

多轮飞机滑水保护

吴华伟¹ 陈特放¹ 胡春凯² 黄伟明²
(1. 中南大学信息工程学院, 长沙 430083
2. 中南大学航空航天大学, 长沙, 410083)

The Hydroplaning Protection of the Muti-Wheel Aircraft

Wu Huawei¹ Chen Tefang¹ Hu Chunkai² Huang Weiming²
(1 School of Information Science and Engineering, Central South University, Changsha 410083, China
2 School of Aeronautics and Astronautics, Central South University, Changsha 410083, China)

摘要:飞机以一定的速度在积水跑道上滑行时,因滑水导致飞机操纵性变差,甚至刹车失灵等现象。分析了滑水产生的机理,从跑道、轮胎、使用技巧、并着重从刹车控制系统角度介绍多轮飞机滑水保护措施,通过地面动力联试表明,刹车系统自身的滑水保护措施对于提高飞机的安全性起着至关重要的作用。

关键词:刹车控制系统;滑水保护;多轮

[Abstract] When aircraft taxiing on the runway covered water at a certain speed, the hydroplaning will deteriorate the maneuvering of aircraft, even result in the brake failure. In this paper, the generation mechanisms of hydroplaning phenomenon are analysed, and the hydroplaning protections of the muti-wheel aircraft are introduced, from the runway, the tires, use skills and focus on the angle of the brake control system. Dynamometer test results show that the brake system owns the hydroplaning protection function, has an important significance in improving the aircraft safety.

[Key words] Brake Control System; Hydroplaning Protection; Muti-wheel

0 引言

现代民用飞机朝着重型化、全天候的方向发展,对其安全性和舒适性提出了更高要求。为减少对跑道道面的压力,减轻起落架自身的重量,大型民机多采用多轮小车式结构,如 MD11、B747、B757、B767、A380。当飞机在积水跑道上以一定的速度滑行时,常常会因为滑水,而出现刹车失灵,使得飞机在地面的稳定性降低,造成滑跑制动距离增长、滑跑方向难于控制等后果。因此对多轮飞机的滑水研究具有十分重要的现实意义。

本文以四轮小车式飞机为研究对象,重点从刹车系统控制角度,对飞机滑水现象进行了分析,并从轮胎、道面、使用角度等方面对飞机的滑水保护措施做了简要介绍。

1 滑水现象分析

飞机滑水现象是指飞机在有水或潮湿的跑道上滑行时,轮胎接地表面与道面之间会产生流体动压力,由于受水浮力的影响,轮胎会出现像浮在水面的现象。随着速度的增加,这种动压力也在增加,当达到某一临界速度时,流体动压力等于飞机的重量,这时飞机速度称为临界滑水速度。此时,飞机轮胎将被流体动压力完全抬离地面,由水膜支持着,使轮胎在跑道的水面上产生滑动,导致操控困难、刹车失灵

等危害^[1-2],图1为轮胎与道面接触示意图。

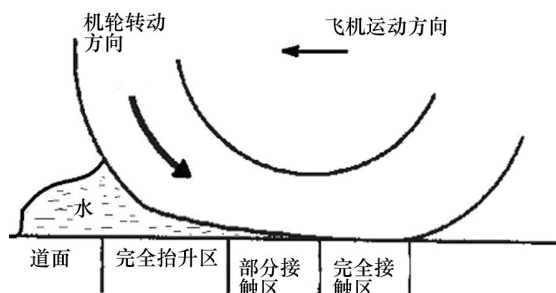


图1 轮胎道面接触区

由图1可知,飞机轮胎与跑道道面之间可分为三个接触区域:完全抬起区、部分接触区和完全接触区。因此,飞机滑水又可以分为如下三种类型^[5,11]:

(1)动力滑水。当水膜比较厚时,飞机如同漂浮在水面上。

(2)粘性滑水。当水膜厚度很小时,不需要跑道上有积水,只要道面是潮湿的,就可能出现粘性滑水现象。

(3)橡胶复原滑水。轮胎在跑道表面滑行而产生的摩擦热把起润滑作用的水变成水蒸气,然后水蒸气又把轮胎和跑道面分离。特别对于无锁死机轮保护功能或滑水保护措施的刹车系统,很容易产生橡胶复原打滑现象。

根据流体力学理论,轮胎与地面间水压产生的升力 L ^[5]为:

$$L = \frac{1}{2} \rho S v^2 C_{LH} \quad (1)$$

其中: L 为水压升力, ρ 为水的密度, S 为轮胎印迹面积, v 为机轮速度, C_{LH} 为升力系数。

当机轮速度 v 达到临界速度 V_c 时, 轮胎将被完全抬起, 此时 L/S 将等于轮胎胎压 P 。因此飞机临界滑水速度 V_c 为:

$$V_c = \sqrt{\frac{2}{C_{LH} \rho}} \cdot \sqrt{P} \quad (2)$$

3 滑水状态下的危害

当飞机在湿跑道(积水、积雪等)着陆过程中出现滑水现象时, 由于轮胎被部分或全部抬离道面, 摩擦系数急剧下降, 从而导致飞机制动和方向控制失灵, 使飞机制动距离增加, 容易导致飞机出现偏航甚至冲出跑道, 严重影响飞行安全; 橡胶复原打滑除在跑道上留下白色打滑痕迹外, 轮胎呈严重烫伤状, 橡胶恢复到原状, 严重时可导致轮胎爆炸; 增加了飞机着陆时的不稳定性, 降低了乘客的安全和舒适感。

4 滑水保护措施

国内外对轮胎滑水进行了较为充分地研究, 从滑水形成的机理可知, 影响轮胎滑水性能的因素有很多, 如水膜厚度、滑行速度、胎压、轮胎结构、道面状态及控制方式等因素。本文将从以下几个方面介绍多轮飞机滑水保护措施。

4.1 轮胎及胎压

国内外对轮胎滑水研究已经相当深入, 而且在轮胎设计过程中充分考虑了滑水保护的因素。轮胎的结构也从最初的 H 型轮胎、斜交胎发展到现在的子午胎。不同的轮胎类型, 其临界滑水速度是不同的。文献^[5]给出不同轮胎类型在不同胎压环境下的临界滑水速度, 如图 2 所示。

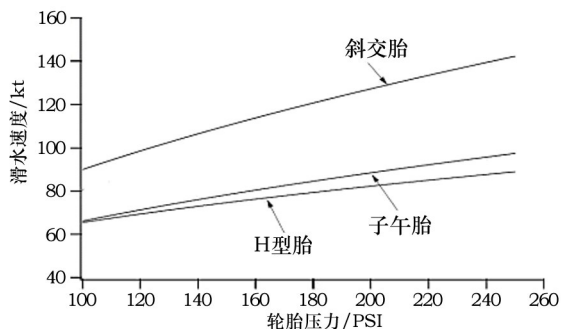


图 2 滑水速度和压力的对应关系

对于早期飞机使用的斜交胎, NASA 预测临界滑水速度一般使用经验公式^[5]为:

$$V_c = 9 \times \sqrt{P} \quad (3)$$

其中 V_c 的单位 knot, P 为主轮胎压, 单位 PSI。

随着子午胎的出现, 采用其修正公式进行预测临界滑水速度为:

$$V_c = 6.4 \times \sqrt{P} \quad (4)$$

因此合理选择轮胎类型及胎压, 对于改善飞机滑水现象有着十分重要的意义, 现在大多数喷气飞机主轮胎的充气压力至少达到 150 ~ 200PSI。

4.2 刹车制动系统

飞机的刹车制动主要依靠轮胎与道面间的摩擦力矩(也称结合力矩)和机轮制动力矩实现, 当飞机的制动力矩大于摩擦力矩时, 轮胎滑动量增加, 机轮就会出现锁死迹象。当飞机在湿滑跑道和积水跑道着陆时, 轮胎与跑道间的摩擦系数很小, 道面可提供的摩擦力矩也很小, 远低于制动力矩, 加剧了机轮进入深滑动或锁死状态, 从而增加轮胎的磨损, 产生的热量及脱落的橡胶又会加剧滑水现象的产生。因此刹车系统在设计之初, 就必须考虑滑水现象。

