下,方向舵偏角超过一定值时,铰链力矩系数会由正变负,导致操纵力反向,自动上舵发生。

图 3~图 5 分别给出了不同侧滑角与方向舵偏角下,方向舵部位的空间流线图。

$\delta_r = 15^\circ, \beta = -10^\circ$  时,整个方向舵上只有翼根后缘出现了小的分离区,大部分区域仍保持附着流动,垂尾安定面上也没有分离区。空间流线表明背鳍部位拖出了分离涡,由于大部分流动形态仍为附着流动,并未对铰链力矩造成明显影响。

$\delta_r = 20^\circ, \beta = -20^\circ$  时,整个方向舵的背风面出现分离区,垂尾安定面上也出现了大面积分离区。空间流线表明背鳍部位拖出了分离涡,方向舵背风面流线非常紊乱。迎风一侧吸力峰值过高,使得压心前移,铰链力矩减小。

$\delta_r = 25^\circ, \beta = -20^\circ$  时,整个方向舵背风面及垂尾安定面的分离进一步加剧,使得压心进一步前移,导致铰链力矩反向,自动上舵现象发生。

综上所述可以发现,自动上舵问题主要由方向舵局

部气流分离,导致压心前移至铰链轴之前,使得铰链

力矩改变方向引起。

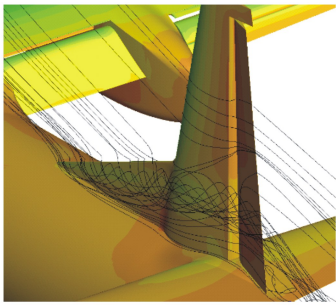


图3  $\delta_r = 20^\circ, \beta = -20^\circ$ 时的方向舵空间流线

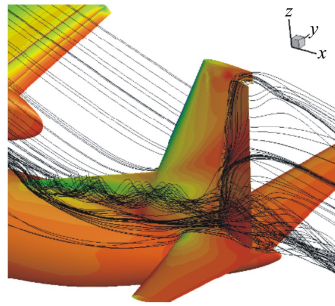


图4  $\delta_r = 20^\circ, \beta = -20^\circ$ 时的方向舵空间流线

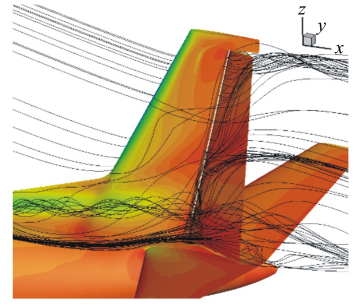


图5  $\delta_r = 25^\circ, \beta = -20^\circ$ 时的方向舵空间流线

### 3 改善方案

自动上舵发生在大方向舵偏角时,最直接的避免方式就是限制方向舵最大偏度。但这样会损失方向舵的操纵能力,并影响飞机的侧风起降性能、最小操纵速度、克服不对称推力及改出尾旋的能力。

由于自动上舵是局部气流分离使得铰链力矩反向导致的脚蹬力反向现象,因此可通过改善垂尾与方向舵失速特性,减小方向舵松浮角来改善。

#### 3.1 双三角背鳍

具有尖前缘的大后掠机翼,在不大迎角下,会在翼面上方形成一对稳定的旋涡,使上翼面(背风面)负压增大,产生涡升力并推迟失速<sup>[9]</sup>。

如果在垂尾与机身连接处增加背鳍,如图6所示,则既能增大垂尾面积,又能提高垂尾后掠角,在大侧滑情况下利用涡升力提高垂尾效率并延迟失速。

由于算例飞机在已有背鳍的情况下仍有自动上舵趋势,故可采用抗失速能力更强的双三角背鳍,如图7所示。

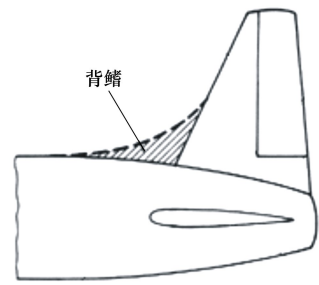


图6 背鳍示意图

对比图8与图9可以看出,原始背鳍诱导产生的涡系影响范围较小,对垂尾以及平尾气动特性的作用有限。采用双三角背鳍后,流过垂尾的气流首先在第二道三角背鳍处诱导产生类似边条涡的结构,然后流经第一道三角背鳍时与其上的主涡相互干扰甚至融合,因此涡系的稳定性以及强度都得到明显加强,而且影响范围扩大很多。正因为双三角背鳍构型下流经平垂尾的气流能量得到加强,平垂尾失速特性得到了明显的改善,提高了大侧滑下飞机的航向静稳定性。

