

前主起协同转弯下的多支柱飞机动态特性分析

冯军¹, 陶小将¹, 桂熙汶², 聂宏^{2,3}, 张明^{2,3}, 史夏正²

(1.航空工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089;
2.南京航空航天大学 航空航天结构力学及控制国家重点实验室, 江苏 南京 210016;
3.南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 江苏 南京 210016)

摘 要:多支柱飞机由于其庞大的机身和复杂的起落架布局,转弯时的操控性和稳定性成为影响飞行安全和机场运行效率的重要因素。以 AN124 飞机为研究对象,基于动力学原理构建了考虑转向的多支柱飞机地面操纵转弯数学模型。利用该模型,深入分析了主起落架不同偏转方式对飞机转弯性能的影响,重点关注转弯半径、前轮操纵力矩和轮胎侧滑等关键指标。研究了前排主起落架单独偏转、后排主起落架单独偏转以及前后排主起落架同时偏转工况下的转弯特性,横向对比 3 种主轮偏转方式对转弯性能的影响。结果显示:前后排主起同时偏转时可以获得更高的收益,不但有效降低了前轮侧滑系数,还明显减小了飞机转弯半径。这表明在设计多支柱飞机的起落架系统时,应综合考虑前排和后排主起落架的协同作用,以优化转弯性能。文中研究为多支柱飞机起落架系统的设计和优化提供了理论依据,有助于提高飞机的转弯性能,降低飞机转弯过程中的风险,提高机场运行效率。

关 键 词:多支柱飞机;起落架协同转弯;飞机地面转弯动力学

中图分类号:V226

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2026)02-0222-13

在飞机设计与研发的全过程中,起落架系统的设计始终占据着极为重要的地位,是关键研究课题之一。起落架系统不仅需要要在飞机起飞和着陆时承受巨大的冲击载荷,确保飞机的安全着陆,还要在地面滑行阶段提供稳定的支撑,并实现精准的操纵转弯功能。其性能优劣直接关系到飞机的地面操作安全性、经济性和舒适性^[1-4]。起落架的核心功能是在飞机起飞和着陆过程中有效减缓冲击载荷,并在滑行过程中支撑机体以及完成转弯操控任务。飞机在地面转弯时前轮的摆振现象不仅影响飞机的地面操控性,且危及操控与安全。研究有效的摆振抑制方法对于提高飞机的地面操控性和安全性具有重要意义^[5-6]。现代大型运输机普遍采用多支柱起落架设计,通过增加起落架的数量,显著提升了缓冲性能^[7-13]。例如,波音 B747 型客机和空客 A380 型客机均装备了 5 组主起落架,而安东诺夫设计局生产

的 AN124 型飞机则配置了 12 组起落架^[14-16]。然而,增加起落架数量虽然显著增强了飞机的缓冲性能,但也伴随着转弯力矩增大,这对前轮的转向操控提出了挑战。为此,通常会为部分主起落架配置转向功能,通过前起落架与主起落架的协同转向,确保飞机在转弯过程中的平稳与安全操控^[17]。

由于飞机转弯过程中参数的不确定性及受力的复杂性,合理分析飞机的转弯性能一直是飞机地面动力学研究的关键课题之一。Rankin 等^[18]提出了一种考虑多种非线性因素的全参数化飞机地面运动数学模型,并以飞机转弯过程为研究对象,深入探讨了诸如飞机质量、发动机推力等参数对固定转弯半径解的影响,进一步划分了稳定转弯解与横向不稳定转弯解的区域。尽管该研究详细描述了飞机转弯过程中侧向载荷与转弯半径等关键性能指标的动态响应,但未深入分析多支柱飞机在操纵转弯时主轮转角变化对转弯性能的影响。Du 等^[19]提出了一种基于积分的事件触发控制方法,用于检测具有不确定轮胎转弯刚度的飞机前轮与主轮协同转向系统,该方法能够有效降低飞机沿大曲率路径行驶时的稳

收稿日期:2025-07-14

基金项目:航空科学基金(2022Z029052001)资助

作者简介:冯军(1966—),研究员

通信作者:张明(1981—),教授 e-mail:zhm6196@nuaa.edu.cn

态误差。You 等^[20]以 B747 和 A380 为例,利用速度瞬心法分析了前轮转角、主轮转角及转弯速度对飞机转弯过程中侧向载荷的影响。Yin 等^[21]研究了发动机推力不对称对地面转向稳定性的影响。采用基于分岔理论的数值连续法探究结构不对称如何影响飞机滑行方向稳定性。滑行期间的方向不稳定可能会因机身不对称、发动机推力不对称、跑道激励以及各种外部不对称干扰而加剧。在飞机地面运动中,转弯对起落架载荷分配具有显著影响。多轮多支柱起落架在转弯时,外侧起落架承受较大载荷,而内侧起落架载荷相对较小。这种载荷分布不均可能影响飞机的操控稳定性和起落架的结构安全性。研究其载荷特性对于优化起落架设计、提高飞机地面机动性能具有重要意义^[22-24]。

因此,本文以 AN124 飞机为研究对象,构建了一个综合考虑主轮转向因素的操纵转弯动力学模型,深入探讨了主轮转角变化对飞机转弯性能的影响,包括转弯半径、轮胎侧滑程度及前轮操纵转弯力矩等关键参数的系统分析。通过该模型的仿真验证,不仅揭示了主轮转向角度与飞机转弯性能之间的内在关系,还为多支柱飞机起落架的设计优化提供了科学依据。研究成果有望在实际工程应用中降低飞机转弯过程中的风险,提高机场运行效率,同时为未来大型运输机的设计提供参考和指导。

1 多支柱飞机地面转弯数学模型建立

本文以 AN124 飞机构型为基础,设计了一种常见的多支柱起落架布局。前起落架采用并列双轮式结构,以双支柱形式对称布置,具体布置方式如图 1 所示。

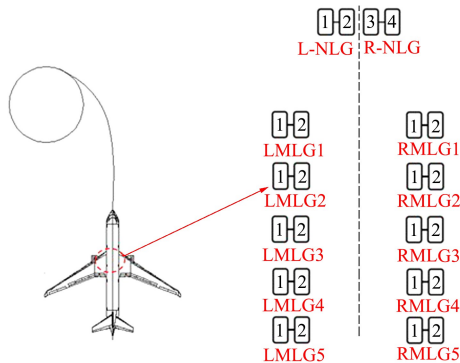


图 1 轮胎编号图

主起落架为对称单侧五支柱结构,每个主起落架也为并列双轮式结构。为了便于分析和描述,对所有起落架及其轮胎进行了编号。其中,L-NLG、R-NLG、LMLG1、LMLG5、RMLG1 和 RMLG5 起落架都具有主动转弯操纵功能,而其余起落架则不具备主动转向能力。

