

文章编号: 1001-3806(2022)04-0460-06

## 基于雷达探测数据的 ARJ21 尾流遭遇响应研究

潘卫军, 殷浩然, 罗玉明, 王昊

(中国民用航空飞行学院 空中交通管理学院, 广汉 618307)

**摘要:** 为了缩减 ARJ21 飞机与前机的尾流间隔、提高空域容量和机场运行效率, 采用基于机场激光测风雷达实际探测飞机尾流数据, 结合国产客机 ARJ21 空气动力学响应模型, 进行了理论分析和实验验证, 取得了 ARJ21 飞机在不同前机尾流作用下受到的气动力和力矩随时间的变化情况。结果表明, ARJ21 飞机作为后机跟随重型机 B747, 间隔 9.3km, 此时处于无颠簸状态, 滚转力矩系数小于极限范围; ARJ21 飞机作为后机跟随中型机 A320、B737, 间隔 6km, 此时处于无颠簸状态, 滚转力矩系数小于极限范围。此研究结果说明 ARJ21 飞机尾流间隔具有一定的缩减空间。

**关键词:** 激光技术; ARJ21 飞机尾流间隔; 空气动力学模型; 尾流遭遇; 尾流安全

**中图分类号:** O355; TN958.98 **文献标志码:** A **doi:** 10.7510/jgjs.issn.1001-3806.2022.04.004

## Research on ARJ21 wake encounter response based on radar detection data

PAN Weijun, YIN Haoran, LUO Yuming, WANG Hao

(Air Traffic Management Institute, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China)

**Abstract:** In order to reduce the wake separation between a ARJ21 aircraft and its front aircraft and to improve the airspace capacity and airport operation efficiency, theoretical analysis and experimental verification were carried out based on the actual detection of aircraft wake vortex data by airport wind lidar combined with the domestic aircraft ARJ21 aerodynamic response model. The aerodynamic force and moment of a ARJ21 aircraft under the action of different front aircraft wake were obtained. The results show that the ARJ21 is in no bump state when follows a B747 with an interval of 9.3km, and the rolling moment coefficient is less than the limit range. When follows a A320 or B737 with an interval of 6km, the ARJ21 is in the state of no turbulence, and the rolling moment coefficient is less than the limit range. The results show that the wake separation of a ARJ21 aircraft has a certain reduction space.

**Key words:** laser technique; ARJ21 aircraft wake interval; aerodynamic model; wake encounter; wake safety

### 引言

ARJ21 新支线飞机是我国首次按照国际民航规章自行研制、具有自主知识产权的中短程新型涡扇支线客机。ARJ21 飞机外形不同于常规的民航客机, 采用了尾吊式发动机和高水平尾翼, 因此飞机的操纵性能和气动外形也有所不同, 同时因为缺乏 ARJ21 飞机尾流遭遇的响应研究, 导致在实际的管制运行中, ARJ21 会与前机保持比较大的尾流间隔, 这大大限制了空域和机场的运行效率。

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(U1733203); 民航专业项目(TM2019-16-1/3); 四川省科技计划资助项目(2021YFS0319); 中央引导地方科技发展项目(2020ZYD094)

作者简介: 潘卫军(1968-), 男, 博士, 教授, 现主要从事交通运输、计算机仿真方面的研究。

E-mail: 675702767@qq.com

收稿日期: 2021-06-30; 收到修改稿日期: 2021-07-30

国外对飞机尾流遭遇的研究起步比较早, 欧盟在 2000 年就进行了尾流遭遇的数值模拟研究和真机试验, 开发出了尾流遭遇模型和风险评估系统<sup>[1-2]</sup>。美国在开发飞机尾流间隔系统(aircraft vortex spacing system, AVOSS<sup>[3]</sup>)时, 也进行了尾流遭遇研究。FISCHENBERG<sup>[4]</sup>提出了一种评估尾流遭遇模型(也称气动干扰模型)精度的方法, 并对仿真结果进行了分析, 实现了条带状模型的扩展。LUCKNER 等人<sup>[5]</sup>研究了在着陆进场期间, 如何为尾流遭遇调查准备有人驾驶的飞行模拟, 以及如何将结果用于危险标准的制定。SARPKAYA<sup>[6]</sup>提出了一种新的涡衰减模型, 用于预测飞机尾流在实际环境条件(湍流、侧风、逆风、切变效应和地面效应)下的耗散情况。国内在尾流遭遇方面也有比较多研究, 本文作者<sup>[7]</sup>曾通过综合考虑飞机自身稳定性和操纵特性以及飞行员反应时间, 提出了飞机尾流遭遇的动态响应模型; HU<sup>[8]</sup>进行了飞机尾流遭

