

基于风洞试验的飞机侧风 环境停放稳定性研究

Analysis of Aircraft Parking Stability in the Situation of Crosswind by Wind Tunnel Test

陈 功 刘亦菲 / Cheng Gong Liu Yifei

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘 要:

根据风洞试验结果对某型号民用飞机在大侧风(风速大于 35m/s)情况下停放时的稳定性进行了研究与分析,发现当飞机在正侧风(侧风水平方向与机身垂直)作用下有较大的上仰力矩产生,导致机头上翘或有上翘的趋势。通过“部件组拆法”发现飞机垂尾的干扰使得平尾产生了一个抬头力矩,致使飞机存在倾倒的可能。试验后,通过 CFD 仿真模拟计算分析了在侧风情况下机身表面的压力分布,并进行了相关的解释,作为对风洞试验的分析和补充。

关键词:风洞试验;大侧风;CFD 仿真

中图分类号:V211.74

文献标识码:A

[Abstract] This paper analyzes some aircraft parking stability in the situation of comparatively strong crosswind (wind speed is above 35m/s) based on wind tunnel test. It demonstrated that positive pitch moment is generated by perpendicular crosswind. By the method of parts-dismount, it is found that vertical tail is the main reason. After test, the distribution of the surface pressure was estimated in the situation of crosswind by CFD simulation, and relevant explanation is conducted as a complement for this conclusion.

[Key words] wind tunnel test; strong crosswind; CFD simulation

0 引言

当飞机需在机场停机坪停留较长时间时,需确保飞机不会在恶劣的天气环境下发生翻转。根据《中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准》^[1](CCAR-25R4)中的相关规定,民用飞机在停放后必须保证在任何方向的风速不大于 35m/s(65 节)水平风的情况下不会发生任何可能导致飞机受损的现象。

根据经典理论力学原理分析可知,飞机停留时所受外部的气动力是影响飞机停放安全性和稳定性的重要因素,在设计地面停留方案时必须将以上因素考虑在内^[2]。尤其是在大侧风的情况下,飞机的升力、俯仰力矩、侧向力会发生不同程度的变化,

其变化规律和变化程度与飞机本身的布局及气动外形密切相关^[3]。因此,有必要通过有效的方式获得飞机在侧风情况下停放时的受力情况,同时分析其原因,并为系留装置的设计提供相应的依据。

本文以国内某型号民用飞机为例,以该型号飞机的一期风洞试验结果为依据,分析飞机在大侧风情况停放时所受气动力的情况,同时采取“部件组拆法”研究造成该气动力的主要原因,再辅以 CFD 仿真对试验结果进行对比和分析。最后根据以上分析结果对该型号飞机停放时的系留方案提出建议。

1 试验设备

如图 1 所示,试验开始前在风洞试验段中铺设

地板,然后将飞机缩比模型通过支杆安装于地板上方,支杆的另一端与六分量应变式天平连接。

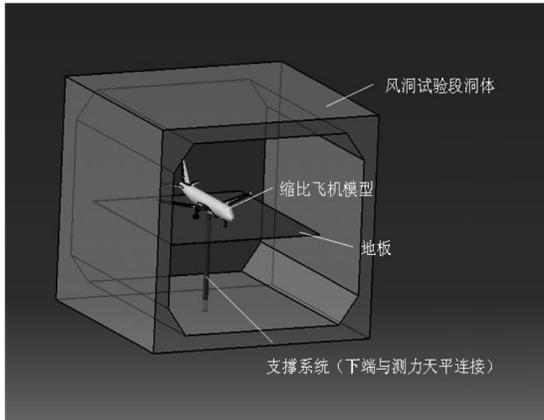


图1 风洞试验端示意图

如图2所示,试验时通过 β 机构使模型在 $0^\circ \leq \beta \leq 180^\circ$ 的范围内绕参考重心转动改变其与来流的夹角,以此来模拟不同侧风环境。

