

文章编号: 1674-8190(2023)01-065-08

支柱式前起落架系统刚度与摆振稳定性研究

冯广^{1,2}, 向宗威¹, 姜义尧¹, 金军², 余好文², 蒋炳炎¹

(1. 中南大学 高性能复杂制造国家重点实验室, 长沙 410083)

(2. 中航飞机起落架有限责任公司, 长沙 410200)

摘要: 系统刚度(航向、侧向和扭转刚度)是支柱式前起落架设计的重要指标, 探明系统刚度对摆振稳定性的影响规律, 对起落架的防摆设计具有重要意义。采用改变缓冲器初始气体压力的方式, 分析缓冲器行程对系统刚度的影响规律, 研究系统刚度对支柱式前起落架摆振的初始扭转角、收敛时间、收敛比例和稳定区域的影响。结果表明: 增大支柱式前起落架系统刚度, 可提升防摆性能, 但同时会造成初始扭转角和摆振收敛时间的增加, 这会降低起落架抵御外界干扰的能力, 因此, 不能过度增加支柱式前起落架系统刚度。

关键词: 支柱式前起落架; 系统刚度; 缓冲器行程; 摆振稳定性; 防摆设计

中图分类号: V226

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.01.07

Study on stiffness and shimmy stability of strut-type nose landing gear system

FENG Guang^{1,2}, XIANG Zongwei¹, JIANG Yiyao¹, JIN Jun², YU Haowen², JIANG Bingyan¹

(1. State Key Laboratory of High-performance Complex Manufacturing, Central South University, Changsha 410083, China)

(2. Landing-gear Advanced Manufacturing Corp., Changsha 410200, China)

Abstract: System stiffness (longitudinal, lateral, and torsional stiffness) is a meaningful index for strut nose landing gear design. It arises from profound significance to explore the influence law of system stiffness on shimmy stability for the anti-shimmy design of landing gear. By changing the initial gas pressure of the buffer, the influence of buffer stroke on the system stiffness is analyzed, and the influence of the system stiffness on the initial torsion angle, convergence time, convergence ratio, and stability area of the strut nose landing gear shimmy is studied. Results show that increasing the stiffness of the strut-type nose gear system can improve the anti-shimmy performance, but will increase the initial torsional angle and shimmy convergence time, and reduce the ability of the landing gear to resist external disturbances. Therefore, the stiffness of the strut-type nose landing gear system cannot be excessively increased.

Key words: strut-type nose landing gear; system stiffness; buffer stroke; shimmy stability; anti-shimmy design

收稿日期: 2022-03-14; 修回日期: 2022-06-10

基金项目: 工信部民机专项(JZ025-XY-003); 湖南省研究生科研创新项目资助(CX20210221)

通信作者: 蒋炳炎, jby@csu.edu.cn

引用格式: 冯广, 向宗威, 姜义尧, 等. 支柱式前起落架系统刚度与摆振稳定性研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(1): 65-72.

FENG Guang, XIANG Zongwei, JIANG Yiyao, et al. Study on stiffness and shimmy stability of strut-type nose landing gear system[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(1): 65-72. (in Chinese)

0 引言

起落架按结构可分为支柱式、摇臂式和构架式等,支柱式起落架是目前最为常用的起落架形式,广泛应用于大型民用客机、教练机和舰载机的前起落架。摆振是飞机在起飞或着陆的滑跑过程中,受到地面激励后,由前轮引起的飞机偏离航向的摆动。若起落架防摆性能不足,会发生剧烈的摆振,严重的将引发飞机安全事故。