1.1 轮胎动力学模型

轮胎动力学模型采用将轮胎纵向滑移和横向滑移分开对待的 TR-R-64 半经验模型。该经验模型考虑轮胎的航向、垂向、侧向运动以及绕中心转动,轮胎受力如图 2 所示。图 2 中, V_{Ox} , V_{Oy} , V_{Oz} 分别为机轮中心 O 点处的航向、侧向和垂向速度; V_{O1} 为机轮在 XOY 平面的合速度; ω 为轮胎转动角速度; R_0 为机轮半径; r_e 为机轮转动半径; r 为机轮中心距离地面高度; ψ_α 为轮胎侧偏角。

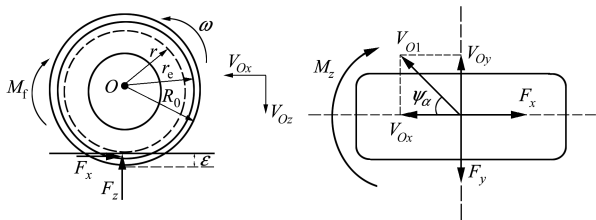


图 2 轮胎受力图

1) 径向轮胎力

$$F_z = (1 + c_T \varepsilon) f(\varepsilon) \tag{1}$$

式中: $f(\varepsilon)$ 为轮胎静压曲线; ε 为轮胎压缩量; c_T 为轮胎垂直振动当量阻尼系数,一般取 0.08。

2) 纵向轮胎力

$$F_x = \mu_x F_z \tag{2}$$

3) 侧向轮胎力

侧向轮胎力可以通过侧偏角 ψ_α 得出。侧偏角由轮胎侧向速度与航向速度的比值得到。取值一般在 $[-90^\circ, 90^\circ]$, 如(3) 式所示。

$$\psi_\alpha = \arctan\left(\frac{V_y}{|V_x| + e}\right) \tag{3}$$

式中, e 为防止出现奇异的小量,取 0.001。

轮胎转弯刚度 N 及其系数 ϕ_α 为

$$N = \left(\frac{dF_y}{d\psi_\alpha}\right)_{\psi_\alpha=0}, \quad \phi_\alpha = \frac{N\psi_\alpha}{\mu_\alpha F_z}$$

则侧向轮胎力 F_y 计算公式为

$$F_y = \begin{cases} -\mu_a F_z, & \phi_\alpha \leq -1.5 \\ \left(\phi_\alpha - \frac{4}{27} \phi_\alpha^3 \right) \mu_a F_z, & -1.5 < \phi_\alpha < 1.5 \\ \mu_a F_z, & \phi_\alpha \geq 1.5 \end{cases} \quad (4)$$

侧向力与侧偏角关系如图 3 所示。

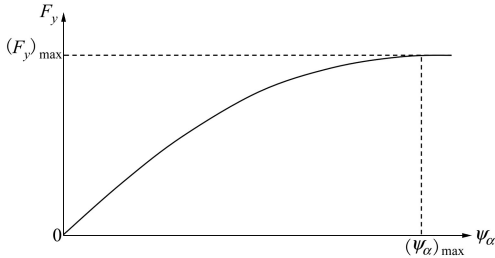


图 3 侧向力及侧偏角关系示意图

1.2 缓冲器力学模型

在飞机着陆滑跑过程中,缓冲器起着至关重要的作用,其主要功能是吸收着陆时产生的冲击载荷。缓冲器的性能优劣不仅直接关系到飞机的着陆稳定性,还对乘客的舒适性产生显著影响。良好的缓冲器设计能够有效降低着陆瞬间的冲击力,减少机身的振动幅度,从而提高飞机的着陆安全性。

支柱轴向力即缓冲器在工作时的轴向载荷 Q_V , 主要由缓冲器摩擦力 F_f 、油液阻尼力 F_h 、空气弹簧力 F_a 和结构限制力组成,如(5)式所示。

$$Q_V = \begin{cases} K_{sl} S_M, & S_M < 0 \\ F_a + F_h + F_f, & \text{其他} \\ K_{sc}(S_M - S_{\max}), & S_M > S_{\max} \end{cases} \quad (5)$$

式中: K_{sl} 和 K_{sc} 为缓冲支柱抗拉刚度和抗压刚度,与结构限制力有关; $S_{\max}$ 为缓冲器最大行程; S_M 为缓冲器压缩量。

对于单腔油气式缓冲器,其空气弹簧力 F_a 可由(6)式计算。

$$F_a = A_a \left[p_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - A_a S_M} \right)^\gamma - p_{\text{atm}} \right] \quad (6)$$

式中: γ 为气体多变指数; p_0 为初始压强; p_{atm} 为当地大气压; A_a 为活塞杆有效压气面积; V_0 为气腔初始体积。

油液阻尼力 F_h 计算公式为

$$F_h = \begin{cases} \left(\frac{\rho_o A_h^3}{2 C_d^2 A_d^2} \right) \dot{S}_M^2, & \dot{S}_M \geq 0 \\ - \left(\frac{\rho_o A_h^3}{2 C_d^2 A_{d1}^2} \right) \dot{S}_M^2, & \dot{S}_M < 0 \end{cases} \quad (7)$$

式中: ρ_o 为缓冲器填充油液密度; C_d 为油孔缩流系数; $\dot{S}_M$ 为缓冲器压缩速度; A_h 为缓冲器有效压油面积; A_d 和 A_{d1} 为正反行程油孔面积。

1.3 地面操纵动力学模型

根据达朗贝尔原理,在惯性坐标系下建立机体质心平动动力方程,如(8)式所示。

$$m_F \begin{Bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{Bmatrix} = T_{ib} \begin{Bmatrix} F_{th} \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} - T_{bsq} \sum_{s=1}^3 \begin{Bmatrix} Q_{Hxs} \\ Q_{Hys} \\ Q_{Vys} \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ m_F g \end{Bmatrix} - T_{ib} T_{ba} \begin{Bmatrix} D \\ C \\ L \end{Bmatrix} \quad (8)$$

在机体坐标系下建立机体质心的转动动力学方程,如(9)式所示。

$$I \begin{Bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{Bmatrix} = \sum_{s=1}^3 \begin{Bmatrix} M_{xs} \\ M_{ys} \\ M_{zs} \end{Bmatrix} - R_{bs} T_{bsq} \begin{Bmatrix} Q_{Hxs} \\ Q_{Hys} \\ Q_{Vys} \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} M_{xa} \\ M_{ya} \\ M_{za} \end{Bmatrix} - \omega I \begin{Bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{Bmatrix} \quad (9)$$