图 3 为某型多轮飞机机轮布局图。为方便讨论, 而又不失一般性, 我们将八个主轮分成四侧: 左前(轮 1、2), 左后(轮 3、4); 右前(轮 5、6)、右后(轮 7、8)。

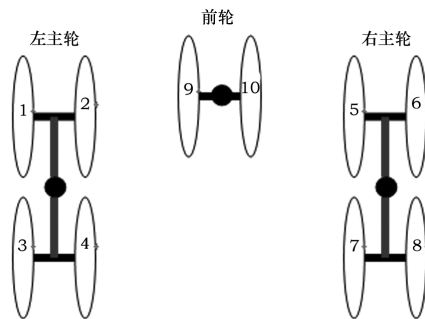


图 3 多轮飞机机轮布局图

采用该机轮布局的飞机在实际使用中, 会出现如下几种滑水状态: ①前后轮滑水状态不一致, 在积水跑道上滑行时, 前面机轮先进入积水区, 对道面积水进行挤排, 从而使后轮区域的积水状态得到明显改善, 但这样会造成前后机轮的受力以及轮胎的磨损不一致; ②左右机轮处于不同积水状态时, 由于道面的不规则性及污染分散性, 可能会出现左右起落架的机轮处于不同的积水状态, 如一边有积水, 一边没有或左右积水深度不同, 这样容易使飞机在滑行时产生偏航; ③道面积水较深时, 前后机轮均处于完全滑水状态下; ④接地瞬间, 如果机轮加速旋转不够就会导致刹车, 因此很容易出现机轮滑水锁死现象。

因此需要设计一种可以兼顾以上几种情况的滑水保护的防滑刹车控制系统,当出现上述情况时,能尽快降低或解除积水区域机轮的刹车压力,使其能充分旋转起来,其原理如图4所示。

该控制系统通过采集每组机轮速度信号,经过处理,产生轮速参考信号,通过与轮速参考信号的比较来判断机轮的打滑状态,从而实现飞机防滑控制功能,可有效解决粘性滑水和橡胶复原滑水问题;通过前后机轮信号的比较,来实现前后轮处于不同状态下的锁死保护功能,可以有效解决粘性滑水问题;通过比较左右不同侧机轮的速度信号,实现左右轮处于不同状态下的锁死及偏航保护功能;实现极端恶劣情况下,飞机完全处于滑水状态,机轮速度全不能较真实反映飞机速度时,通过引入飞机速度信号,

通过判断轮速信号与飞机信号,解除受刹机轮的刹车压力,实现动力滑水保护;同时该系统设有接地保护功能,在飞机接地后几秒内刹车系统处于松刹状态,保证机轮能加速旋转。

图5为采用防滑刹车控制系统的飞机在模拟积水跑道状态下,某组机轮1/3载荷下侧间滑水保护动力惯性试验图。从图5中可以看出整个防滑制动过程高效,当某一机轮速度低于飞机速度或另一组机轮速度一定门限时,机轮趋于滑水或抱死状态,该系统能快速有效的解除改组机轮的制动压力,使其恢复至正常旋转状态,从而有效地模拟了飞机在湿或积水跑道上滑行时刹车制动的过程。因此设计出良好的刹车控制系统,可以有效缓解或解决多轮飞机的滑水问题。