自 19 世纪 40 年代以来,飞机起落架摆振问题一直是研究的重点和热点。影响摆振的因素主要有稳定距^[1]、结构间隙^[2]、库伦摩擦^[3]、路面粗糙度^[4]、起落架刚度^[5]、机轮充气压力^[6]、减摆阻尼^[7]、油液压缩性^[8]等,其中起落架刚度为主要因素。P. Thota 等^[9]构建了包含扭转自由度、侧向自由度和航向自由度的起落架摆振模型,研究发现航向自由度对摆振无明显影响。现大多数的数学模型都是考虑了扭转自由度和侧向自由度的起落架摆振模型,利用扭转刚度和侧向弯曲刚度这两个参数表征起落架刚度^[10-11]。寇明龙^[5]发现支柱刚度不足会发生“结构型摆振”;陈大伟^[12]发现扭转刚度增大会增大两参数(速度和机轮垂直载荷)分岔图中的稳定区域。上述研究基于数学模型,探明了单独变化扭转刚度系数对摆振稳定性产生的影响,但实际起落架的扭转刚度较难实现单独调节。陈勇等^[13]利用 ABAQUS 软件,构建支柱式前起落架有限元计算模型,通过改变垂向载荷调节缓冲器行程,发现侧向刚度和扭转刚度均发生变化;张健等^[14]针对某型飞机前起落架,通过调节五种地面载荷的工况,发现载荷增大会减小最小临界阻尼、增大摆振频率,但该方法会造成其系统刚度和轮胎刚度的共同变化,未能单独探明前起落架缓冲器行程造成的系统刚度变化对飞机摆振稳定性的影响。

综上所述,采用起落架摆振数学模型对起落架刚度参数的研究中,区分了扭转刚度和侧向弯曲刚度,并探明了扭转刚度单独变化对摆振稳定性的影响,但未考虑起落架三维结构,真实情况下,起落架的扭转刚度并不能实现单独调节。而采用起落架摆振多体动力学模型对起落架刚度参数的研究中,分析了起落架刚度随缓冲器行程的

变化情况,探明了轮胎刚度和起落架刚度同时变化对摆振稳定性的影响,但并未研究单独起落架刚度变化对摆振稳定性的影响。

本文针对支柱式前起落架,利用 Hypermesh 软件绘制网格,导入 LMS Virtual. Lab 中,建立前起落架刚度表征模型和摆振模型,分析缓冲器行程与支柱式前起落架侧向刚度和扭转刚度的关系,采用改变缓冲器初始气体压力的方式,调节缓冲器行程,进而调节系统刚度,研究系统刚度对摆振稳定性的影响,以期对支柱式起落架设计阶段的防摆措施设计提供参考。

1 支柱式前起落架系统刚度仿真研究

1.1 刚度表征模型

起落架航向刚度为航向载荷与航向载荷下产生的航向位移的比值,起落架侧向刚度为侧向载荷与侧向载荷下产生的侧向位移的比值,起落架扭转刚度为扭转载荷与扭转载荷下产生的扭转角的比值^[13,15]。本文前起落架航向刚度、侧向刚度和扭转刚度定义如下:前起落架结构形式简图如图 1 所示,图中 O_1 点、 O_2 点为左右机轮中心, O 点为轮轴中心点, A 点为轮轴与活塞杆交点。

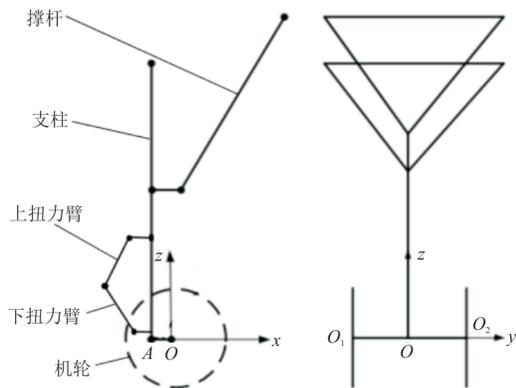


图 1 支柱式前起落架结构简图

Fig. 1 Structural sketch of strut-type nose landing gear

航向刚度 K_H :

$$K_H = \frac{P_x}{\delta_{xA}} \quad (1)$$

式中: P_x 为在机轮中心点 O_1 、 O_2 施加 x 方向总载荷; δ_{xA} 为 A 点的 x 方向变形。

侧向刚度 K_s :

$$K_s = \frac{P_Y}{\delta_Y} \quad (2)$$

式中: P_Y 为在机轮中心点 O_1 、 O_2 施加 y 方向总载荷; δ_Y 为 A 点的 y 方向变形。

扭转刚度 K_T :

$$K_T = \frac{M}{\theta} = \frac{P_X L}{\arcsin\left(\frac{2\delta_{xO}}{L}\right)} \quad (3)$$