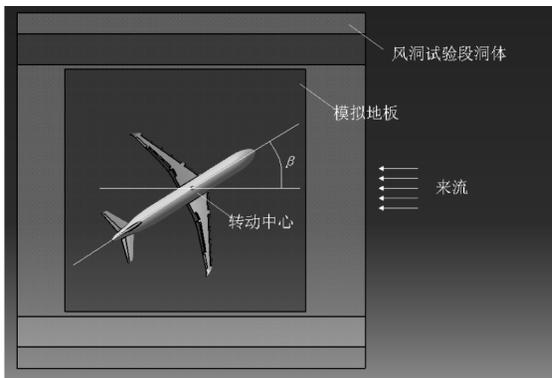


图2 模型运转机构示意图

2 试验原理及条件

根据空气动力学中的相关论述,当 $M < 0.2$ 时,飞机的气动特性(如升力特性曲线、俯仰力矩曲线等)与飞机本身的外形及其布局关系较大,与来流速度关系较小,因此试验结果的雷诺数影响^[4]可以不予修正。

为了准确地反映实际情况,来流速度选取适航条例所要求的 35m/s (65节)。模型的姿态以飞机停放时的状态为准。保持迎角 $\alpha = 0^\circ$ 。前起落架与两主起落架同时着地,各增升装置保持收起状态,各操纵面归零。但为了避免机轮接地对天平测力结果的影响,起落架轮与地板之间留有不大于 5mm 的缝隙。为了研究不同方向侧风对飞机停放稳定性的影响,选取侧滑角 $\beta = 0^\circ$ 作为初始状态。当风

洞来流速度达到 35m/s 并保持稳定后,通过转动 β 机构改变模型的侧滑角。从 $\beta = 0^\circ$ 的初始状态开始,每隔 5° 对六分量天平的测量结果进行读取并保存,直至 $\beta = 180^\circ$ 为止,视为一个完整的车次。

试验中采用的六分量应变天平所测得的结果基于风轴坐标系,而在计算飞机所受气动力时应该在机体轴坐标系下进行^[5]。因此,在对风洞试验结果进行分析之前,需进行风轴坐标系与体轴系坐标系结果的转换,该转换可按以下公式进行。

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha \cdot \cos\beta & \sin\beta & \sin\alpha \cos\beta \\ -\cos\alpha \cdot \sin\beta & \cos\beta & -\sin\alpha \sin\beta \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} x_w \\ y_w \\ z_w \end{bmatrix} \quad (1)$$

在后文中所列参数、曲线等若无特殊说明,皆基于体轴系坐标给出。

3 试验结果分析

3.1 全机试验结果

全机的测力试验结果如图3~图8所示。

根据图3~图8的六分量测力结果,并结合理论力学空间力系平衡条件,综合考虑飞机自身重量、飞机重心与气动中心相对距离及机轮与地面的摩擦系数等对飞机进行受力分析(因计算时所用部

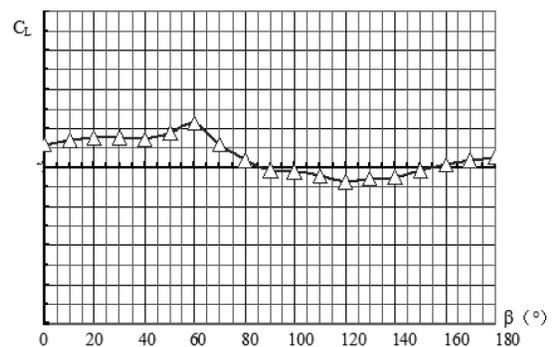


图3 升力与侧滑角的关系($C_L-\beta$)