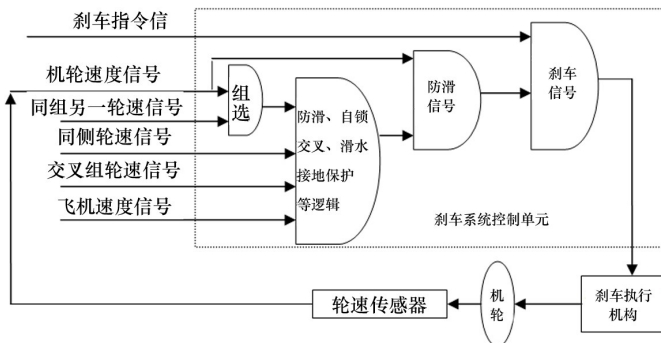


图4 刹车控制原理图

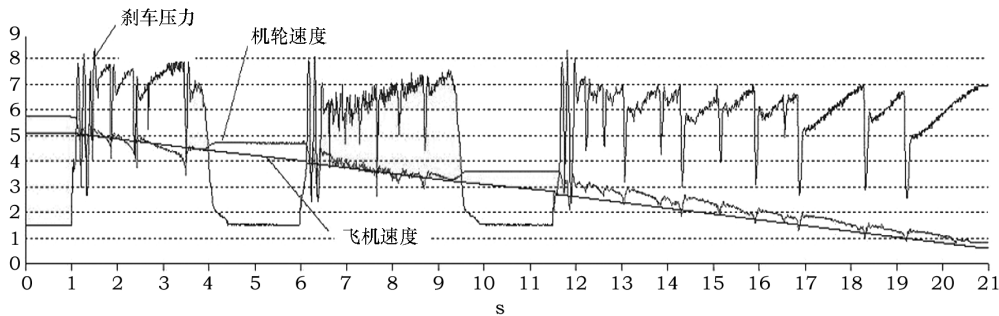


图5 1/3 载荷侧间滑水保护动力试验

4.3 跑道方面

为了减少动力滑水现象的发生,一般跑道表面都专门设计成鱼背和沟槽形式,可加速排水,以破坏水膜的形成,同时增加轮胎与跑道间的摩擦系数。

4.4 着陆使用技巧

飞机在积水跑道上降落时,应尽量轻柔刹车,建议采用自动刹车系统,选择小减速率的制动方式,发动机反推和减速板/伞装置可吸收更多的制动能量,减少机轮刹车吸收的能量,减少轮胎的滑动量,从而获得较高的纵向和侧向摩擦力,有利于飞机减速和

方向控制。

同时扎实落地和压低机头等技巧,可有助于飞机在着陆中撞破水层,增大轮胎与地面的接触面积,尽可能地避免滑水现象产生。

5 结论

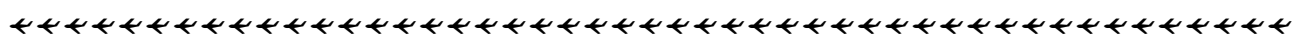
为减少滑水现象的发生,通常从跑道、轮胎、胎压、控制系统、使用技巧等方面综合考虑。系统可在外界环境(如道面、胎压、轮胎等)条件一定的情况下,加强自身的滑水保护措施,可自动调节积水区域

部分或全部受刹机轮的刹车压力,使飞机保持相应的操纵性,最终实现安全平稳制动。多轮飞机的滑水保护研究,对大型民用飞机的着陆系统研究有重要实际意义。

参考文献:

[1]庄继德.现代汽车轮胎技术[M].北京:北京理工大学出版社,2001.
 [2]余治国,李曙林,朱青云.机轮动力滑水机理分析[J].空军工程大学学报(自然科学版),2004,5(5):9-11.
 [3]孔江生,吕海涛,朱天军.滑水临界车速分析及可能采取的解决措施[J].兵工学报,2004,25(3):315-317.
 [4]Accident Prevention Program On Landings[R],FAA-P-8740-50 AFS-810,1995.
 [5]G. W. H. van Es. Hydroplaning of modern aircraft tires [R]. NLR-TP-2001-242. 2001.
 [6]G. W. H. van Es, A. L. C. Roelen Safety aspects of aircraft performance on wet and contaminated runways[R]. NLR-