式中: M 为在机轮中心点 O_1 、 O_2 施加的力矩; θ 为扭转角度; L 为机轮中心 O_1 点和 O_2 点之间的距离; δ_{xO} 为 O_1 点和 O_2 点的 x 方向变形。

在刚度试验时,通过倒置起落架,放空油气式缓冲器内部的气体,填充不同计量的油液,调节缓冲器行程,先加相应预载,再逐级增加至 100%,保压 30 s 后卸载,测量刚度。因此仿真中,将重力方向反向,去除空气弹簧力,施加较大的油液阻尼系数 ($3 \times 10^6 \text{ N}\cdot\text{s}/\text{m}$),对左右轮轴中心 O_1 、 O_2 施加简单表达式力 (Scalar Expression Force),施加相应载荷在 0~5 s 匀速增加至 10 kN,5~30 s 恒定为 10 kN。从而构建相应刚度表征模型,如图 2 所示,在轮轴中心点建立一个位移传感器坐标系,读取其 x 向和 y 向位移,用于计算航向、侧向和扭转刚度。



图 2 起落架刚度表征模型

Fig. 2 Nose landing gear stiffness characterization model

1.2 对航向刚度的影响

对左右轮轴中心 O_1 、 O_2 施加 10 kN 航向变载荷,油液阻尼系数设置为 $3 \times 10^6 \text{ N}\cdot\text{s}/\text{m}$,调节缓冲器行程至 0、50、100、150、200、250、300、340 mm,航向刚度位移云图如图 3 所示,航向刚度曲线如图 4 所示。

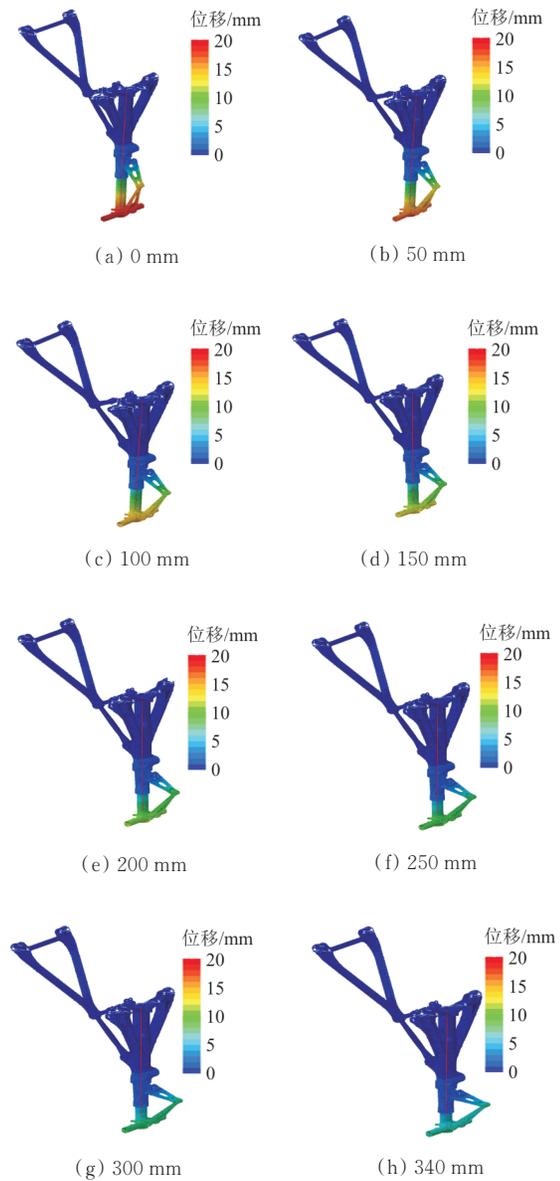


图 3 不同缓冲器行程下航向刚度位移云图
Fig. 3 Cloud diagram of heading stiffness displacement under different buffer compression