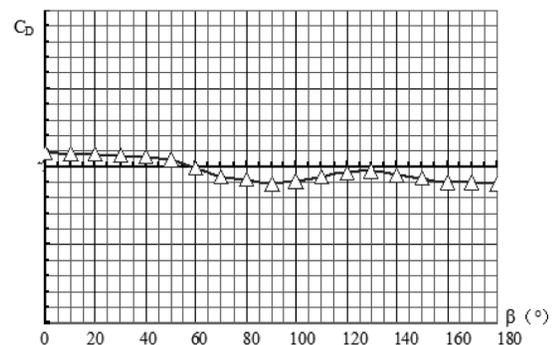


图4 阻力与侧滑角的关系($C_D-\beta$)

分飞机参数涉密,计算过程从略)。

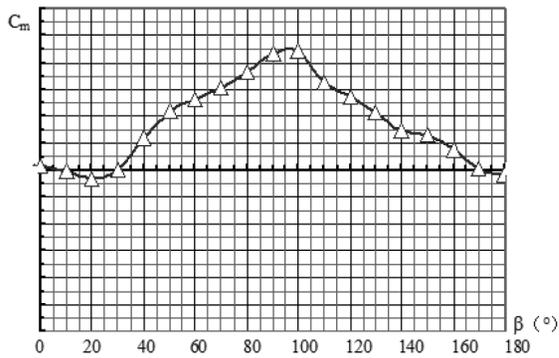


图5 俯仰力矩与侧滑角的关系 ($C_m-\beta$)

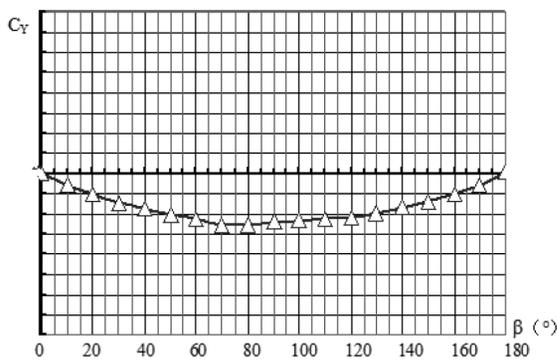


图6 侧力与侧滑角的关系 ($C_y-\beta$)

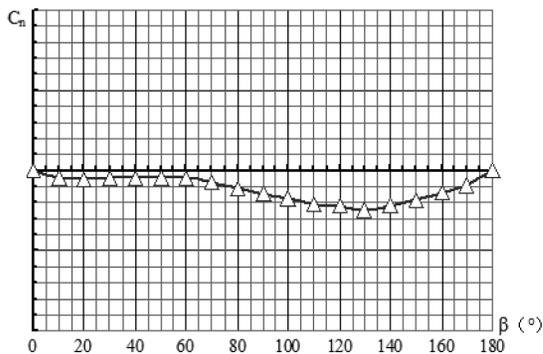


图7 偏航力矩与侧滑角的关系 ($C_n-\beta$)

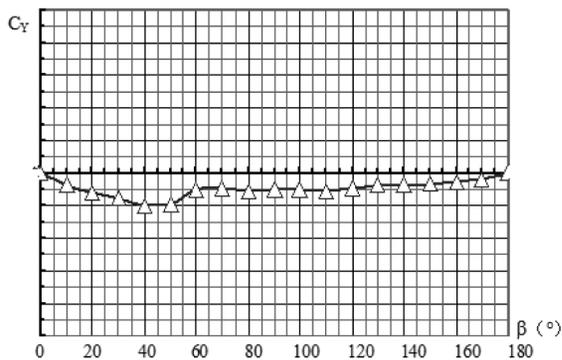


图8 滚转力矩与侧滑角的关系 ($C_l-\beta$)

通过受力分析可知,由于俯仰力矩系数 C_m 在 $\beta=90^\circ$ 达到正峰值时(如图5所示),飞机受到气动力产生的抬头力矩大于飞机自重产生的低头力矩,即:

$$C_m \cdot q \cdot c \cdot S > M \cdot e \quad (2)$$

式中, C_m 为俯仰力矩系数(正值为上仰); q 为来流动压; c 为平均气动弦长; S 为机翼面积; M 为飞机重量; e 为飞机参考重心到主起落架接地点中心水平投影距离。