式中: m_F 为飞机机身质量; F_{th} 为发动机推力; $[D, C, L]^T$ 为气动力矢量; D, C, L 分别为阻力、侧力、升力; $[M_{xa}, M_{ya}, M_{za}]^T$ 为气动力矩矢量; $[Q_{Hxs}, Q_{Hys}, Q_{Vys}]^T$ 为支柱坐标系下支柱对机身的作用力矢量; $[M_{xs}, M_{ys}, M_{zs}]^T$ 为起落架对机身力矩矢量; ω 为机体的角速度矩阵; I 为机体的转动惯量矩阵; R_{bs} 为主起、前起连接点和机身质心的距离矩阵。

$$\omega = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (11)$$

$[\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ 为机体角速度矢量,其与姿态角的导数 $[\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T$ 关系为

$$\begin{cases} \dot{\psi} = (\omega_z \cos \phi + \omega_y \sin \phi) / \cos \theta \\ \dot{\theta} = \omega_y \cos \phi - \omega_z \sin \phi \\ \dot{\phi} = \omega_x + \tan \theta (\omega_z \cos \phi + \omega_y \sin \phi) \end{cases} \quad (12)$$

综上所述,在 Matlab/Simulink 软件完成全机地面操纵转弯数学模型搭建,如图 4 所示。

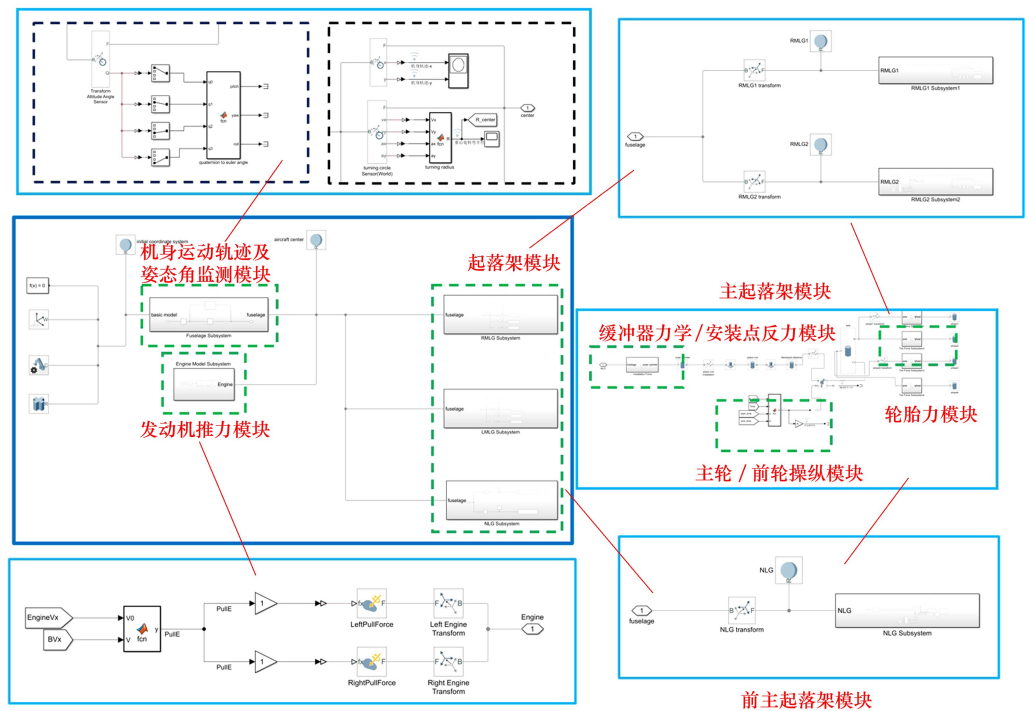


图 4 多支柱飞机地面操纵转弯数学模型示意图

本文分析中,主要全机参数如表 1 所示。

表 1 全机参数

参数名称	数值
飞机最大起飞质量/kg	405 000
重心到前起距离/mm	21 722
重心到第一排主起距离/mm	2 073
前后排主起距离/mm	6 920
重心到地面垂直高度/mm	2 723
左右主起落架间距/mm	8 384
转动惯量 $I_{xx}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	3.33×10^7
转动惯量 $I_{yy}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	7.2×10^7
转动惯量 $I_{zz}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	9.45×10^8

2 多支柱飞机地面转弯性能影响规律分析

DOE(design of experiments) 是一种实验设计方法,用于探索和验证因素对结果的影响。在 DOE 中,通常会将实验分为多个组合,每个组合都会控制一个因素,并测量其对结果的影响。通过这种方式,

可以更全面地了解因素对结果的影响,并确定最佳因素组合。

在分析主起落架偏转对转弯性能影响之前,应首先研究主起落架不偏转时,前起落架转弯角度以及转弯速度对飞机转弯性能的影响规律。

2.1 飞机侧滑判据

飞机在地面滑跑转弯的一般要求为:一般情况下前轮和主轮不发生侧滑,在个别情况下允许前轮发生少量侧滑;为了确保飞机能够顺利转弯,还需要判断前轮驱动力矩与主轮偏航侧向力矩之间的平衡关系,即当前轮操纵角为 0 时,力矩也为 0;随着前轮操纵角增大,此时前轮驱动力矩相对较大,而由于侧偏角较小,主轮偏航力矩也较小,因此前轮驱动力矩大于主轮侧向偏航力矩,飞机可以顺利转弯;随着前轮操纵角继续增大,前轮驱动力矩开始变小,而主轮偏航力矩开始变大,直到前轮操纵角大于某一角度后,前轮驱动力矩小于主轮侧向偏航力矩,此时飞机便无法完成转弯。

由于前轮操纵力矩是用于克服前起侧向力,为了简化比较,当转弯过程中,随着转弯条件逐渐苛刻,前轮侧向力逐渐增大,直至峰值,此时轮胎侧向摩擦因数达到最大侧向摩擦因数(此次分析设置侧

向最大摩擦因数为 0.8),即前轮无法提供转弯所需要的向心力,则可以判定此时飞机已经无法顺利转弯。若前轮仍继续执行转弯操纵指令,轮胎侧向摩擦因数开始下降,直至进入稳定状态,则可判定轮胎已经发生侧滑现象。

2.2 飞机转弯速度影响分析

基于 DOE 原则,设置如表 2 所示的仿真工况, α_N 表示前起落架最大转角, α_{M1} 表示第 1 排主起最大转角, α_{M5} 表示第 5 排主起最大转角, v 表示飞机转弯速度。工况 1~3 控制前起落架最大转弯角度为 45° ,分析转弯速度对 AN124 操纵转弯性能的影响。

表 2 主起落架不偏转工况设置

工况序号	$\alpha_N/(^\circ)$	$v/(m \cdot s^{-1})$	$\alpha_{M1}/(^\circ)$	$\alpha_{M5}/(^\circ)$
1	45	1	0	0
2	45	3	0	0
3	45	5	0	0

在飞机转弯过程中,由于其为左转弯,且外侧起落架的侧滑程度大于内侧,因此 R-NLG 外侧轮胎的侧滑程度最显著,基于此,本文将 R-NLG 外侧轮胎作为前起落架侧滑的研究对象。工况 1~3 R-NLG 轮胎摩擦因数变化结果如图 5 所示。