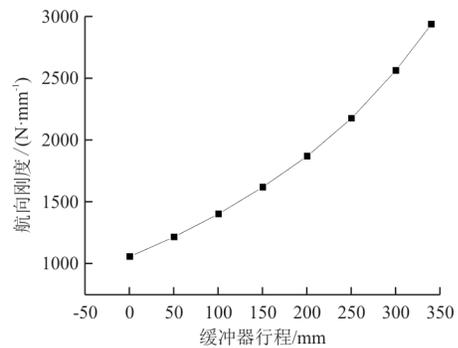


图 4 航向刚度曲线
Fig. 4 Course stiffness curve

从图 3 可以看出:在 10 kN 变载荷下,随缓冲器行程增加,起落架航向位移量逐渐减小。

从图 4 可以看出:航向刚度随行程增加呈现非线性递增趋势。通过读取数值可得,全伸长状态(0 mm 缓冲器行程)时,存在最大位移 18.89 mm,全压缩状态(340 mm 缓冲器行程)时,存在最大航向刚度 2.95×10^3 N/mm。

1.3 对侧向刚度的影响

对左右轮轴中心 O_1 、 O_2 施加 10 kN 侧向变载荷,油液阻尼系数为 3×10^6 N·s/m,手动调节缓冲器行程至 0、50、100、150、200、250、300、340 mm,侧向刚度位移云图如图 5 所示,侧向刚度曲线如图 6 所示。

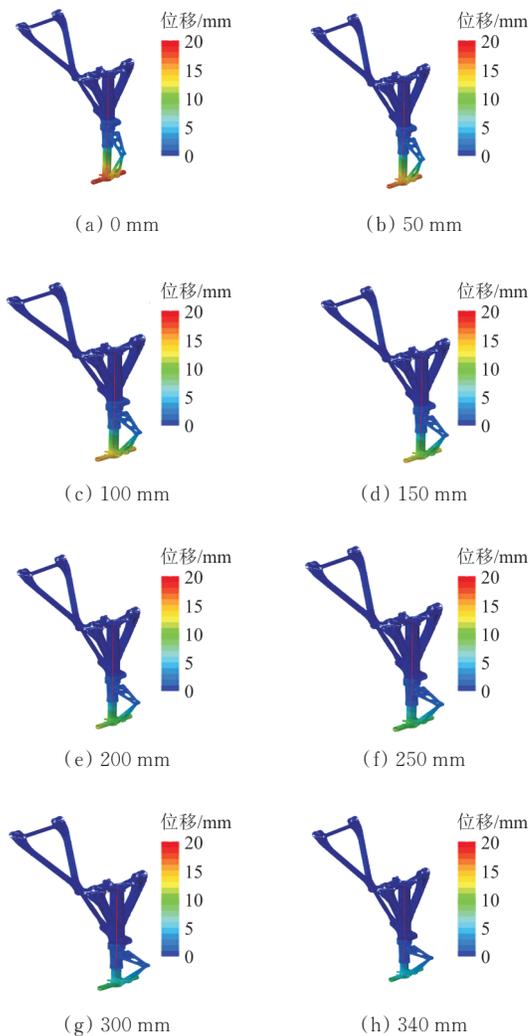


图 5 不同缓冲器行程下侧向刚度位移云图
Fig. 5 Cloud diagram of lateral stiffness displacement under different buffer compression