其他作用在飞机上的力与力矩(如升力、侧向力、滚转力矩等)都不足以使飞机发生侧滑、翻转等现象。

根据以上结果可知,当遇到与机身方向垂直的较大侧风,停放的飞机存在机头上翘的潜在危险。

3.2 部件试验结果

在完成全机试验后,采用“部件组拆法”对飞机各部件在侧风情况下对俯仰力矩影响进行了分析,研究侧风情况下造成额外俯仰力矩的主要原因。

飞机各部件造成的俯仰力矩如图9所示。

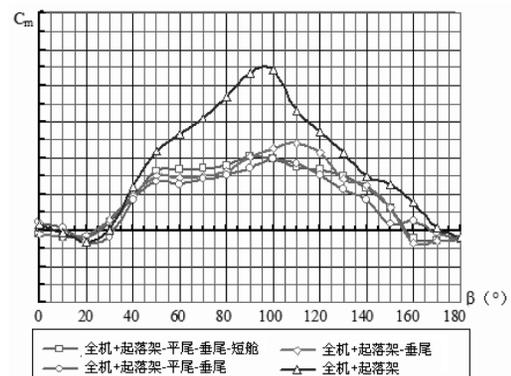


图9 各部件对俯仰力矩造成的影响

从图9中可以看出,“全机+起落架-平尾-垂尾-短舱”、“全机+起落架-平尾-垂尾”、“全机+起落架-垂尾”等三条曲线之间差异较小,而从“全机+起落架”曲线可以看出,在接近 90° 时,俯仰力矩大大增加。从图9可以看出全机状态在 β 角为 90° 附近抬头力矩最大,但是全机去掉垂尾后抬头力矩下降45%左右,(而且抬头力矩最大值产生在 110° 附近)。如再去掉平尾,抬头力矩仅下降了12%左右。有无短舱对抬头力矩影响很小。该结果说明,垂尾对地面大侧风情况下的抬头力矩贡献很大。分析其原因是:由于垂尾的存在在迎风侧平尾根部形成了大挡板,使得平尾上翼面正压急剧增加(注意垂尾的直接气动力不会产生抬头力矩)。

3.3 CFD 仿真

通过全机风洞试验的结果获悉,该型号飞机在正侧风状态停放时将有较大的上仰力矩产生,当该上仰力矩大于飞机自身重力产生的低头力矩时,将会发生机头上翘等情况。而根据“部件组拆法”的试验结果可知,有无垂尾对上仰力矩的影响很大。为了证明前述分析,在完成风洞试验后,采用 CFD 仿真对流场进行模拟并以此对试验结果进行补充验证。

本次 CFD 仿真采用某型号飞机的 CATIA 三维数模,并使用 ACEM 软件生成 200 000 棱柱体结构网格,选取 Fluent 软件中 $k-\omega$ 的湍流模型和基于密度的求解器进行计算。全机压力分布仿真结果如图 10 所示,无垂尾构型压力分布仿真结果如图 11 所示。