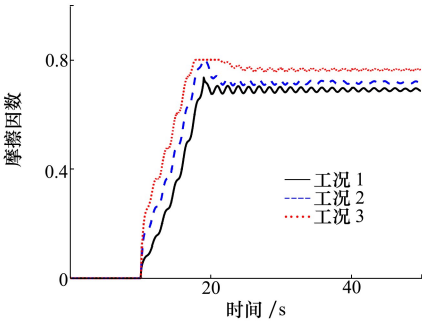


图 5 工况 1~3 前起落架轮胎摩擦因数变化

根据变化结果可以得出,随着转弯速度的增加,工况 1~3 的前起落架轮胎摩擦因数峰值分别为 0.73,0.78,0.8。并且工况 3 的轮胎摩擦因数已超过 0.8,表明轮胎已经明显侧滑。

通过分析前起转弯力矩随时间的变化,可以直观地了解飞机在转弯过程中的动态响应特性以及操纵力矩的大小变化规律,进而评估转弯过程的稳定性和操纵效率。工况 1~3 R-NLG 转弯力矩随时间变化结果如图 6 所示。

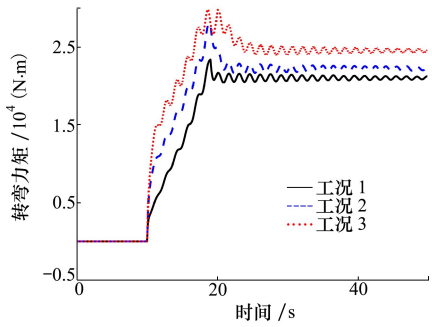


图 6 工况 1~3 前起落架转弯力矩变化

根据变化结果可以得出,随着转弯速度的增加,工况 1~3 的前起落架转弯力矩峰值分别为 23 351, 27 982, 29 731 N · m。工况 3 的前起落架转弯力矩值最大。

通过分析飞机转弯半径随时间的变化,可以清晰地观察到飞机在不同转弯阶段的动态特性,为评估其地面机动性能提供重要依据。AN124 飞机转弯半径随时间的变化如图 7 所示。

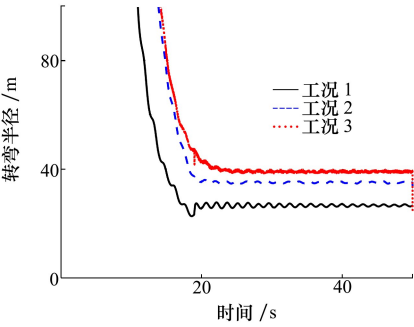


图 7 工况 1~3 飞机转弯半径变化

根据变化结果可得出,随着转弯速度的增加,工况 1~3 的飞机转弯半径分别为 26.3,34.7,39.3 m。

2.3 飞机转弯角度影响分析

控制飞机转弯速度为 5 m/s,分析飞机前轮最大转角对 AN124 操纵转弯性能的影响,具体仿真工况设置如表 3 所示。

表 3 主起落架不偏转工况设置

工况序号	$\alpha_N/(^\circ)$	$v/(m \cdot s^{-1})$	$\alpha_{M1}/(^\circ)$	$\alpha_{M5}/(^\circ)$
4	35	5	0	0
5	40	5	0	0
6	45	5	0	0

工况 4~6 下 R-NLG 轮胎摩擦因数变化结果如图 8 所示。

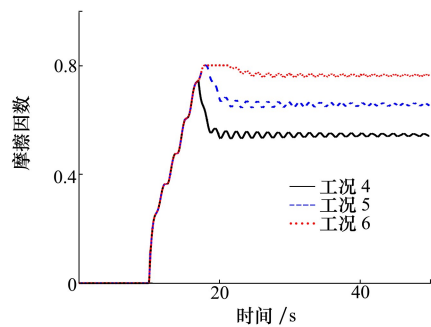


图 8 工况 4~6 前起落架轮胎摩擦因数变化

根据变化结果可以得出,随着转弯角度的增加,工况 4~6 的前起落架轮胎摩擦因数峰值分别为 0.74,0.79,0.8。工况 3 的轮胎摩擦因数已超过 0.8,轮胎已经明显侧滑。

工况 4~6 下 R-NLG 转弯力矩随时间变化结果如图 9 所示。

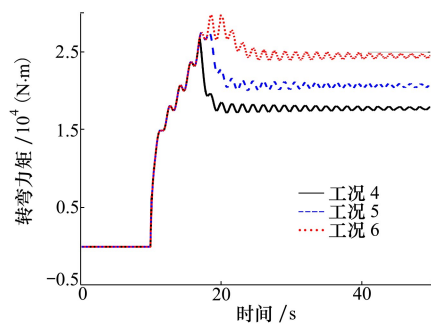


图 9 工况 4~6 前起落架转弯力矩变化

根据变化结果可以得出,随着转弯角度的增加,工况 4~6 的前起落架转弯力矩峰值分别为 26 623, 27 435, 29 731 N·m。工况 3 的前起落架转弯力矩值最大。

AN124 飞机转弯半径随时间的变化如图 10 所示,可以看出:随着转弯角度的增加,工况 4~6 的飞机转弯半径分别为 52.2,44.9,39.3 m。

根据变化结果分析可知,无论是增大前轮最大转角还是增大转弯速度,前起落架轮胎的摩擦因数均会随之增加。具体而言,工况 3 和 6 的轮胎摩擦因数已超过 0.8,此时轮胎已出现明显的侧滑现象。这说明若多支柱飞机仅靠单独操纵前起落架进行转弯,前轮转角或转弯速度增加,都有可能使前起落架轮胎发生侧滑。这种侧滑现象会严重影响飞机的转弯性能,导致飞机无法顺利且安全地完成转弯动作。

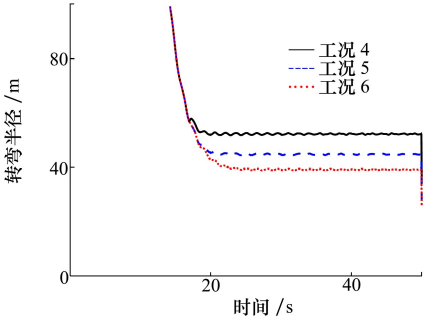


图 10 工况 4~6 飞机转弯半径变化

本研究对全机模型在不同转弯角度和速度下的性能进行了系统分析。确定了转弯角度对应的边界安全速度。在此基础上,进一步绘制了如图 11 所示的安全包线图。该安全包线图清晰地展示了在不同转弯角度条件下,飞行器可安全运行的速度范围。

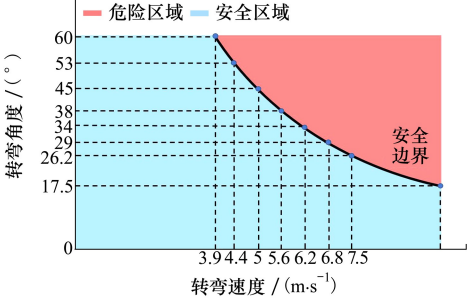


图 11 转弯速度-转弯角度包线图

3 主轮偏转影响规律分析

为了更加合理评估主起落架偏转对于飞机转弯性能的收益,应该使飞机转弯速度与前轮最大转角都处于恶劣条件。根据工况 3 和 6 分析结果,可以将前轮最大转角 45°,转弯速度 5 m/s 作为初始转弯条件。AN124 实际转弯过程中,前排与后排主起落架均可独立进行操纵转弯。因此,首先应分别分析 2 排主起落架单独偏转对转弯性能的影响,再综合分析 2 排主起落架同时偏转时的协同效应。这种分析方法有助于明确各主起落架偏转对转弯性能的具体贡献,进而为优化飞机转弯操作提供科学依据。