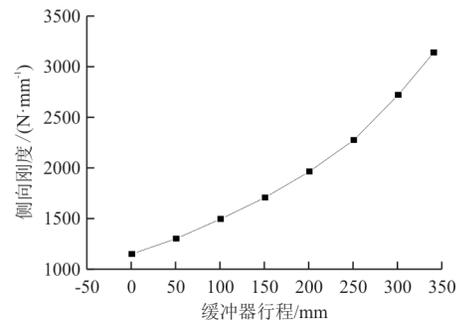


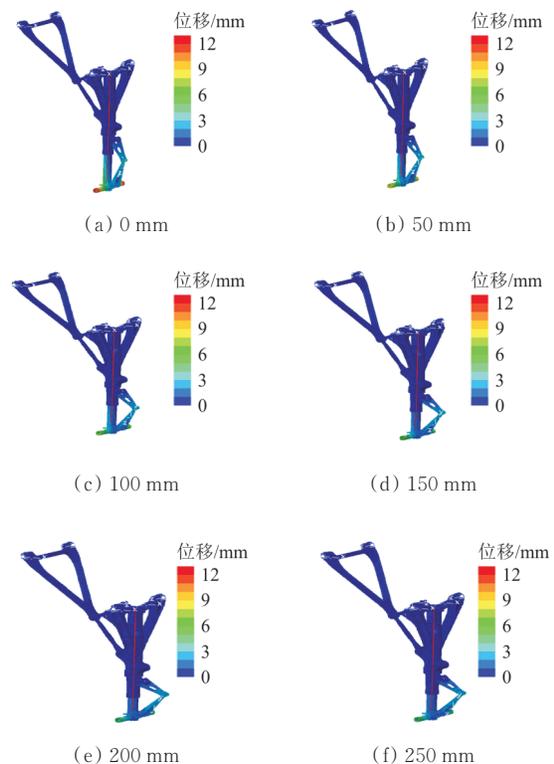
图 6 侧向刚度曲线
Fig. 6 Lateral stiffness curve

从图 5 可以看出:在 10 kN 变载荷下,随缓冲器行程增加,起落架侧向位移量逐渐减小。

从图 6 可以看出:侧向刚度随行程增加呈现非线性递增趋势。通过读取数值可得,全伸长状态(0 mm 缓冲器行程)时,存在最大位移 17.39 mm,全压缩状态(340 mm 缓冲器行程)时,存在最大侧向刚度 3.14×10^3 N/mm。

1.4 对扭转刚度的影响

对左右轮轴中心 O_1 、 O_2 施加 10 kN 航向顺时针方向变载荷,油液阻尼系数为 3×10^6 N·s/m,手动调节缓冲器行程至 0、50、100、150、200、250、300、340 mm,扭转刚度位移云图如图 7 所示,扭转刚度曲线如图 8 所示。



(e) 200 mm (f) 250 mm

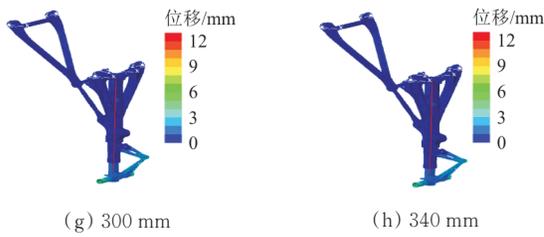


图 7 不同缓冲器行程下扭转刚度位移云图
Fig. 7 Cloud diagram of torsional stiffness displacement under different buffer compression

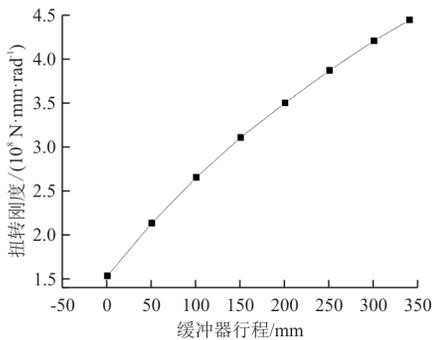


图 8 扭转刚度曲线
Fig. 8 Torsional stiffness curve

从图 7 可以看出:在 10 kN 变载荷下,随缓冲器行程增加,起落架扭转位移量逐渐减小。

从图 8 可以看出:扭转刚度随行程增加呈现近似线性递增趋势。通过读取数值可得,全伸长状态(0 mm 缓冲器行程)时,存在最大位移 8.08 mm,全压缩状态(340 mm 缓冲器行程)时,存在最大扭转刚度 $4.45 \times 10^8 \text{ N} \cdot \text{mm}/\text{rad}$ 。

