

文章编号:1671-1637(2012)01-0045-05

## 飞机遭遇尾涡的安全性分析

韩红蓉<sup>1</sup>, 李娜<sup>2</sup>, 魏志强<sup>1</sup>

(1. 中国民航大学空中交通管理学院, 天津 300300; 2. 中国民航科学技术研究院, 北京 100028)

**摘要:**分析了飞机遭遇尾涡后的响应机理,建立了飞机受扰诱导力矩计算模型;综合考虑飞机阻尼特性、反应时间以及操纵品质等因素,建立了飞机滚转参数计算模型;以抖动失速作为飞机遭遇尾涡后改出过程的坡度角极限,建立了可接受最大坡度角计算模型。采用 Delphi7.0 计算了给定尾涡流场条件下的飞机受扰后滚转参数和尾涡安全间隔,分析了飞机质量、速度、高度容差以及初始坡度角对飞行安全的影响。分析结果表明:在速度一定时,飞机质量越大,可接受最大坡度角越小;在相同质量情况下,安全间隔随速度增加而缓慢减小,随高度容差的减小而减小,随初始坡度角增大而增大;安全间隔计算结果与国际民用航空组织(ICAO)标准数据之间的最大偏差是 1.56%,因此,计算方法正确。

**关键词:**飞行安全;尾涡;失速速度;尾涡流场;滚转坡度角

**中图分类号:**V328

**文献标志码:**A

## Safety analysis of aircraft encountering wake vortex

HAN Hong-rong<sup>1</sup>, LI Na<sup>2</sup>, WEI Zhi-qiang<sup>1</sup>

(1. School of Air Traffic Management, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

2. China Academy of Civil Aviation Science and Technology, Beijing 100028, China)

**Abstract:** The response mechanism of aircraft encountering wake vortex was analyzed, and the calculation model of induced moment was developed. The calculating model of aircraft's rolling parameters was constructed based on considering of the damping characteristics of aircraft, the response times, the handling qualities and so on. The calculation model of the accepted maximum bank angle was constructed based on the assumption that the buffet stall speed was posed as a critical limit in calculating the rolling progress. The rolling parameters and safe intervals of wake vortex under certain wake vortex's field condition were calculated by using Delphi7.0. The influences of aircraft mass, speed, altitude tolerance and initial bank angle on flight safety were analyzed. Research result shows that at a certain speed, the greater aircraft mass is, the smaller the accepted maximum bank angle is. The safe interval of aircraft with certain mass decreases with the increase of speed and the decrease of altitude tolerance, while it increases with the increase of initial bank angle. Comparing the data calculated by the models with ICAO standard data, the maximal deviation is 1.56%, which verifies the correctness of the computation method. 2 tabs, 5 figs, 15 refs.

**Key words:** flight safety; wake vortex; stall speed; wake vortex field; rolling bank angle

**Author resume:** HAN Hong-rong(1978-), female, lecturer, +86-22-24092446, hrhan\_lotus@163.com.

收稿日期:2011-09-12

基金项目:国家自然科学基金项目(60832012);中央高校基本科研业务费专项资金项目(ZXH2010D013)

作者简介:韩红蓉(1978-),女,内蒙古巴彦淖尔人,中国民航大学讲师,从事飞行性能与安全研究。

## 0 引 言

飞机在飞行中不慎进入前机所形成的尾涡流场后可能会发生倾斜、滚转、失速等影响飞行安全的情况<sup>[1]</sup>。为了获取第一手试验数据,美国国家航空航天局以 C130 飞机为前机,OV-110A 飞机为后机,进行了大量的飞行试验,测量了不同大气环境下的尾涡遭遇数据,建立了 230WVEs 数据库<sup>[2]</sup>。从 2000 年到 2003 年 5 月,欧洲管制中心建立了第 5 个 S-wake 项目技术框架和技术路线图,研发能实时评估和计算前、后机尾流安全间隔的软件工具,并进行了多次飞行试验<sup>[3-4]</sup>。