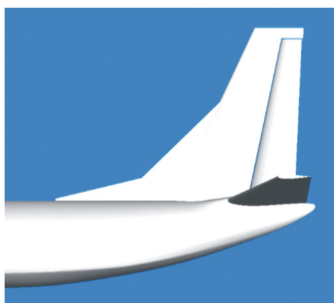


图7 双三角背鳍示意图

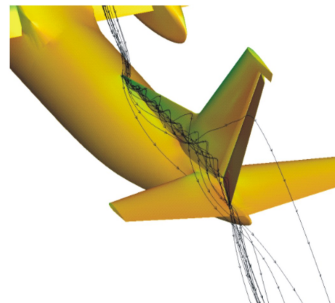


图8 原始布局空间流线

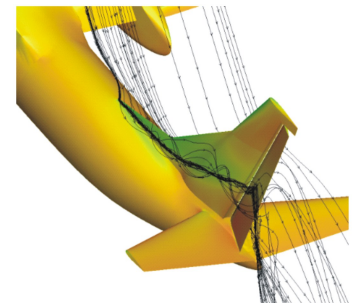


图9 双三角翼背鳍布局空间流线

然而,较强的左侧漩涡在改善垂尾及方向舵失速特性的同时,也使得方向舵左侧后缘压力降低,导致方向舵的压心在未失速的情况下前移、铰链力矩反向,反而使得"自动上舵"现象进一步恶化,如表 2 所示。

表 2 铰链力矩系数 CFD 计算结果

构型	铰链力矩系数
原始背鳍	-0.001 6
双三角翼	-0.002 9

### 3.2 降低轴式补偿

为降低脚蹬力,算例飞机除在方向舵上使用了调整片外,还采用了一定的轴式补偿,即将铰链轴后移,通过减小压心与铰链轴间的距离,降低铰链力

矩、减小脚蹬力。

图 10 表明,使用轴式补偿后,方向舵左偏时,前缘外露部分增多,流经该部分的气流偏折得更厉害,当地攻角增大,导致出现了过高的前缘吸力峰值,使得方向舵压心前移、铰链力矩反向,继而造成脚蹬力反向、自动上舵。

为此,本文将铰链轴稍向前移,降低方向舵轴式补偿,图 11 显示了降低轴式补偿后的方向舵压力分布。可以看出,轴式补偿的降低使得方向舵偏转后的右侧外露部分有所减少,此时流经该处的气流当地攻角也较小,前缘吸力峰值降低,图 12 的方向舵截面压力系数分布表明,前缘吸力峰值降低了约 25%。此外由于压力分布改变,压心位置向后移动,铰链力矩方向恢复正常,明显改善了自动上舵现象。

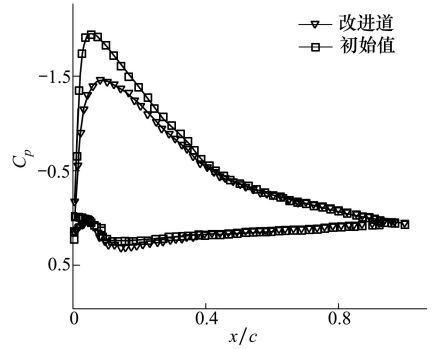
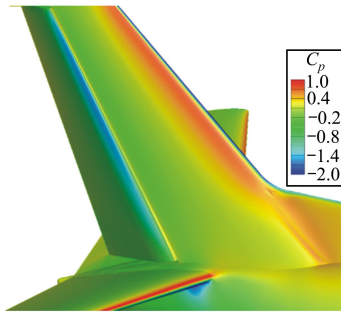
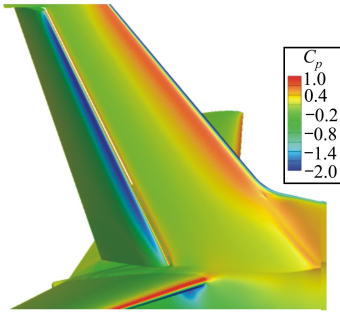


图 10 原始布局压力云图

图 11 降低轴式补偿布局的压力云图

图 12 轴式补偿降低前后方向舵截面压力分布对比

由于轴式补偿的功能是为了降低铰链力矩与脚蹬力,对于尺寸较大的飞机,如果通过降低轴式补偿来缓解自动上舵现象,势必会增加脚蹬力,因此除了需对补偿降低量进行精细化设计外,还应对方向舵通道的传动比及调整片进行适当调整,避免由于轴式补偿降低带来的铰链力矩及脚蹬力过大问题。