本文所得侧向刚度和扭转刚度随缓冲器行程的变化趋势和两者间两级关系与文献[13]的变化趋势相似,侧向刚度随缓冲器行程增加,呈非线性关系,扭转刚度随缓冲器行程增加,呈近似线性关系。通过调节缓冲器初始气体压力方式调节缓冲器行程,不能单独控制起落架的侧向刚度或扭转刚度,但相对数学模型,更加符合起落架真实情况。

2 支柱式前起落架柔性摆振模型

2.1 柔性摆振模型建立

基于某型飞机支柱式前起落架模型,忽略对摆振及刚度影响较小零件,如灯罩、油路管道等,得到仅含支柱外筒、转弯套筒、活塞杆、上扭力臂、下扭力臂、上阻力杆、下阻力杆、上锁撑杆、下锁撑

杆及机轮的几何模型,分析各零件间的装配关系,除活塞杆和支柱外筒间采用圆柱副,上锁撑杆和下锁撑杆间采用固定副,其他均采用转动副连接。基于起落架真实受力情况,施加空气弹簧力、油液阻尼力、结构限制力、轮胎力及当量质量。相关参数取值如表 1 所示。

表 1 支柱式前起落架载荷参数
Table 1 Strut-type nose landing gear load parameters

参数	数值
当量质量/kg	8 549.4
缓冲器初始气体压力/ $(\text{N} \cdot \text{m}^{-2})$	3.18×10^6
缓冲器初始气体体积/ m^3	0.003
缓冲器压气面积/ m^2	0.007
空气指数	1.1
正行程油液阻尼系数/ $(\text{kg} \cdot \text{m}^{-1})$	3×10^5
回程油液阻尼系数/ $(\text{kg} \cdot \text{m}^{-1})$	3×10^4
轮胎垂向刚度/ $(\text{N} \cdot \text{m}^{-1})$	1.27×10^6
轮胎侧向刚度/ $(\text{N} \cdot \text{m}^{-1})$	3.92×10^5
机轮扭转刚度/ $(\text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{rad}^{-1})$	8.89
最大缓冲器行程/mm	340

利用 Hypermesh 软件,划分支柱外筒、转弯套筒、活塞杆、上扭力臂、下扭力臂、上阻力杆、下阻力杆、上锁撑杆、下锁撑杆的网格。基于子结构模态综合法,将网格文件导入 LMS Virtual. lab 软件,利用软件中 make flexible with existing date 命令,自动关联相应节点,实现前起落架的柔性多体动力学模型建立。

参考摆振试验,采用 LMS 中 one body driver 命令,施加恒定滑跑速度,并在 3 s 时,当滑跑速度恒定时,对左轮轮轴中心点施加一个激励力,使之产生初始扭转角在 $3^\circ \sim 5^\circ$ 之间。从而构建支柱式前起落架摆振模型,如图 9 所示。

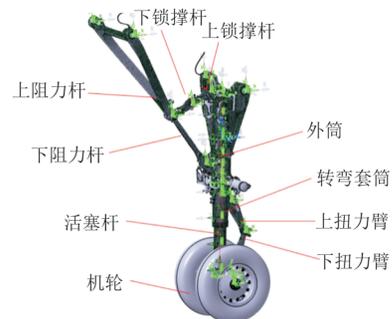


图 9 支柱式前起落架柔性摆振模型
Fig. 9 Flexible shimmy model of strut-type nose landing gear

2.2 模型验证

参考起落架模态试验,将起落架处于悬空状态,调节不同缓冲器行程,施加外激励后,获得起落架各阶模态数据。仿真中将机身固定,删除轮胎力,运用 LMS Virtual Lab 软件的 Eigen Vector Player 功能,获得 200 mm 缓冲器压缩量时支柱式起落架系统的一阶航向弯曲、二阶侧向弯曲和三阶扭转模态的频率,并与文献[16]的试验结果进行对比验证,结果如表 2 所示。