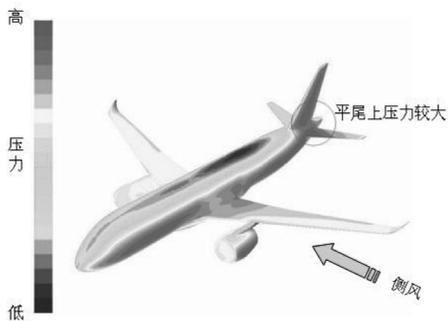


图 10 全机压力分布图

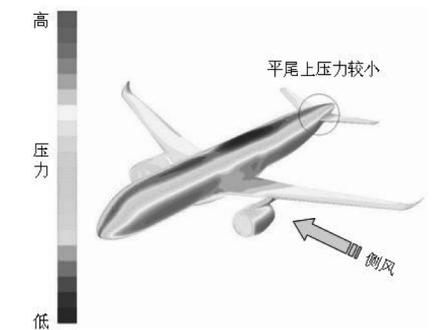


图 11 无垂尾构型压力分布

对比图 10、图 11 可以看出,两种构型的压力分布在飞机大部分表面相近,而差异主要体现在迎风侧的尾翼处。

结合空气动力学相关理论分析可知,由于侧风在行进方向受到垂尾的阻挡,使当地流场速度变慢,其中部分气流被垂尾阻挡而发生阻滞和回流,导致迎风一侧平尾上产生较大压力。

如 12 所示,根据平面力系平衡条件可知,当平尾上有额外的压力作用后,由于尾力臂 L 较大,其相

对于主起落架支撑点产生了使机头上翘的额外俯仰力矩 T 。

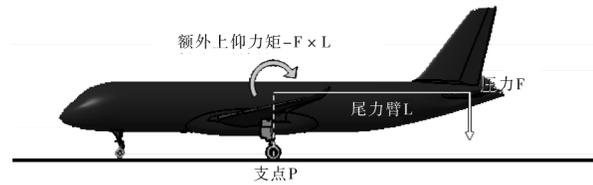


图 12 全机受力分析

4 研究结论及应对措施

4.1 结论

针对某型号民用飞机,通过风洞试验及 CFD 仿真对在侧风情况下停放可得出以下结论:

(1) 该型号民用飞机在大侧风状态下停放时有显著的上仰力矩产生,当侧风方向与机身垂直(即 $\beta \approx 90^\circ$)时,该抬头力矩达到最大,甚至超过飞机自身重力产生的低头力矩。此时飞机将会出现机头上翘的现象或趋势。

(2) 垂尾在侧风情况下阻碍了当地流场,使迎风一侧的平尾上产生一个额外的压力,该气动压力是造成上仰力矩的重要原因。

4.2 应对措施

为了应对民用飞机在大侧风状态下停放时出现的上仰情况,需采用相关措施以满足民用飞机适航标准中 CCAR25-R4-519 条规定的要求。

采用地面系留设备是目前各大型号民用飞机普遍采取的一种措施。通过系留绳索将飞机与地面固定,系留绳索产生的拉力与上仰力矩互相抵消,从而达到克服飞机机头上翘,确保地面停机时的飞机安全。

除了使用地面系留设备之外,在飞机停放时将升降舵下偏也可提供额外的下俯力矩,用以平衡侧风产生的上仰力矩,减小地面系留设备的使用载荷。据了解,目前 A320 飞机在停放时采用这种方式,效果明显,值得借鉴。

参考文献:

- [1] 中国民用航空总局. CCAR-25R4 中国民用航空规章第 25 部: 运输类飞机适航标准 [S]. 北京: 中国民用航空局, 2001.
- [2] 周彬. 民用飞机系留设备设计理念研究 [J]. 信息科技, 2012, 28: 495.
- [3] 徐春雨, 章仕彪. 基于非线性静力学模型的飞机系留载

荷计算方法研究[J]. 民用飞机设计与研究,2011,3:14-16.
[4]范洁川. 风洞试验手册[M]. 第二版. 北京:航空工业出版社,2012.

[5]. GB/T 16638.1. 中华人民共和国国家标准[S]. 北京:中华人民共和国国家标准化委员会,1994.

(上接第 18 页)

2.3 国内外燃油密度测量研究

我国的燃油测量技术研究起步较晚,从 20 世纪 70 年代才开始跟踪与研究航空液位传感器、燃油密度传感器及其相关技术^[15],目前我国民用飞机的燃油密度测量主要采用间接方式,即介电常数与温度补偿的方法进行测量,只有个别机型选用了数字化燃油测量系统,这样导致燃油测量数字化程度偏低,容易造成测量系统的可靠性较低,测量精度偏低,平均无故障工作时间较短,占用维修时间较多。