## 4 结 论

本文通过试飞数据分析及流场模拟对自动上舵的机理进行了分析:垂尾及方向舵处气流分离与失速造成的压心前移使得铰链力矩反向;同向旋转螺

旋桨或单螺旋桨带来的不对称滑流会使得左右两侧的自动上舵程度不同。

基于自动上舵的机理,分别从防止气流分离和压心前于铰链轴两个角度提出了双三角背鳍和降低轴式补偿两种气动改善措施。前者可改善垂尾气流分离特性,但同时增强了方向舵的涡强度,导致方向舵压心进一步前移。而后者可推迟压心前移使压心始终位于铰链轴之后,从而有效改善自动上舵现象,但会造成铰链力矩与脚蹬力的增加,影响驾驶员操纵感觉,需对补偿降低量、操纵传动比及调整面进行精细化设计。

## 参考文献:

- [1] Bandu Pamadi. Performance Stability Dynamics and Control of Airplanes[M]. Second Edition. Lamptons, AIAA Series, 2015
- [2] Malcolm J Abzug, E. Eugene Larrabee. Airplane Stability and Control. [M]. Second Edition. Landon, Cambridge University Press, 2009
- [3] 赵明禹. 民机横航向飞行品质试飞研究[D]. 西安:西北工业大学, 2000  
Zhao Mingyu, Lateral and Directional Flying Qualities of Civil Aircraft[D]. Xi'an, Northwestern Polytechnical University, 2000 (in Chinese)
- [4] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标准 CCAR25-R4[S]. 2008  
Civil Aviation Administration of China. Airworthiness Standards of Transport Aircraft CCAR25-R4[S]. 2008 (in Chinese)
- [5] 中国民用航空局. 正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定 CCAR23-R3[S]. 2004  
Civil Aviation Administration of China. Airworthiness Regulations of Aircrafts in Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Categories CCAR23-R3[S]. 2004 (in Chinese)
- [6] 国防科学技术工业委员会. 有人驾驶飞机(固定翼)飞行品质 GJB185-86[S]. 1986  
Commission of Science Technology and Industry for National Defense. Flying Qualities of Piloted Airplanes (Fixed Wing), GJB185-86[S]. 1986 (in Chinese)
- [7] 戴发山,孙波,龙春娥. 轻型飞机在中国通用航空市场的前景分析[J]. 改革与战略, 2012, 28(6): 151-153  
Dai Fashan, Sun Bo, Long Chun'e. The Prospect of Light Aircraft in China's General Aviation Market[J]. Reformation and Strategy, 2012, 28(6): 151-153 (in Chinese)
- [8] Ed Obert. Aerodynamic Design of Transport Aircraft[M]. Delft, Delft University Press, 2009
- [9] 段中喆,刘沛清. 某型螺旋桨滑流对机翼气动性能影响的数值研究[J]. 应用基础与工程科学学报, 2012, 20(suppl 1): 215-225  
Duan Zhongzhe, Liu Peiqing. Numerical Researches on the Aerodynamics Characteristics of a Wing Influenced by the Slipstream of Propellers[J]. Journal of Basic Science and Engineering, 2012, 20(suppl 1): 215-225 (in Chinese)

## Mechanism and Improve Methods of Rudder Lock for Mechanically Controlled Aircraft

Liu Yan<sup>1</sup>, Zhao Ke<sup>2</sup>, Huang Jiangtao<sup>3</sup>

- (1. College of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;  
2. AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China;  
3. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** Rudder Lock is a threat to flight safety, which should be carefully considered in the airworthiness certification. Since general aircrafts which are equipped with mechanical control system and controlled by unprofessional pilots becomes more and more popular, researches on rudder lock are still necessary. In this paper, a mechanically controlled medium sized transport is studied as an example. By analyzing the steady straight sideslip flight test data and flow field numerical simulation results, the mechanism of rudder lock is analyzed. Two aerodynamic improving methods including double-triangle dorsal fin and reducing set-back hinge balance are proposed. The flow field numerical simulation results show that double triangle dorsal fin can improve the stall characteristic of vertical tail, but the strong vortex will move the center of pressure forward, which worsens the rudder lock. Reducing set-back hinge balance can improve rudder lock effectively, while the hinge moment and rudder force will be increased, therefore the gearing ratio and tab should be carefully designed.

**Keywords:** rudder lock; flow field numerical simulation; hinge moment; mechanically control