3.1 前排主起单独偏转影响分析

首先研究 AN124 在恶劣工况下仅前排主轮偏转的收益情况。由于前排主起位于飞机重心之前,前排主起偏转方向应与前轮偏转方向相同,以辅助前轮偏转。设置如表 4 所示的仿真工况。

表 4 主起落架偏转工况设置

工况序号	$\alpha_N/(^{\circ})$	$v/(m \cdot s^{-1})$	$\alpha_{M1}/(^{\circ})$	$\alpha_{M5}/(^{\circ})$
7	45	5	5	0
8	45	5	15	0
9	45	5	25	0

工况 7~9 下 R-NLG 轮胎摩擦因数变化结果如图 12 所示。

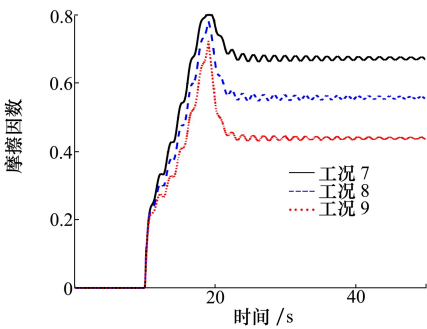


图 12 工况 7~9 前起落架轮胎摩擦因数变化

通过变化结果可以得出,单独操纵第一排主起落架,工况 7~9 的前起落架轮胎摩擦因数峰值分别为 0.8,0.78,0.72。相比于主起不偏转工况分别减小了 0%,2.5%,10%,前起落架两轮胎摩擦因数都随着主轮转角增加而逐渐降低。这表明操纵前排主轮能够明显降低前起落架轮胎侧滑程度,提高前起落架转弯稳定性。

工况 7~9 下 R-NLG 转弯力矩随时间变化结果如图 13 所示。

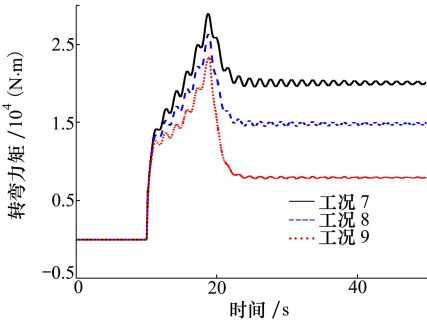


图 13 工况 7~9 前起落架转弯力矩变化

根据变化结果可以得出,随着转弯速度的增加,工况 7~9 的前起落架转弯力矩峰值分别为 28 986, 26 341, 23 356 N·m。相比于主起不偏转工况分别减小了 2.5%,11.4%,21.4%,并且工况 7 的前起落

架转弯力矩值最大,说明前排主起单独主动偏转后,可以显著降低飞机前起转弯力矩。

工况 7~9 飞机重心处转弯半径的变化结果如图 14 所示。

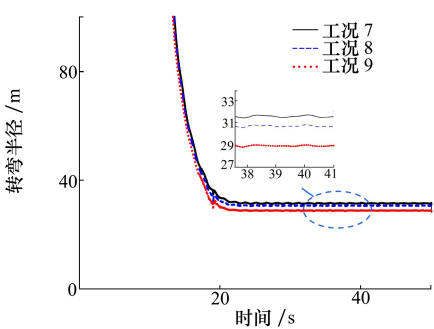


图 14 工况 7~9 飞机重心处转弯半径变化

根据图 14 变化结果可以得出,工况 7~9 的飞机转弯半径分别为 31.7,30.8,28.8 m。相比于主起不偏转工况分别减小了 19.3%,21.6%,26.7%,飞机重心处转弯半径随着主轮转角增加逐渐减小。这说明操纵主轮偏转可以有效减小飞机转弯半径,提高飞机机动性能。

同理,将 RMLG1 外侧轮胎作为主起落架轮胎侧滑研究对象,工况 7~9 主起落架轮胎摩擦因数的变化结果如图 15 所示。

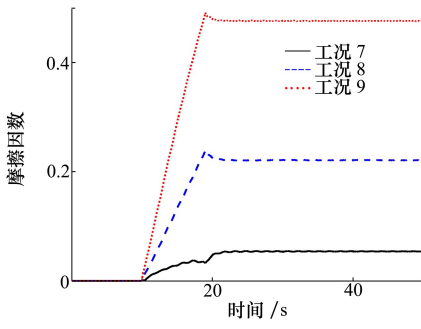


图 15 工况 7~9 主起落架轮胎摩擦因数变化

通过图 15 变化结果可以得出,单独操纵第一排主轮,工况 7~9 的主起落架轮胎摩擦因数峰值分别为 0.05,0.23,0.49。发生偏转的主起落架轮胎摩擦因数随主轮转角增加而逐渐变大。这说明操纵主起落架偏转虽然可以显著提高飞机转弯性能,但代价是增大了偏转主轮侧滑程度。

工况 7~9 下 RMLG1 转弯力矩随时间变化结果如图 16 所示。

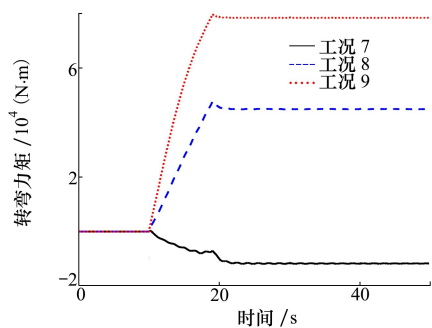


图 16 工况 7~9 主起落架转弯力矩变化

根据变化结果可以得出,随着转弯速度的增加,工况 7~9 的主起落架转弯力矩峰值分别为 11 648, 47 817,79 791 N · m。工况 9 的主起落架转弯力矩值最大。

3.2 后排主起单独偏转影响分析

研究仅后排主轮偏转对飞机转弯性能的影响,后排主起位于飞机重心之后,因此后排主起偏转方向应与前轮偏转方向相反,以利于飞机转弯。设置如表 5 所示的仿真工况。

表 5 主起落架偏转工况设置

工况序号	$\alpha_N/(\text{°})$	$v/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$\alpha_{M1}/(\text{°})$	$\alpha_{M5}/(\text{°})$
10	45	5	0	-5
11	45	5	0	-15
12	45	5	0	-25