遇响应与危险性评估方法研究;ZHAO 等人<sup>[9]</sup>通过构建飞机尾流遭遇强度消散和诱导滚转力矩系数模型,对航空器尾流重新分类标准进行了安全性评估。

国内外对后机遭遇前机尾流已经进行了大量研究,但是由于缺乏 ARJ21 的空气动力学响应模型,尚没有针对 ARJ21 的尾流遭遇研究。因此本文中根据尾流实际探测数据提取不同前机的尾流速度大小分布,并结合构建的 ARJ21 尾流遭遇的气动力和力矩响应模型,计算 ARJ21 飞机在不同前机尾流作用下受到的气动力和力矩随时间的变化情况。

### 1 前机尾流垂直速度的提取

作者在深圳宝安国际机场进行了实地探测,尾流探测数据采集的时间段为 2021-03-05 ~ 2021-03-17。实地探测时采用的是激光测风雷达,雷达安放位置如图 1a 所示,分别位于 A 点和 D 点。A 点垂直于 16 跑道中线延长线 255m,相交于 B 点。CB 线段为 16 跑道中线延长线,长 4600m。D 点垂直于 15 跑道中线延长线 190m,相交于 E 点。FE 线段为 15 跑道中线延长线,长 1500m。图 1b 为雷达实际工作时的场景,图 1c 为现场探测时数据获取的场景。

根据探测时所记录的航班时刻表,本文中选择了 4 种机型作为前机来提取尾流的速率分布,这 4 种机型分别为 B747、A333、A320 和 B737,表 1 为以上 4 种

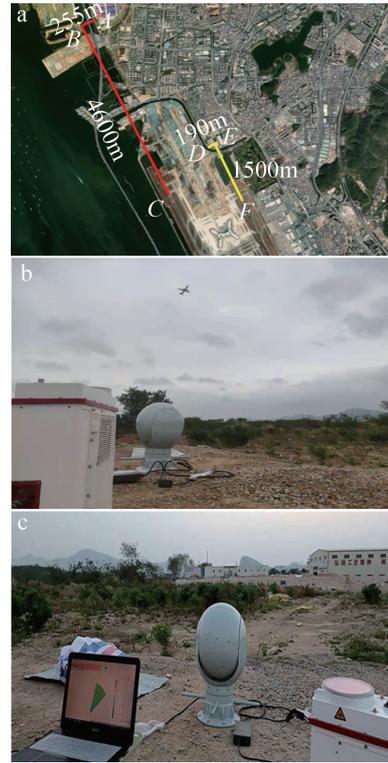


Fig. 1 Real scene of field detection

a—radar placement position b—radar actual working scene c—radar acquisition data scene

机型的具体参数<sup>[9-13]</sup>。表 1 中,  $b_i$  为初始尾涡间距,  $r_i$  为初始涡核半径,  $v_i$  为特征速率,  $t_i$  为特征时间,  $\varepsilon$  为湍流耗散率,  $\varepsilon^*$  为涡核耗散率,  $t^*$  为近涡阶段持续时间。

Table 1 Aircraft type parameters

aircraft type	wing area/ m <sup>2</sup>	wingspan/ m	$b_i$ /m	$r_i$ /m	$v_i$ / (m · s <sup>-1</sup> )	$t_i$ /s	$\varepsilon$ / (m <sup>2</sup> · s <sup>-3</sup> )	$\varepsilon^*$ / (s · m <sup>-2</sup> ) <sup>1/3</sup>	$t^*$ /s	aircraft type classification
B744	560.0	64.4	50.6	2.6	1.9	28.6	0.502	1.60	16.2	heavy
A333	361.6	60.3	47.4	2.5	1.7	27.2	0.484	1.63	15.2	heavy
A320	122.6	34.1	26.8	1.4	2.2	12.2	0.686	1.21	8.6	medium
B737	125.0	35.8	28.1	1.5	1.6	17.6	0.782	1.75	9.3	medium