在尾涡遭遇的理论研究方面,Luckner 等对进近着陆阶段的安全间隔进行了研究,提出民用飞机在遭遇尾涡后的最大坡度角为  $10^\circ$ ,并以此作为确定安全间隔的依据<sup>[5]</sup>;Brandon 等通过对大量风洞试验的分析,研究飞机遭遇尾涡后的响应机理<sup>[6]</sup>;Padfield 等对旋翼飞机遭遇尾涡后的危险性进行了分析和研究<sup>[7-8]</sup>。中国在相关领域的研究成果较少:胡军等提出用最大滚转坡度角作为飞机遭遇尾涡后的临界情况<sup>[9]</sup>;冯志勇分析了尾流对后机飞行安全的影响<sup>[10]</sup>;徐肖豪等用大涡模拟方法对飞机进近中尾流进行了数值模拟,总结了空中交通管制中尾流间隔缩减技术<sup>[11-12]</sup>。

上述研究都是依据经验化的固定坡度角或诱导力矩系数作为飞机受扰后改出过程中的上限,没有考虑反应时间、飞机的横侧阻尼特性、飞机初始坡度角和飞机速度安全余量等因素的影响。基于对飞机遭遇尾涡后响应机理的分析,本文考虑飞机阻尼特性、操纵特性、反应时间、初始坡度角、真空速等参数对滚转过程的影响,计算了飞机受扰诱导力矩和滚转参数;提出以飞机抖动失速作为遭遇尾涡后整个改出过程中的临界限制值,并依此计算了可接受最大坡度角;以 Delphi7.0 开发工具对建立的模型进行仿真计算,并分析了飞机速度、高度以及初始坡度角等参数对飞机滚转过程中安全性的影响。

## 1 飞机受扰滚转参数计算

飞机不慎进入尾涡流场后,在流场诱导速度作用下,左、右机翼上的气动力会发生差异性改变,从而使飞机产生诱导滚转力矩,引起飞机的滚转。在滚转过程中,飞机的横侧稳定性会使其产生滚转阻尼力矩,阻止飞机的滚转,同时在飞行员的操纵下,飞机上的横侧操纵力矩也会使飞机的滚转减弱,并

恢复到原有的横侧平衡状态。

### 1.1 诱导滚转力矩

进入尾涡流场后,飞机机翼升力的变化为<sup>[5]</sup>

$$\Delta L = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \int_{-\frac{B}{2}}^{\frac{B}{2}} C'(y) b(y) dy \quad (1)$$

$$C'(y) = f \Delta \alpha(y) = f \arctan \left[ \frac{V(y)}{V_\infty} \right] \approx f \frac{V(y)}{V_\infty} \quad (2)$$

式中: $\Delta L$  为升力变化量; $\rho$  为大气密度; $V_\infty$  为飞机真空速; $b(y)$  为翼弦长度; $B$  为飞机翼展; $y$  为翼弦的展向坐标; $C'(y)$  为升力系数变化量,与迎角变化量和升力线斜率有关; $f$  为升力线斜率; $V(y)$  为尾涡流场在飞机机翼剖面上的诱导速度; $\Delta \alpha(y)$  为尾涡诱导速度引起的后机机翼剖面上迎角变化量。

将式(2)代入式(1),整理后沿翼展方向积分可得飞机诱导力矩  $R$  为

$$R = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \int_{-\frac{B}{2}}^{\frac{B}{2}} f \frac{V(y)}{V_\infty} b(y) y dy = \frac{1}{2} \rho V_\infty f \int_{-\frac{B}{2}}^{\frac{B}{2}} V(y) b(y) y dy \quad (3)$$

对于目前常用的后掠翼飞机,机翼剖面翼弦长度可近似为<sup>[5]</sup>

$$b(y) = b_r \left[ 1 - \frac{2|y|(1-\lambda)}{B} \right] = \frac{2S[B+B\lambda-2|y|(1-\lambda)]}{B^2(1+\lambda)} \quad (4)$$

式中: $b_r$  为翼根处的弦长; $\lambda$  为梢根比; $S$  为机翼面积。

将式(4)代入式(3)后,可进一步推导出诱导滚转力矩系数  $M_1$  为

$$M_1 = \frac{2R}{\rho V_\infty^2 SB} = \frac{2f}{V_\infty B^3(1+\lambda)} \int_{-\frac{B}{2}}^{\frac{B}{2}} V(y) y [B+B\lambda-2|y|(1-\lambda)] dy \quad (5)$$