工况 10~12 下 R-NLG 轮胎摩擦因数变化结果如图 17 所示。

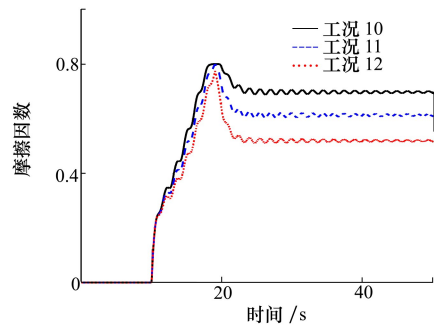


图 17 工况 10~12 前起落架轮胎摩擦因数变化

通过变化结果可以得出,单独操纵最后一排主起落架,工况 10~12 的前起落架轮胎摩擦因数峰值分别为 0.8,0.79,0.77。相比于主起不偏转工况分别减小了 0%,1.2%,3.7%,前起落架两轮胎摩擦因

数都随着主轮转角增加而逐渐降低。这表明操纵后排主轮能够明显降低前起落架轮胎侧滑程度,提高前起落架转弯稳定性。

工况 10~12 下 R-NLG 转弯力矩随时间变化结果如图 18 所示。

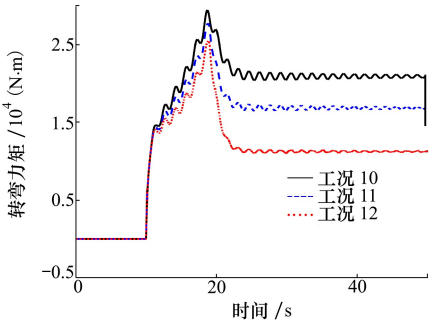


图 18 工况 10~12 前起落架转弯力矩变化

根据变化结果可以得出,随着转弯速度增加,工况 10~12 的前起落架转弯力矩峰值分别为 29 407, 27 675,25 421 N · m,相比于主起不偏转工况分别减小了 1%,6.9%,14.4%,工况 10 的前起落架转弯力矩值最大,说明后排主起单独主动偏转后,可以显著降低飞机前起转弯力矩。

工况 10~12 飞机重心处转弯半径的变化结果如图 19 所示。

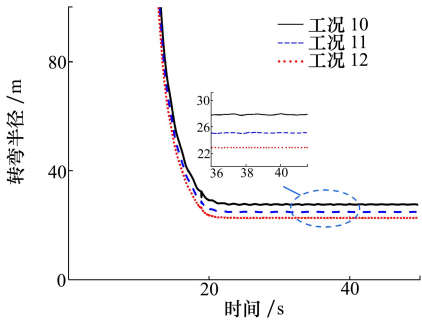


图 19 工况 10~12 飞机重心处转弯半径变化

根据图 19 变化结果可以得出,工况 10~12 的飞机转弯半径分别为 27.9,25.1,22.8 m,相比于主起不偏转工况分别减小了 29%,35.8%,42%,飞机重心处转弯半径随着主轮转角增加逐渐变小。这说明操纵主轮偏转可以有效减小飞机转弯半径,提高飞机机动性能。

同理,将 RMLG5 外侧轮胎作为主起落架轮胎侧滑研究对象,工况 10~12 主起落架轮胎摩擦因数

的变化结果如图 20 所示。

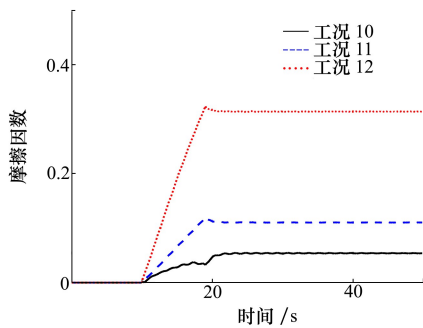


图 20 工况 10~12 主起落架轮胎摩擦因数变化

通过变化结果可以得出,单独操纵最后一排主轮,工况 10~12 的主起落架轮胎摩擦因数峰值分别为 0.05,0.12,0.32。发生偏转的主起落架轮胎摩擦因数都随着主轮转角增加而逐渐变大。这说明操纵主起落架偏转虽然可以显著提高飞机转弯性能,但代价同样是增大了偏转主轮侧滑程度。

工况 10~12 下 RMLG5 转弯力矩随时间变化结果如图 21 所示。

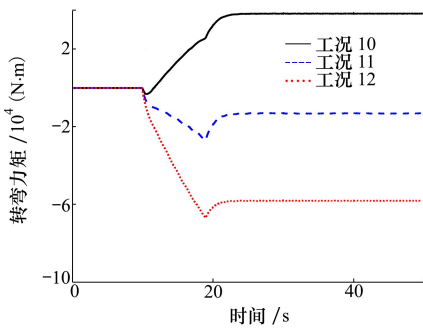


图 21 工况 10~12 主起落架转弯力矩变化

根据变化结果可以得出,随着转弯速度的增加,工况 10~12 的主起落架转弯力矩峰值分别为 38 334,26 986,67 098 N·m。工况 12 的主起落架转弯力矩值最大。

3.3 前、后排主起同时偏转影响分析

研究前、后排主轮同时偏转时的影响,使前后排主轮偏转角度一致,且前排主起偏转方向应与前起轮胎偏转方向相同,后排主起偏转方向应与前起轮胎偏转方向相反,设置如表 6 所示的仿真工况。

表 6 主起落架偏转工况设置

工况序号	$\alpha_N/(^{\circ})$	$v/(m \cdot s^{-1})$	$\alpha_{M1}/(^{\circ})$	$\alpha_{M5}/(^{\circ})$
13	45	5	5	-5
14	45	5	15	-15
15	45	5	25	-25

工况 13~15 下 R-NLG 轮胎摩擦因数变化结果如图 22 所示。

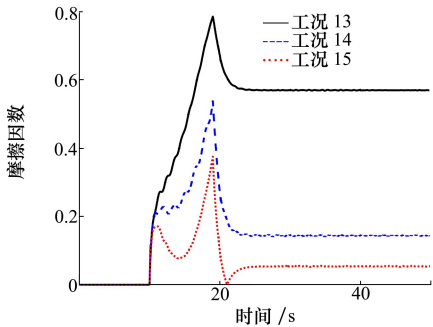


图 22 工况 13~15 前起落架轮胎摩擦因数变化

通过变化结果可以得出,同时操纵前后排主起落架,随着前后排主起转弯角度的增加,工况 13~15 的前起落架轮胎摩擦因数峰值分别为 0.78,0.53,0.37。这种趋势反映了前后排主起落架同时偏转对前起落架轮胎侧滑程度的显著影响,即前后排主起偏转角度越大,轮胎侧滑程度越小,转弯稳定性越高。