本文中选取 2021-03-15 的雷达探测的数据,筛选对应机型数据,对数据进行处理,提取雷达探测速度的前三大正负向速度值,得到探测范围内 4 种机型的尾流径向速度值。图 2a 为 B744 机型在探测范围内对应的风速值,探测时间约为 60s;图 2b 为 A333 机型在探测范围内对应的风速值,探测时间约为 120s;图 2c 为 A320 机型在探测范围内对应的风速值,探测时间约为 110s;图 2d 为 B737 机型在探测范围内对应的风速值,探测时间约为 55s,其中每幅图数据的峰值处即表示探测到对应机型产生尾流的数据。

雷达探测模式为距离高度指示器(range height indicator, RHI)模式<sup>[14]</sup>,将探测数据可视化如图 3 所示。

图 3a~图 3d 为 B744 飞机在探测范围内不同探测时间段的 RHI 尾流图,横轴表示距雷达的水平距离,纵轴表示距雷达的垂直高度,雷达探测范围为 750m,飞机尾流在图中的(350,250)处出现并向左下方下沉。图中红色色标表示正向速度,蓝色色标表示负向速度。

### 2 ARJ21 空气动力学响应模型

后机遭遇前机尾流的主要方式<sup>[15]</sup>有跟随前机飞行时的尾流遭遇和横穿前机航迹时的尾流遭遇,每一种情况又分为在左右尾涡中间的遭遇和在单涡外侧的遭遇两种情形。在跟随前机时,前机尾流主要会引起后机的升力变化、滚转力矩变化和高度变化,而横穿前

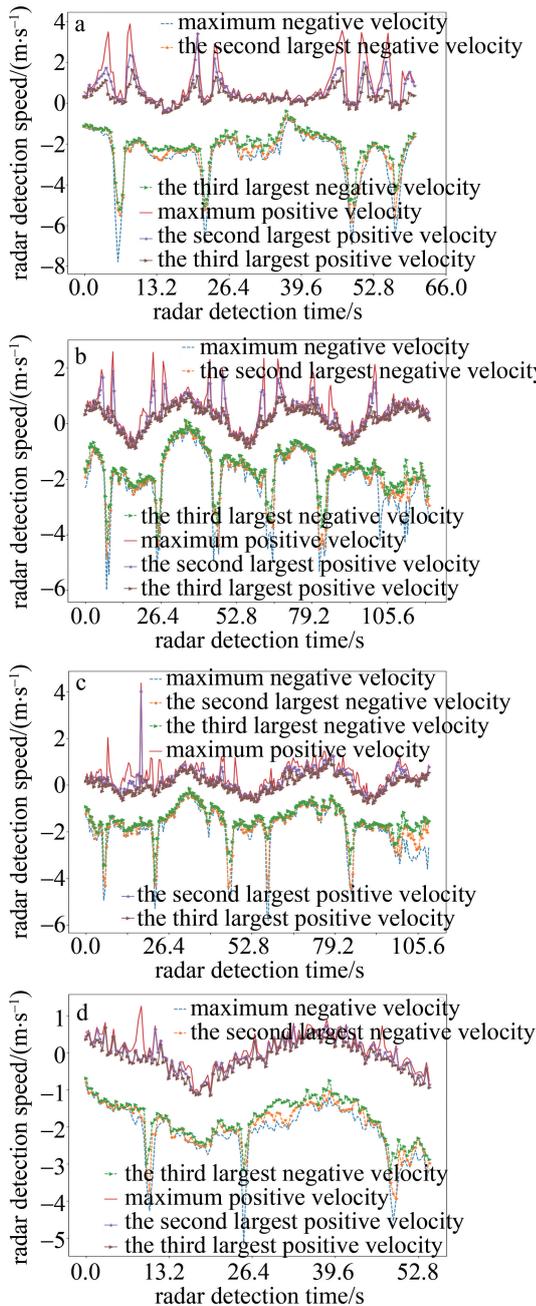


Fig. 2 Radar detection velocity chart  
a—B744 b—A333 c—A320 d—B737

机尾流时,主要引起后机的升力、俯仰力矩和高度变化。本文中给出了 ARJ21 遭遇前机尾流时受到的力和力矩计算方法,同时给出了 ARJ21 简化的受力模型。

## 2.1 机体受力计算

机翼升力变化量的计算<sup>[13]</sup>如下式所示:

$$\Delta L = \frac{1}{2} \rho v^2 \int_{-\frac{B}{2}}^{\frac{B}{2}} C_L'(y) l(y) dy \quad (1)$$

$$C_L'(y) = f \Delta \alpha(y) = f \arctan \left[ \frac{v_v(y)}{v} \right] \approx f \frac{v_v(y)}{v} \quad (2)$$