### 1.2 滚转角加速度

在滚转力矩计算公式基础上,考虑飞机滚转阻尼特性、操纵特性、反应时间的影响,得到滚转角加速度  $\dot{p}$  为

$$\dot{p} = \frac{\rho V_\infty B^4 M_2 p}{4IA} + \frac{\rho V_\infty^2 B^3 [M_1 - M_3 H(t_1 - t_2)]}{2IA} \quad (6)$$

$$H(t_1 - t_2) = \begin{cases} 1 & t_1 \geq t_2 \\ 0 & t_1 < t_2 \end{cases} \quad (7)$$

式中: $p$  为滚转角速度; $M_2$  为滚转阻尼力矩系数; $M_3$  为滚转操纵力矩系数; $I$  为飞机滚转转动惯量; $A$  为展弦比; $t_1$  为飞机遭遇尾涡的时间; $t_2$  为反应时间; $H(t_1 - t_2)$  为单位阶跃函数。

### 1.3 滚转最大坡度角

由式(6)、(7)可以推导出飞机在遭遇尾涡后的加速度、速度以及坡度角与时间之间的关系,进而可

$$\gamma_{\max} = \begin{cases} \left( \frac{p_0}{k_1} + \frac{k_2}{k_1^2} \right) (e^{k_1 t_1} - 1) - \frac{k_2}{k_1} t_1 + \gamma_0 & t_1 < t_2 \\ \left( \frac{p_0}{k_1} + \frac{k_2}{k_1^2} \right) (e^{k_1 t_1} - 1) + \frac{k_2 M_3 [1 - e^{k_1 (t_1 - t_2)}]}{k_1^2 M_1} - \frac{k_2 t_1}{k_1} + \frac{k_2 M_3 (t_1 - t_2)}{k_1 M_1} + \gamma_0 & t_1 \geq t_2 \end{cases} \quad (8)$$

$$\begin{cases} k_1 = \frac{\rho V_{\infty}^2 B^2 S M_2}{4I} \\ k_2 = \frac{\rho V_{\infty}^2 B S M_1}{2I} \end{cases} \quad (9)$$

式中: $\gamma_{\max}$ 为飞机受扰滚转过程中的最大坡度角; $p_0$ 和 $\gamma_0$ 分别为飞机刚进入尾涡流场时的滚转角速度和坡度角。

### 1.4 滚转转动惯量

在飞机遭遇尾涡后的运动分析中,飞机的滚转转动惯量 $I$ 是一个很重要的参数<sup>[13]</sup>,但目前飞机公司不对外公布,为此可以通过量纲为1的回转半径来估算飞机相对于中心惯性主轴的惯性矩,然后再分析飞机的滚转运动过程,即

$$I = \frac{mgB^2\bar{Q}^2}{4} \quad (10)$$

式中: $m$ 为飞机质量; $g$ 为重力加速度; $\bar{Q}$ 为量纲为1的回转半径,可以由表1所列经验值近似得出<sup>[5]</sup>。

表 1 回转半径

Tab. 1 Gyration radii

发动机类型	飞机类型	$\bar{Q}$
螺旋桨式	单发螺旋桨式	0.25
	双发螺旋桨式	0.34
	双发涡轮螺旋桨式	0.22
喷气式	单发式,装在机身	0.24
	双发式,装在机翼	0.25
	四发式,装在机翼	0.31
	军用运输机	0.22
	战斗机	0.23
	重型轰炸机	0.34

### 1.5 可接受最大坡度角

现行的计算方法是根据经验选取固定的最大坡度角作为尾涡安全间隔计算依据,但飞机在终端区飞行时,受空中交通间隔、飞行姿态、飞机构型以及飞行高度等因素的影响,飞机的真空速及对应的速度安全余量也不尽相同,因此,按照固定坡度角来计算尾涡安全间隔在绝大多数的有利飞行条件下(高空、高速、净外形等)显得较为保守,而在不利飞行条