工况 13~15 下 R-NLG 转弯力矩随时间变化结果如图 23 所示。

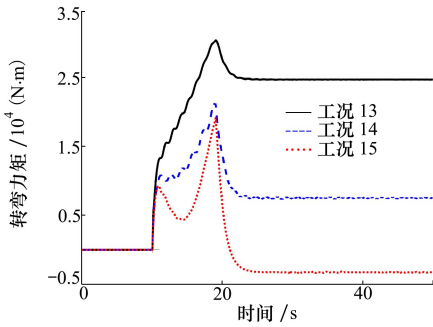


图 23 工况 13~15 前起落架转弯力矩变化

根据变化结果可以得出,同时操纵前后排主起落架,随着前后排主起转弯角度的增加,工况 13~15 的前起落架转弯力矩峰值分别为 30 436,21 207,19 166 N·m。这一趋势表明,随着前后排主起落

架偏转角度的增大,前起落架的转弯力矩显著降低。

工况 13~15 下飞机重心处转弯半径的变化结果如图 24 所示。

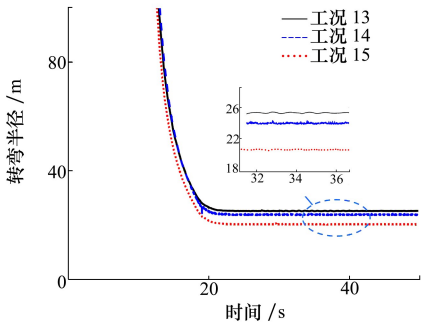


图 24 工况 13~15 飞机重心处转弯半径变化

根据变化结果可以得出,同时操纵前后排主起落架,随着前后排主起转弯角度的增加,工况 13~15 的飞机转弯半径分别为 25.3,23.9,20.5 m。这一趋势表明,前后排主起落架的协同偏转显著减小了飞机的转弯半径。

3.4 不同主起偏转方式影响对比分析

通过研究前后排主起同时偏转时转角梯度对转弯半径、前轮摩擦因数及操纵力矩的影响规律,得出偏转角度的增大,能有效降低转弯过程中的侧滑程度和操纵力矩,提高飞机在地面转弯时的机动性和灵活性,从而增强飞机的地面操作性能。

为了更直观地展示 3 种不同主起落架偏转方式对前起摩擦因数、转弯力矩、飞机转弯半径等关键性能指标的影响,本文对比分析了工况 8,11,14 对应的 3 种偏转方式的结果,为优化多支柱飞机的起落架设计提供理论依据。

工况 8,11,14 下 R-NLG 轮胎摩擦因数变化结果如图 25 所示。

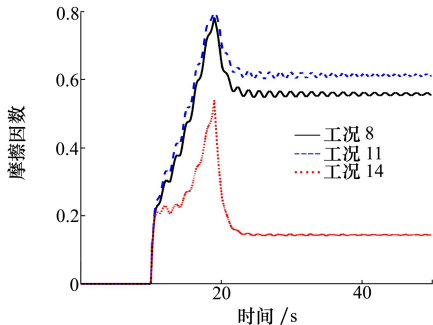


图 25 工况 8,11,14 前起落架轮胎摩擦因数变化

通过对比前排主起单独偏转、后排主起单独偏转、前后排主起同时偏转对前起摩擦因数的影响,可以得出工况 8,11,14 的前起落架轮胎摩擦因数峰值分别为 0.79,0.78,0.53,相比于主起不偏转工况分别减小了 1.2%,2.5%,33.7%。前起落架两轮胎摩擦因数在前后排主起同时偏转的情况下显著降低。这表明前后排主轮同时偏转能够明显降低前起落架轮胎侧滑程度,提高前起落架转弯稳定性。

工况 8,11,14 下 R-NLG 转弯力矩随时间变化结果如图 26 所示。

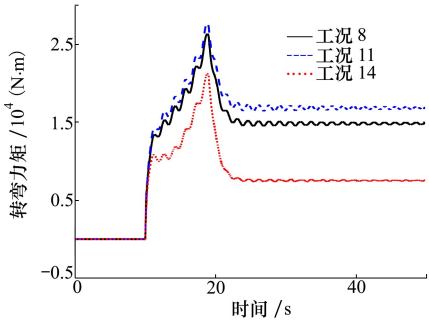


图 26 工况 8,11,14 前起落架转弯力矩变化

根据变化结果可以得出,随着转弯速度的增加,工况 8,11,14 的前起落架转弯力矩峰值分别为 26 341,27 675,21 207 N·m,相比于主起不偏转工况分别减小了 11.4%,6.9%,28.6%。工况 14 的前起落架转弯力矩值最小,说明前后排主起同时偏转后,可以显著降低飞机前起转弯力矩。

工况 8,11,14 飞机重心处转弯半径的变化结果如图 27 所示。

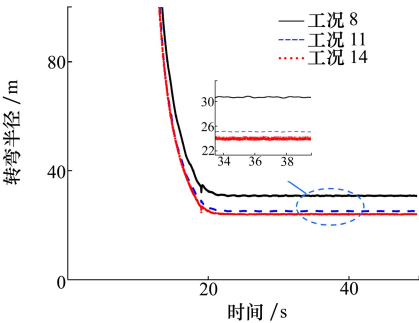


图 27 工况 8,11,14 飞机重心处转弯半径变化

根据变化结果可以得出,工况 8,11,14 的飞机转弯半径分别为 30.8,25.1,23.9 m,相比于主起不偏转工况分别减小了 21.6%,36.1%,39.2%。飞机

重心处转弯半径在前后排主起同时偏转的情况下显著降低。这说明操纵前后排主轮同时偏转可以有效减小飞机转弯半径,提高飞机机动性能。

4 结论

本文基于动力学基本原理,建立了考虑主起落架操纵转弯的多支柱飞机地面转弯动力学模型。该模型对轮胎力学和缓冲器力学进行了精细化处理,使得所建立的数学模型能够更真实地模拟多支柱飞机在地面转弯时的行为。基于该数学模型,运用DOE原则设置了不同的仿真工况,并分析了主起落架偏转对转弯性能的影响。

最终研究结果表明:

1) 主起落架的偏转对飞机转弯性能具有显著影响,特别是在改善飞机在恶劣转弯条件下前起落架侧滑问题方面具有重要作用。

2) 过大的主轮转角可能导致主轮发生侧滑。因此,在多支柱飞机主轮转角的设计中,合理设置转角能够有效减小飞机转弯半径、降低前轮侧偏,并在

恶劣条件下改善转弯性能。

3) 通过对比前排主起单独偏转、后排主起单独偏转以及前后排主起同时偏转的情况,横向对比3种主轮偏转方式,得出前后排主起同时偏转时可以获得更高的收益,即前轮更容易偏转且转弯半径更小。这表明在设计多支柱飞机的起落架系统时,应综合考虑前排和后排主起落架的协同作用,以优化转弯性能。

综上所述,本文以AN124为对象,在特定质量、重心及轮胎-跑道摩擦因数情况下,定量揭示了前排主起、后排主起及其前后排主起协同偏转对转弯半径、前轮侧滑及操纵力矩的影响规律。研究结果表明:在本文设定的5 m/s速度、45°前轮极限转角工况内,前后排主起协同偏转(25°~-25°)相较单排主起偏转方案的最小转弯半径(22.8 m)可进一步减小约10%,并显著降低前轮侧滑系数(由0.80降至0.37)。上述结论可为多支柱飞机起落架转向策略的初步设计提供理论依据。并为未来大型运输机起落架转向系统的优化设计奠定理论与试验基础。