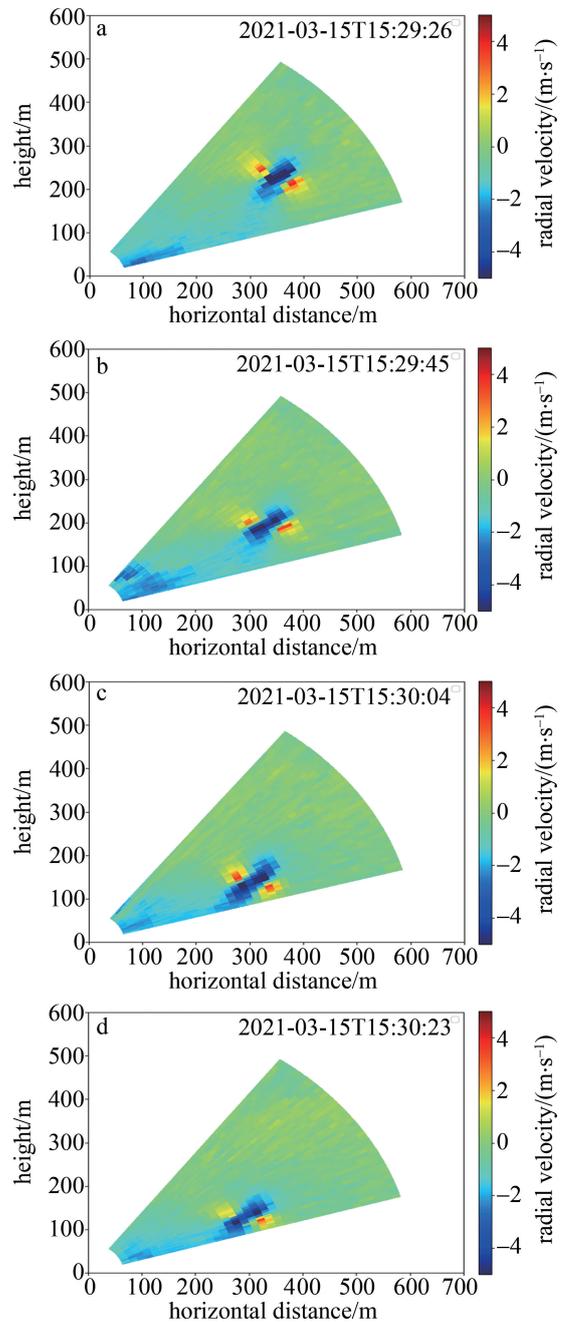


Fig. 3 Visualization of radar detection speed

式中,  $\Delta L$  为升力变化量,  $\rho$  为空气密度,  $v$  为飞机飞行速率,  $B$  为飞机翼展,  $C_L'(y)$  为升力系数变化量,  $y$  为飞机机翼的展向坐标,  $l(y)$  为翼弦长度,  $f$  为升力线斜率,  $\Delta \alpha(y)$  为机翼剖面的迎角变化量,  $v_v(y)$  为尾流场在机翼剖面上的诱导速率。飞机升力变化主要由机翼产生,因此本文中在计算升力变化量时,只考虑机翼部分产生的升力变化。

根据细长旋成体的线化理论<sup>[16]</sup>,机身升力的计算如下式所示:

$$\Delta L_b = \frac{1}{2} \rho v^2 S_b (2\Delta\alpha_b) \cos\Delta\alpha_b + \frac{1}{2} \rho v^2 S_b \Delta\alpha_b^2 \sin\Delta\alpha_b \quad (3)$$