表 2 仿真与文献[16]的模态结果对比
Table 2 Comparison of simulation and literature[16] modal results

序号	缓冲器行程/mm	模态类型	本文仿真结果/Hz	文献[16]试验结果/Hz	误差/%
1	200	一阶航向弯曲模态	29.02	26.76	8.45
2	200	二阶侧向弯曲模态	30.75	37.60	18.22
3	200	三阶扭转模态	48.55	49.28	1.48

从表 2 可以看出:本文模型的一阶航向弯曲、二阶侧向弯曲和三阶扭转模态频率与试验误差均低于 20%,表明本文所建支柱式起落架摆振模型较为准确,可用于摆振研究。

3 系统刚度对支柱式前起落架摆振稳定性的仿真研究

3.1 起落架摆振稳定性判据

参照国军标 GJB5097—2002^[17]对防摆的规

表 3 支柱式前起落架系统刚度组合
Table 3 Strut-type nose landing gear system stiffness combination

组合	初始气体压力/MPa	缓冲器行程/mm	航向刚度/($10^3 \text{ N}\cdot\text{mm}^{-1}$)	侧向刚度/($10^3 \text{ N}\cdot\text{mm}^{-1}$)	扭转刚度/($10^8 \text{ N}\cdot\text{mm}\cdot\text{rad}^{-1}$)
1	8.86	100	2.0	2.1	3.8
2	5.95	200	2.6	2.8	5.1
3	3.18	300	3.6	3.8	6.1

从表 3 可以看出:采用减小缓冲器初始气体压力的方式,将缓冲器行程从 100 增大至 300 mm,所得起落架侧向和扭转刚度均增大,起落架系统刚度增加。

定,所提供减摆阻尼应能在起落架受地面激励的三周期后扭转角幅值降低至初始幅值的四分之一及以下,如图 10 所示。本文以起落架受地面激励的三周期后扭转角幅值降低至初始幅值的收敛比例作为评价摆振收敛性的指标,收敛比例小于 0.25 判断为摆振稳定,收敛比例越小则越稳定,反之则为不稳定。将收敛比例达到 0.25 时的减摆阻尼系数定义为最小临界减摆阻尼系数,以此评估支柱式前起落架系统刚度对摆振稳定区域的影响。

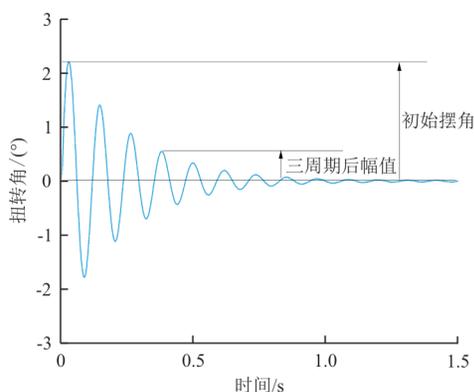


图 10 摆振稳定的判断依据

Fig. 10 Judgment basis of shimmy stability

3.2 对摆振收敛性的影响

为实现仅调节支柱式起落架刚度,不引入稳定距、轮胎刚度等其他因素,本文采用修改缓冲器初始气体压力为 8.86、5.95、3.18 MPa 的方式,调节缓冲器行程为 100、200、300 mm,滑跑速度为 40 m/s,减摆阻尼系数为 $105 \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}/\text{rad}$ 时,得到支柱式起落架的三个侧向和扭转刚度的组合,如表 3 所示。