参考文献:

- [1] CURREY N S. Aircraft landing gear design: principles and practices[M]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1988.
- [2] SFORZA P M. Commercial airplane design principles[M]. London: Butterworth-Heinemann, 2014.
- [3] SHE C, ZHANG M, GE Y, et al. Design and simulation analysis of an electromagnetic damper for reducing shimmy in electrically actuated nose wheel steering systems[J]. Aerospace, 2022, 9(2): 113.
- [4] 冯军. 大型民机起落架的发展趋势与关键技术[J]. 航空制造技术, 2009(2): 52-54.
FENG Jun. Development trends and key technologies of landing gear for large civil aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009(2): 52-54. (in Chinese)
- [5] SHE C, ZHANG M, HINKKANEN M, et al. Damping coefficient characterization and experiment of an electromagnetic damper for shimmy reduction[J]. IEEE/ASME Trans on Mechatronics, 2024, 30(3): 2017-2027.
- [6] SHE C, ZHANG M, HINKKANEN M, et al. An integrated design methodology for architecture solutions to shimmy reduction subsystems in all electric aircraft[J]. IEEE Trans on Transportation Electrification, 2024, 10(4): 10428-10440.
- [7] YANG H S. C-5A main landing gear bogie pitching control[J]. Journal of Aircraft, 1971, 8(11): 912-917.
- [8] JENKINS S F N. Landing gear design and development[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 1989, 203(1): 67-73.
- [9] SCHMIDT R K. The design of aircraft landing gear[M]. Warrendale: SAE International, 2021.
- [10] FANG X, CHEN H, HAN Y, et al. Crashworthiness performance simulation and analysis of combined-type landing gear buffer[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2022, 35(4): 04022049.
- [11] LI F, WEI G, QI W, et al. Modeling and adaptive control of magneto-rheological buffer system for aircraft landing gear[J]. Applied Mathematical Modelling, 2015, 39(9): 2509-2517.
- [12] SHI X Z, NIE H, ZHANG M, et al. Kriging-assisted valid-screening optimization(KVSO) to study optimal steering strategies for

- multi-struts aircraft[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2025, 162: 110157.
- [13] 陶小将, 程普强. 多轮多支柱飞机地面低速转弯能力研究[J]. *航空计算技术*, 2021, 51(6): 14-17.
TAO Xiaojang, CHENG Puqiang. Study on aircraft low speed steering capability of multi-tire and multi-strut landing gear[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2021, 51(6): 14-17. (in Chinese)
- [14] KING J M. The Airbus 380 and Boeing 787: a role in the recovery of the airline transport market[J]. *Journal of Air Transport Management*, 2007, 13(1): 16-22.
- [15] MCMULLIN D L, JACOBSEN A R, CARVAN D C, et al. The Boeing 787 dreamliner-a case study in large-scale design integration[C]//*Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society Annual Meeting*, Los Angeles, 2008.
- [16] TROFIMOV V A, MOLYAR A G. Specific features of in-service failures of parts of the landing gear of AN124 “Ruslan” aircrafts[J]. *Materials Science*, 2001, 37(2): 333-339.
- [17] YOU Q, ZHANG H, MA J. Calculation of the lateral forces caused by B777 turning during taxiing[J]. *Journal of Transportation Engineering, Part B: Pavements*, 2019, 145(1): 04018067.
- [18] RANKIN J, KRAUSKOPF B, LOWENBERG M, et al. Operational parameter study of aircraft dynamics on the ground[J]. *Journal of Computational and Nonlinear Dynamics*, 2010, 5(2): 021007.
- [19] DU C, LI F, SHI Y, et al. Integral event-triggered attack-resilient control of aircraft-on-ground synergistic turning system with uncertain tire cornering stiffness[J]. *IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica*, 2023, 10(5): 1276-1287.
- [20] YOU Q, MA J, ZHAO Z. Evaluation of the lateral loading caused by aircraft with complex gear configurations turning during taxiing[J]. *International Journal of Pavement Engineering*, 2019, 20(8): 911-919.
- [21] YIN Q, KONG D, SONG J, et al. Influence of asymmetrical factors on aircraft ground steering stability[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2023, 142: 108698.
- [22] SHI X, YU A, NIE H, et al. Effects of pitch stabilization buffer on the dynamic performance of frame-type landing gear[J]. *Aerospace*, 2024, 11(4): 288.
- [23] 张明. 飞机地面动力学若干关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
ZHANG Ming. Research on some key technologies of aircraft ground dynamics[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [24] 尤颖. 多轮多支柱起落架载荷分析研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
YOU Ying. Load transmission analysis of multi-wheel and multi-strut landing gears[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)

Analysis on dynamic characteristics of multi-strut aircraft
under main landing gear coordinated steering

FENG Jun¹, TAO Xiaojiang¹, GUI Xiwen², NIE Hong^{2,3},
ZHANG Ming^{2,3}, SHI Xiazheng²

- 1.The First Aircraft Design Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China;

2.State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures,Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

3.Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

Abstract: Due to their large fuselage and complex landing gear configuration, multi-strut aircraft faces significant challenges in steering control and stability during ground maneuvers. These factors directly impact flight safety and airport operational efficiency. This study focuses on the AN124 aircraft and develops a mathematical model for ground turning behavior that incorporates the steering dynamics of a multi-strut landing gear system, based on fundamental principles of dynamics. Using this model, the influence of various main gear deflection strategies on turning performance is thoroughly analyzed, with particular attention to turning radius, nose gear steering torque, and tire sideslip. Three steering configurations are examined: deflection of the front main struts alone, deflection of the rear main struts alone, and simultaneous deflection of both front and rear main struts. A comparative analysis is conducted to evaluate the impact of each configuration on key performance metrics. Results show that simultaneous deflection of the front and rear main struts offers the most significant benefits. It not only reduces the sideslip coefficient of the nose wheel but also substantially decreases the aircraft's turning radius. These findings suggest that the coordinated operation of front and rear main struts should be considered in the design of multi-strut landing gear systems to optimize turning performance. This study provides a theoretical basis for the design and optimization of landing gear systems in multi-strut aircraft. It contributes to improving turning performance, reducing maneuvering risks, and enhancing airport operational efficiency.

Keywords: multi-strut aircraft; coordinated landing gear steering; aircraft ground steering dynamics

引用格式:冯军, 陶小将, 桂熙汶, 等. 前主起协同转弯下的多支柱飞机动态特性分析[J]. 西北工业大学学报, 2026, 44(2): 222-234.

FENG Jun, TAO Xiaojiang, GUI Xiwen, et al. Analysis on dynamic characteristics of multi-strut aircraft under main landing gear coordinated steering [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2026, 44(2): 222-234. (in Chinese)