式中,  $\Delta L_b$  为机身升力变化量,  $S_b$  为机身投影面积,  $\Delta\alpha_b$  为机身相对气流攻角变化。

根据涡板块数值方法, 发动机或平尾升力的计算<sup>[17]</sup>如下式所示:

$$\Delta L' = \rho v \sum_{j=1}^n \gamma_j S_j \quad (4)$$

式中,  $\Delta L'$  为发动机或平尾的升力变化量,  $\gamma_j$  为涡强度,  $S_j$  为发动机或平尾的浸湿面积。其中:

$$\Gamma = \sum_{j=1}^n \gamma_j S_j \quad (5)$$

式中,  $\Gamma$  即为发动机或平尾处的尾涡环量大小。

### 2.2 滚转力矩计算

在计算滚转力矩时, 同时考虑到了 ARJ21 机翼、发动机和平尾产生的滚转力矩。机翼滚转力矩变化量的计算公式<sup>[15]</sup>如下:

$$M_r = \frac{1}{2} \rho v^2 \int_{-\frac{B}{2}}^{\frac{B}{2}} f \frac{v_v(y)}{v} l(y) y dy = \frac{1}{2} \rho v f \int_{-\frac{B}{2}}^{\frac{B}{2}} v_v(y) l(y) y dy \quad (6)$$

$$l(y) = l_r \left[ 1 - \frac{2|y|(1-\lambda)}{B} \right] = \frac{2S[B + B\lambda - 2|y|(1-\lambda)]}{B^2(1+\lambda)} \quad (7)$$

式中,  $M_r$  为滚转力矩变化量,  $l_r$  为机翼根部弦长,  $\lambda$  为机翼梢根比,  $S$  为 ARJ21 机翼面积。

### 2.3 ARJ21 受力模型

根据 ARJ21 飞机实际气动外形, 给出了如图 4 所示的简化受力模型。其中图 4a 为 ARJ21 的俯视投影; 图 4b 是对俯视投影进行简化得到的受力模型, 图

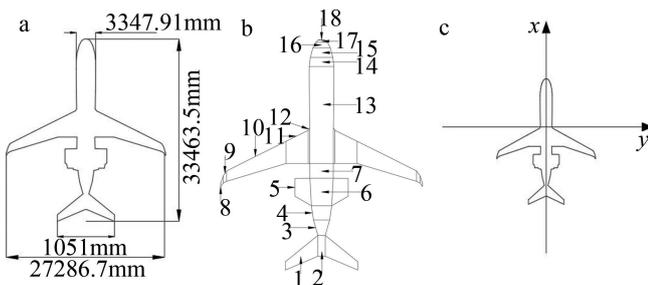


Fig. 4 ARJ21 simplified stress model

a—ARJ21 top projection b—simplified stress model c—body coordinate system

中 1~18 代表飞机每个部分的编号; 图 4c 为机体坐标系, 坐标原点为机翼根部前端连接线的中点。本文中将 ARJ21 分成了 22 个四边形块用于计算遭遇尾流时机身、发动机和平尾受到的力和力矩。

## 3 计算结果

### 3.1 升力计算结果

图 5 为 ARJ21 遭受不同前机尾流的升力计算结果。图 5a 为 ARJ21 跟随 B744 机型随着时间间隔受到升力变化量的情况, 中型机 ARJ21 跟随重型机的尾流间隔是 9.3km, 大约是 133s。本文选取了雷达探