以计算出在整个受扰滚转过程中飞机的最大坡度角。对式(6)进行简化和积分处理后代入式(7),整理可得

件下,无法确保飞机进入尾涡流场的安全性。

在飞机遭遇尾涡后的滚转改出过程中,由于升力损失而造成的抖动失速速度增大<sup>[14]</sup>,因此,本文考虑一定的安全系数,提出以飞机不出现抖动失速为临界条件的可接受最大坡度角

$$mg = L \cos(\gamma) = \frac{\rho V_b^2 SC_1}{2} \cos(\gamma) \quad (11)$$

式中: $L$ 为升力; $C_1$ 为抖动升力系数; $V_b$ 为抖动速度。可接受最大坡度角 $\gamma_a$ 为

$$\gamma_a = \arccos\left(\frac{2mgk}{\rho SC_1 V_{\infty}^2}\right) = \arccos\left(\frac{V_b^2 k}{V_{\infty}^2}\right) \quad (12)$$

式中: $k$ 为安全系数(大于1.0)。

根据可接受最大坡度角的数值,可以进一步计算出两机之间的安全间隔。

## 2 仿真结果分析

形成尾涡流场的前机为B767-300,以最大升阻比速度飞行,飞行高度为600 m;进入尾涡流场的后机为B737-800飞机,飞行高度与形成尾涡流场的前机相同。表2给出了不同前机质量时,按照文中模型的安全距离间隔计算结果与国际民用航空组织(ICAO)标准安全距离间隔之间的对比数据。在常

表 2 安全间隔对比

Tab. 2 Comparison of safe intervals

B767-300 质量/t	计算结果/m	ICAO 标准/m	相对误差/%
159.0	9 116	9 260	-1.56
160.5	9 134		-1.36
162.0	9 153		-1.16
163.5	9 171		-0.96
165.0	9 208		-0.56
166.5	9 227		-0.36
168.0	9 246		-0.15
169.5	9 264		0.04
171.0	9 283		0.25
172.5	9 301		0.44
174.0	9 338		0.84
175.5	9 357		1.05
177.0	9 375		1.24

用质量范围内,相对误差基本在 1.5% 以内,说明文中计算方法的正确性。

下面以质量为 95 t 的 B757-200 为前机,以最大升阻比速度飞行,飞行高度为 600 m;B737-800 为进入尾涡流场的后机,飞行高度与前机相同,对尾涡安全间隔的影响因素进行了对比分析。飞机在改出过程中,在不同飞机质量情况下,可接受最大坡度角和安全系数之间的关系见图 1,飞机表速为  $80 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ ,其他参数同上。由图 1 可以看出:安全系数越大,计算结果越保守,  $\gamma_a$  越小;在一定速度下,飞机质量越大,则飞机的失速速度也就越大,  $\gamma_a$  越小。在飞机刚进入尾涡流场时,滚转角速度和坡度角不同的情况下,其遭遇尾涡后改出过程中坡度角随时间  $t_1$  的变化关系见图 2。可以看出:初始坡度角越大,改出时间越长,最大坡度角越大;初始滚转角速度增大,改出时间和最大坡度角也都增大。