TP-2001-216.
 [7]Jetport Inc. Runway Overrun[R]. A0500257. Transportation Safety Board of Canada,2005.
 [8]Garrett Howard DeVlieg. aircraft brake control system having hydroplaning protection[P],US4006941,1977.
 [9]万长东.汽车滑水现象分析及影响因素探讨[J].苏州市职业大学学报,2008,19(3):29-30.
 [10]臧孟炎,朱林培,应卓凡.3D轮胎模型滑水仿真分析[J].科学技术与工程,2009,9(11):2999-3002.
 [11]INVESTIGATION REPORT199904538,ATSB,1999.
 [12]AC-121-FS-2009-33.航空承运人湿跑道和污染跑道运行管理规定[S].
 [13]GJB2879A-2008.飞机机轮防滑刹车控制系统通用规范[S].
 [14]GJB1184A-2005.航空机轮和刹车装置通用规范[S].
 [15]HB6080-86.飞机机轮防滑刹车控制系统通用技术要求[S].



(上接第39页)

通过查阅资料可知,波音和空客的几类机型也采用了电加热风挡防冰系统,其加温功率密度也是介于 $4.5\text{W}/\text{in}^2 \sim 5.5\text{W}/\text{in}^2$ 之间。

根据统计规律^[4],在通常情况下,对于大部分结冰条件,风挡加温功率输出 $3\text{W}/\text{in}^2 \sim 4.5\text{W}/\text{in}^2$ 足够为风挡提供很好的防冰保护,如图6所示。

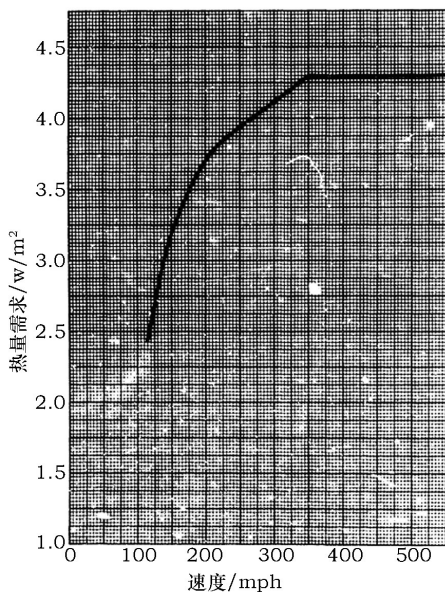


图6 风挡防冰热量需求

本文通过对比上述五种机型的风挡防冰加温功率,证实所述的热载荷分析结果也是相当的。此外,本文所述的方法已和适航当局代表进行了讨论并得到认可,可用于工程设计,对大型客机风挡防冰系统设计具有参考借鉴价值。当然,对于飞机风挡防冰系统的设计验证,除通过热载荷分析计算的方法校核外,还需通过飞行试验进一步验证。

参考文献:

[1]中国民用航空局. CCAR25-R3 中国民用航空规章第25部运输类飞机适航标准[S]. 中国:中国民用航空局,2001.
 [2]SAE AC-9B Subcommittee. SAE AIR1168/4 Ice, Rain, Fog, and Frost Protection [S]. U. S. A: Society of Automotive Engineers Inc, 1989.
 [3]D. T. Bowden, A. E. Gensemer, and C. A. Skeen. Engineering Summary of Airframe Icing Technical Data [R]. FAA Technical Report ADS-4, Washington, D. C: Federal Aviation Agency, 1963.
 [4]霍西恒,刘鹏,贾丽杰.民用客机机翼热气防冰系统问题初探[J].民用飞机设计与研究,2010(4).
 [5]沈浩.浅析民用运输类飞机机体防冰的适航新规章[J].民用飞机设计与研究,2010(4).