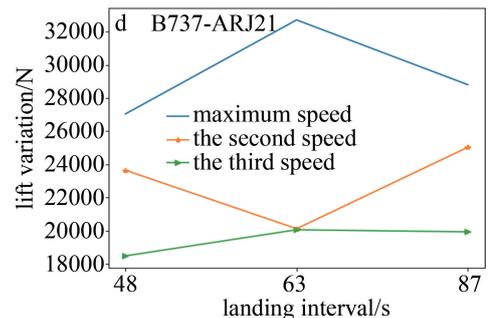
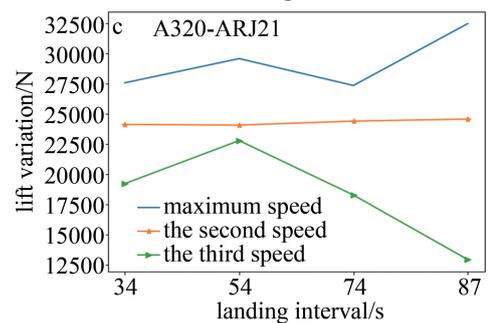
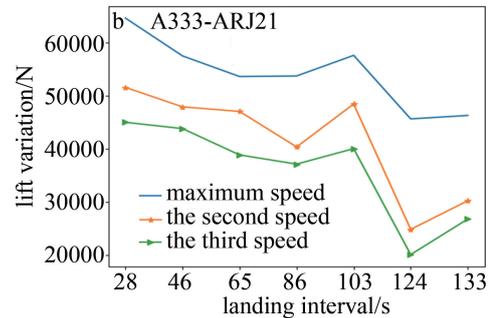
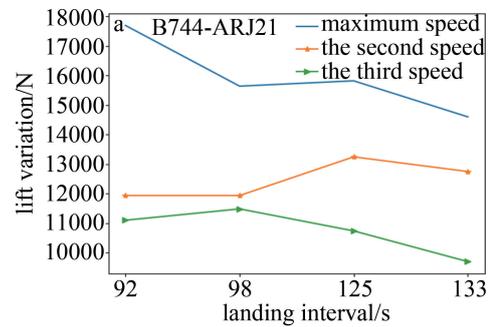


Fig. 5 Lift calculation results

测到尾涡的前三大速度进行计算,在 133s 时,ARJ21 受到最大升力为 14596N。图 5b 为 A333 机型作为前机时的计算结果,在 133s 时,ARJ21 受到的最大升力为 46312N。图 5c 为 A320 机型作为前机时的计算结果,当前机为中型机时,雷达间隔为 6km,大约为 87s,此时 ARJ21 受到的最大升力为 32461N。图 5d 为 B737 机型作为前机时的计算结果,在 87s 时,ARJ21 受到最大的升力为 28811N。