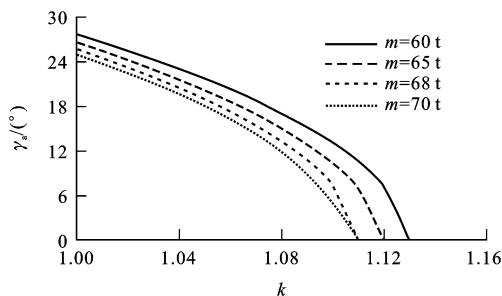


图 1  $\gamma_a$  和  $k$  的关系

Fig. 1 Relationship between  $\gamma_a$  and  $k$

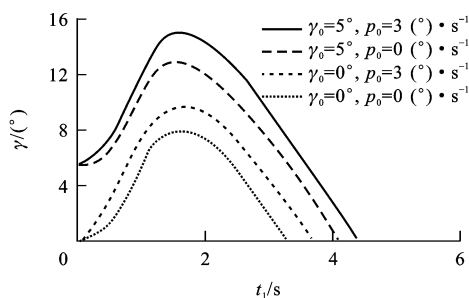


图 2  $\gamma$  和  $t_1$  关系曲线

Fig. 2 Relationship between  $\gamma$  and  $t_1$

飞行速度对尾涡安全间隔的影响见图 3,其中  $T$  为时间间隔,  $D$  为距离间隔。两机之间的安全间隔与前、后机质量、速度、相对位置、遭遇尾涡的方式、飞机操纵性与稳定性、后机的高度保持能力以及大气环境等有关。为保守起见,假设后机的高度与理论航迹的偏差在高度容差之内(取最坏的情况),后机向一侧偏移,刚好处在前机尾涡涡核之中。在计算时,进入流场的后机为 B737-800 飞机,质量为 65 t,飞行高度与形成尾涡流场的前机相同。由图 3

可以看出:间隔随着速度增加而缓慢减小。其原因是在尾涡流场中的诱导下沉速度一定时,后机速度越大,诱导速度对后机翼剖面迎角的影响越小,因此,安全间隔也越小。

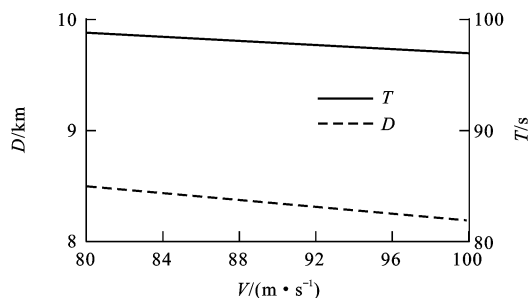


图 3 飞机速度和安全间隔的关系

Fig. 3 Relationship between aircraft speed and safe intervals

飞机初始坡度角对安全间隔的影响见图 4。随着  $\gamma_0$  的增大,安全时间间隔和距离间隔都增加。当飞机所处的涡核旋转方向与飞机转动方向相反时,有利于飞机的改出;但当飞机所处的涡核旋转方向与飞机本身滚转方向相同时,对飞机的改出是不利的<sup>[15]</sup>。由于飞机航迹的横侧偏移具有随机性,因此,在计算时考虑最坏的情况(即飞机转动方向与涡核旋转方向相同),所以安全间隔随坡度角增大而增大。