在传感器方面,霍尼韦尔和史密斯公司等国外大型公司大力开展数字式燃油测量系统技术研究,先后在波音 757、波音 767、C-130 和 F-22 等飞机上成功运用放射性燃油密度传感器和谐振式密度传感器,结合补偿修正技术、BIT 技术等使密度测量传感器在测量精度、可靠性和使用寿命方面有很大的提高。其中以美国 F-22 为代表的第四代战斗机不仅更换了密度测量方法,还彻底放弃了电容式液位测量,使燃油测量系统发生了质的飞越。2014 年由美国 UTC 公司设计和生产的联合技术航空系统被 Airbus S. A. S. 选中为空客 A321、A319、A320 和 A320neo 等机型提供通用燃油测量系统,该燃油测量系统提供了改良的性能和更好的可靠性,提供通用的燃油密度测量和液位探测仪、指示器和油量感应控制装置等。

3 燃油测量技术的发展

无论是振动筒式测量、放射性同位素测量还是超声波测量方法,每一种新型的燃油密度测量技术及其应用都将直接或间接地提高航空燃油的测量精度和自动化水平,微电子和计算机技术在燃油测量技术发展的过程中起了决定性作用,这就决定了数字化、综合化是航空燃油测量技术发展的必然趋势。

大力开展各种新型的燃油液位和燃油密度测量技术研究,研制适合我国燃油系统发展需求的燃油测量系统,是实现飞机燃油管理的重要基础。未来航空燃油测量系统的发展将集中体现在五个方

面:一是高精度传感器的研制,着力提高燃油测量精度,提高燃油的利用效率;二是传感器内部结构与分布技术的优化,力图实现传感器的一体化、小型化;三是测量误差的补偿与修正技术的完善,减小系统误差;四是系统可靠性和维护性等的改进,提高系统整体功能性;五是向智能控制发展,实现燃油系统的数字化、综合化管理。

参考文献:

- [1]王向杨,等. 飞机燃油测量方法研究[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2004.
- [2]李楠,吕俊芳. 飞机燃油密度实时测量及其实现方法[J]. 航空计测技术,2002,22(1):24-26.
- [3]肖凝. 飞机燃油测量技术研究与发展[J]. 航空科学技术,2003,3:31-34.
- [4]赵灿. 基于磁致伸缩技术的飞机燃油测量系统研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.
- [5]刘涛. 基于磁致伸缩的燃油测量系统的研究[D]. 天津:天津大学,2006.
- [6]张欲晓,曾显群,王新杰. 中国民用飞机燃油测量系统现状与发展趋势[J]. 航空制造技术,2010,13:38-40.
- [7]谢捷如,袁慎芳. 基于谐振技术的航空燃油密度测量的研究[J]. 中国制造业信息化,2006,35(21):34-36.
- [8]崔玉亮,邓铁六,于凤. 谐振式传感器理论及测试技术[M]. 北京:煤炭工业出版社,1997.
- [9]李楠,吕俊芳. 提高同位素测量航空燃油密度精度的方法研究[J]. 北京航空航天大学学报,2003,29(7):620-623.
- [10]蒋正雄,肖凝. 放射性燃油密度测量技术的应用[J]. 航空计测技术,2003,23(1):12-14.
- [11]李楠,吕俊芳. 利用放射性同位素 γ 射线测量飞机燃油密度的方法研究[J]. 航空学报,2002,23(6):587-590.
- [12]李楠,吕俊芳. 基于物质对辐射射线吸收原理的航空燃油密度的测量[J]. 飞机设计,2002,9(3):31-34.
- [13]姚明林,陈先中,张争. 超声波液体密度传感器[J]. 传感器与微系统,2005,24(5):57-60.
- [14]渠晓峰. 超声波液体密度测量仪的研究与开发[D]. 保定:华北电力大学,2008.
- [15]单宝峰,张广涛,李景春,王斌. 航空油量测量技术研究及其发展现状[J]. 自动化仪表,2013,34(4):31-33.