### 3.2 滚转力矩计算结果

图 6 为 ARJ21 遭受不同前机尾流的滚转力矩的

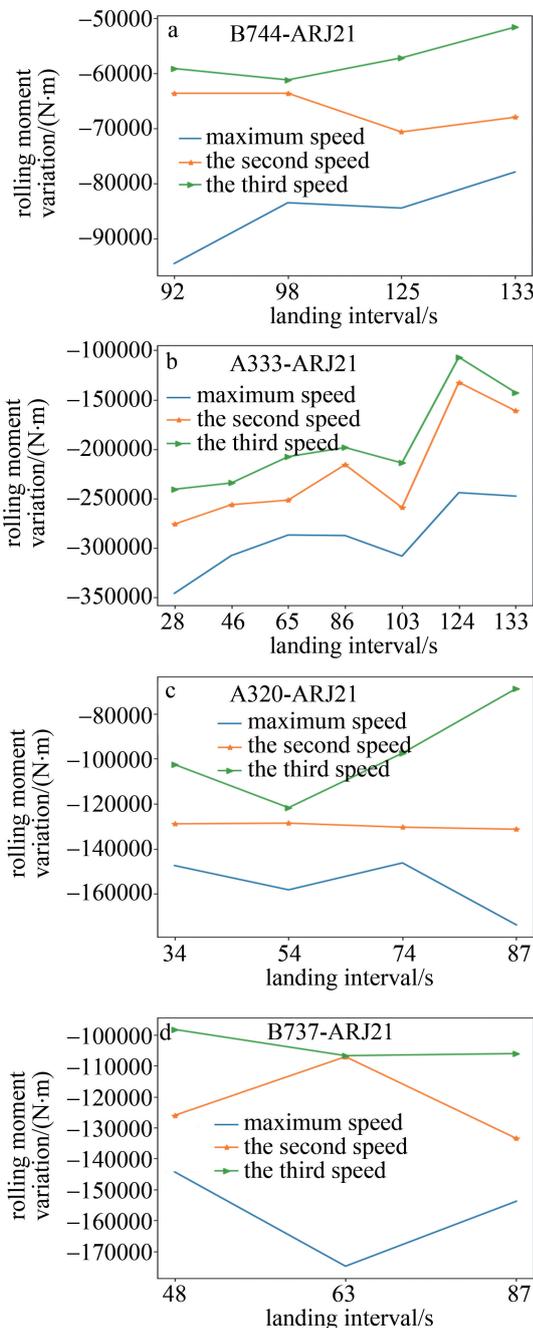


Fig. 6 Rolling moment variation

计算结果。图 6a 为 ARJ21 跟随 B744 机型随着时间间隔受到滚转力矩变化量的情况,在 133s 处,ARJ21 受到的最大滚转力矩变化量为  $-77947\text{N}\cdot\text{m}$ ;图 6b 为 ARJ21 跟随 A333 机型随着时间间隔受到滚转力矩变化量的情况,在 133s 处,ARJ21 受到的最大滚转力矩变化量为  $-247539\text{N}\cdot\text{m}$ ;图 6c 为 ARJ21 跟随 A320 机型随着时间间隔受到滚转力矩变化量的情况,在 87s 处,ARJ21 受到的最大滚转力矩变化量为  $-173815\text{N}\cdot\text{m}$ ;图 6d 为 ARJ21 跟随 A320 机型随着时间间隔受到滚转力矩变化量的情况,在 87s 处,ARJ21 受到的最大滚转力矩变化量为  $-153821\text{N}\cdot\text{m}$ 。

### 3.3 安全性分析

国内一般使用过载增量作为航空器颠簸强度的标准,过载增量的计算方法为:

$$\Delta n = \frac{F_{\text{all}}}{Mg} \quad (8)$$

式中,  $\Delta n$  为过载增量,  $M$  为飞机重量,  $g$  为重力加速度,  $F_{\text{all}}$  为飞机整体受到的垂直方向的力。表 2 中给出了过载增量和颠簸强度的对应关系。

Table 2 Bump intensity corresponding to overload increment

overload increment	turbulence intensity
$ \Delta n  \leq 0.15$	no bumps
$0.15 \leq  \Delta n  \leq 0.5$	slight turbulence
$0.5 \leq  \Delta n  \leq 1$	moderate turbulence
$1 \leq  \Delta n $	strong turbulence

根据过载增量计算公式得到重型机 B744 和 A333 作为前机时,尾涡耗散到 9.3km 处,ARJ21 受到过载增量分别为 0.0037 和 0.0195。中型机 A320 和 B737 作为前机时,尾涡耗散到 6km 处,ARJ21 受到过载增量分别为 0.0347 和 0.0368。根据计算结果可知,此时处于无颠簸状态。鉴于此,本文中引入了滚转力矩系数来判断 ARJ21 遭遇前机尾流的安全性。

计算得到了 ARJ21 遭遇不同前机受到的最大滚转力矩系数。重型机 B744 和 A333 作为前机时,间隔 9.3km,ARJ21 受到的最大滚转力矩系数分别  $-0.0276$  和  $-0.0877$ ;中型机 A320 和 B737 作为前机时,间隔 6km,ARJ21 受到的最大滚转力矩系数分别为  $-0.0616$  和  $-0.0545$ 。而根据 LANG 的实验结论<sup>[18-19]</sup>,飞机使用副翼的滚转力矩系数控制权限为 0.05 至 0.07。从计算结果可以看出,A333 作为前机时,ARJ21 受到的最大滚转力矩系数超过了控制极限范围,其它机型都在安全范围以内。结合当时背景风场条件为静风状态,A333 机型产生的尾涡持续时间较长,如果 ARJ21

正好遭遇到此时的尾流,有一定的危险。其它条件下,ARJ21 都处于安全范围内,尾流间隔可以有一定的缩减。

#### 4 结论

(1)根据 ARJ21 实际构型,建立了 ARJ21 飞机的空气动力学响应模型,相比较于以往的尾流遭遇响应计算只考虑飞机机翼受到的影响,本文中计算了尾流对 ARJ21 整机的影响。

(2)提取雷达实际探测飞机尾流数据,选取重型机 B744、A333 和中型机 A320、B737 作为前机,计算了 ARJ21 作为后机时所遭遇的飞机升力和滚转力矩的变化量的大小。实验结果表明,ARJ21 作为后机跟随重型机 B747,间隔 9.3km,此时处于无颠簸状态,滚转力矩系数小于极限范围。ARJ21 作为后机跟随中型机 A320、B737,间隔 6km,此时处于无颠簸状态,滚转力矩系数小于极限范围。尾流间隔可以有一定的缩减。