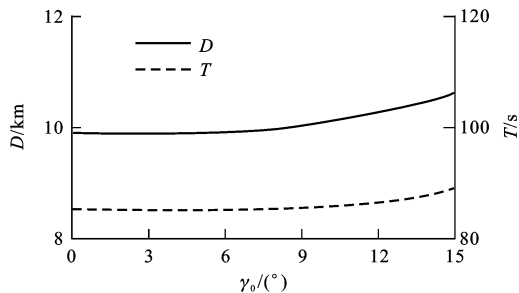


图 4 初始坡度角和安全间隔的关系

Fig. 4 Relationship between initial bank angle and safe intervals

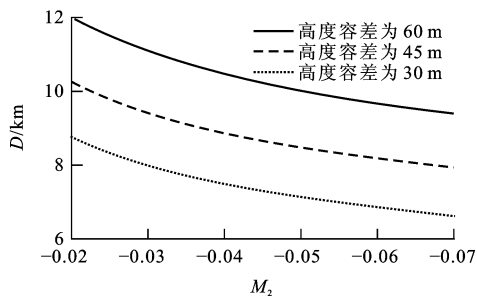


图 5  $M_2$  和  $D$  的关系

Fig. 5 Relationship between  $M_2$  and  $D$

不同高度容差下,飞机阻尼力矩系数和安全距离间隔的关系见图 5。飞机阻尼力矩系数绝对值越大,则在遭遇尾涡后的改出就越快,因此,安全距离

间隔越小;高度容差越小(飞机高度保持能力越强),在相同高度上飞机与涡核的垂直距离越大,所受影响越小,因此,安全距离间隔随着高度容差的减小而减小。

### 3 结 语

通过对飞机遭遇尾涡后响应机理的分析,综合考虑飞机阻尼特性、操纵特性、反应时间、初始坡度角以及真空速等参数对滚转过程的影响,建立了飞机受扰参数计算模型,然后提出以飞机抖动失速作为遭遇尾涡后整个改出过程中的临界限制值,并依此来计算可接受最大坡度角和飞机安全间隔。安全间隔计算结果与 ICAO 标准数据的偏差基本在 1.5% 以内,说明文中计算方法是正确的。同时,文中安全距离间隔计算方法考虑了飞机质量、速度、高度容差以及初始坡度角等参数对飞行安全的影响,与实际结果更为贴近,可用于动态尾涡间隔系统的研究。

### 参 考 文 献 :

#### References :

- [1] 魏志强,徐肖豪.飞机尾涡流场的建模与仿真计算研究[J].交通运输系统工程与信息,2010,10(4):186-191.  
WEI Zhi-qiang, XU Xiao-hao. Modeling and simulating of flow field for aircraft wake vortex[J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2010, 10(4): 186-191. (in Chinese)
- [2] VICROY D D, VIJGEN P M, REIMER H M, et al. Recent NASA wake-vortex flight tests, flow-physics database and wake-development analysis [C] // AIAA. World Aviation Congress and Exposition. Anaheim: AIAA, 1998: 1-14.
- [3] LIOT D. Wake vortex encounter model implementation and validation in the online (piloted) flight simulation environment[R]. Toulouse: WAVENC Technical Note TN-19, AM Airbus, 2000.
- [4] DE BRUIN A C, SPEIJKER L J P, MOET H, et al. S-wake: assessment of wake vortex safety[R]. Amsterdam: National Aerospace Laboratory NLR, 2003.
- [5] LUCKNER R, HÖHNE G, FUHRMANN M. Hazard criteria for wake vortex encounters during approach[J]. Aerospace Science and Technology, 2004, 8(8): 673-687.
- [6] BRANDON J M, JORDAN F L, STUEVER R A, et al. Application of wind tunnel free-flight technique for wake vortex encounters[R]. Washington DC: NASA, 1997.
- [7] PADFIELD G D, MANIMALA B, TURNER G P. A severity analysis for rotorcraft encounters with vortex wakes[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2004, 49(4): 445-456.
- [8] LAWRENCE B, PADFIELD G D. Wake vortex encounter severity for rotorcraft in approach and landing[R]. Florence: 31st European Rotorcraft Forum, 2005.
- [9] 胡 军,徐肖豪.空中交通中尾流间隔的研究[J].中国民航学院学报,2002,20(4):1-5.  
HU Jun, XU Xiao-hao. Wake vortex separation of ATC[J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2002, 20(4): 1-5. (in Chinese)
- [10] 冯志勇.尾流对飞行的影响及安全间隔研究[D].成都:西南交通大学,2007.  
FENG Zhi-yong. How wake vortexes affect the flights and safety separation research[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2007. (in Chinese)
- [11] 徐肖豪,赵鸿盛,杨传森,等.飞行进近中尾流的大涡数值模拟[J].南京航空航天大学学报,2010,42(2):179-184.  
XU Xiao-hao, ZHAO Hong-sheng, YANG Chuan-sen, et al. Large eddy simulation of wake vortex during approach[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 42(2): 179-184. (in Chinese)
- [12] 徐肖豪,赵鸿盛,王振宇.尾流间隔缩减技术综述[J].航空学报,2010,31(4):655-662.  
XU Xiao-hao, ZHAO Hong-sheng, WANG Zhen-yu. Overview of wake vortex separation reduction systems[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(4): 655-662. (in Chinese)
- [13] POIREL D, PRICE S J. Bifurcation characteristics of a two-dimensional structurally non-linear airfoil in turbulent flow[J]. Nonlinear Dynamics, 2007, 48(4): 423-435.
- [14] BROWN A. The impact upon aircraft airworthiness design from encounters with discrete vortices [C] // AIAA. 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno: AIAA, 2006: 1-19.
- [15] CROW S C. Stability theory for a pair of trailing vortices[J]. AIAA Journal, 1970, 8(12): 2172-2179.