(3)ARJ21 作为后机跟随重机型 A333,间隔 9.3km,此时处于无颠簸状态,但滚转力矩系数偏大,结合当前的背景风场条件为静风,温度较低,A333 所产生的尾流持续时间较长,后续测量应当对大气条件加以测量,以便对尾流的耗散有更好的研究分析。

#### 参考文献

- [1] BARBARESCO F, MUTUEL L. Wake vortex detection, prediction and decision support tools in sesar program [EB/OL]. (2012-05-22) [2021-07-27]. [https://www.scipedia.com/public/Lavergne\\_et\\_al\\_2014a](https://www.scipedia.com/public/Lavergne_et_al_2014a).
- [2] DANILLE V J, DJAFRI K, FRÉDÉRIC B. Model for the calculation of the radar cross section of wake vortices of take-off and landing airplanes [EB/OL]. (2012-03-02) [2021-07-27]. [http://www.wakenet3-europe.eu/fileadmin/user\\_upload/News%26Publications/Barbaresco\\_EuRAD\\_final.pdf](http://www.wakenet3-europe.eu/fileadmin/user_upload/News%26Publications/Barbaresco_EuRAD_final.pdf).
- [3] ROBINS R E, DELISI D P. NWRA AVOSS wake vortex prediction algorithm version 3.1.1 [EB/OL]. (2002-06-01) [2021-07-27]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20020060722>.
- [4] FISCHENBERG D. A method to validate wake vortex encounter models from flight test data [EB/OL]. (2012-05-22) [2021-07-27]. [https://www.icas.org/ICAS\\_ARCHIVE/ICAS2010/PAPERS/041](https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2010/PAPERS/041). PDF.
- [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] SARPKEYA T. New model for vortex decay in the atmosphere [EB/OL]. (2012-5-22) [2021-7-27]. <https://doi.org/10.2514/2.2561>.
- [7] PAN W J, ZUO J J, LIANG Y A, et al. Dynamic response model and safety analysis of aircraft encountering wake [J]. *Journal of Ordnance Equipment Engineering*, 2019, 40(6): 211-214 (in Chinese).
- [8] HU H. Research on aircraft wake encounter response and risk assessment method [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2019: 1-65 (in Chinese).
- [9] ZHAO N N, CHEN Y, LI X Ch, et al. Safety assessment method of aircraft wake reclassification standard [J]. *Journal of Safety and Environment*, 2020, 20(4): 1277-1283 (in Chinese).
- [10] FRÉDÉRIC B, PHILIPPE J, MATHIEU K, et al. Optimising runway throughput through wake vortex detection, prediction and decision support tools [C]//2011 Tyrrhenian International Workshop on Digital Communications - Enhanced Surveillance of Aircraft and Vehicles. New York, USA: IEEE, 2011: 27-32.
- [11] SARPKEYA T. Decay of wake vortices of large aircraft [J]. *AIAA Journal*, 1998, 36(9): 1671-1679.
- [12] GERZ T, HOLZÄPFEL F, DARRACQ D. Commercial aircraft wake vortices [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2002, 38(3): 181-208.
- [13] HOLZÄPFEL F. Probabilistic two-phase wake vortex decay and transport model [J]. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(2): 323-331.
- [14] PAN W J, WU Zh Y, ZHANG X L. Lidar wake vortex recognition based on  $k$ -nearest neighbor [J]. *Laser Technology*, 2020, 44(4): 471-477 (in Chinese).
- [15] ZUO J J. Research on aircraft wake encounter risks during approach phase [D]. Guanghan: Civil Aviation Flight University of China, 2019: 1-63 (in Chinese).
- [16] LIU P Q. Aerodynamics [M]. Beijing: Science Press, 2021: 1-608 (in Chinese).
- [17] ANDERSON J D, YANG Y, SONG W P. Fundamentals of aerodynamics (Bilingual Teaching Version) [M]. 5th ed. Beijing: Aviation Industry Press, 2014: 26-34.
- [18] LANG S, TITTSWORTH J, BRYANT W H, et al. Progress on an ICAO wake turbulence re-categorization effort [EB/OL]. (2012-06-14) [2021-07-27]. <https://doi.org/10.2514/6.2010-7682>.
- [19] CONDIT P M, TRACY P W. Results of the boeing company wake turbulence test program [M]. New York, USA: Plenum Press, 1971: 473-508.