读取支柱式起落架的外筒与转弯套筒之间相对旋转角度,即为扭转角,分析缓冲器行程对摆振稳定性的影响,时域结果如图 11 所示。记录所对应的初始扭转角、第四周期扭转角幅值和消耗时

长,并计算其第四周期扭转角幅值相对于初始扭转角的收敛比例,结果如表4所示。

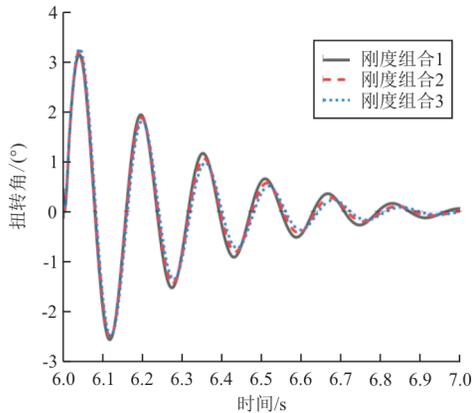


图11 不同刚度组合时的摆振曲线

Fig. 11 Shimmy curves with different stiffness combinations

表4 摆振计算结果

Table 4 Calculation results of shimmy

序号	刚度组合	初始扭转角/(°)	第四周期扭转角/(°)	消耗时长/s	扭转角收敛比例
1	刚度组合1	3.163	0.667	0.469	0.21
2	刚度组合2	3.235	0.582	0.473	0.18
3	刚度组合3	3.286	0.521	0.477	0.16

从图11和表4可以看出:支柱式前起落架系统刚度从较小组合1逐渐增加至较大组合3,初始扭转角增大了 0.123° ,消耗时间多了 0.008 s ,在高速滑跑状态时,这些增加的初始扭转角和消耗时间也不容忽视。初始扭转角增大,表明支柱式前起落架系统对外界激励的敏感性增加;摆振收敛消耗时间的增加,表明收敛频率下降,减缓了收敛速度。因此支柱式前起落架系统刚度增加,提升了摆振收敛性,但同时也会增大对外界激励的敏感性,减缓收敛速度。

3.3 对摆振稳定区域的影响

基于前起落架摆振模型,获得不同滑跑速度下的最小临界减摆阻尼系数,并绘制临界减摆阻尼曲线,如图12所示,可以看出:所有刚度组合下,随滑跑速度增大,所需临界减摆阻尼系数减小,且当滑跑速度大于 60 m/s 时,所需最小临界减摆阻尼系数为零,这是由于刚柔耦合后,引入的起落架阻尼对起落架摆振的影响,以及起落架自身稳定距的作用,无需减摆阻尼也能符合防摆要求。而

刚度组合越大,即系统刚度越大时,在速度为 $10\sim 60\text{ m/s}$ 时,随着支柱式前起落架系统刚度增大,减小了所需最小临界减摆阻尼系数,系统稳定区域增加,且随速度增大,不同系统刚度所需减摆阻尼系数相差越来越小。

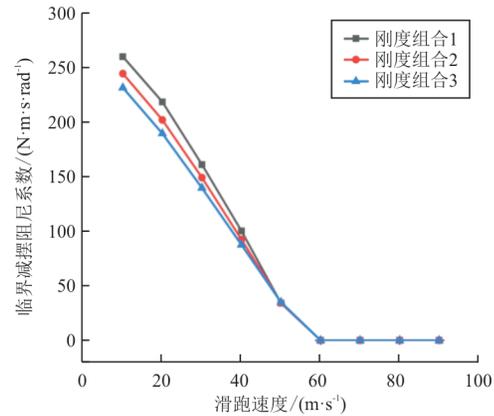


图12 不同刚度组合的临界减摆阻尼与滑跑速度关系曲线

Fig. 12 Relationship curves between critical shimmy damping and sliding speed of different stiffness combinations

4 结论

(1) 随缓冲器行程由 100 增大至 300 mm ,支柱式前起落架系统刚度增加,摆振收敛比例由 0.21 减小至 0.16 ,表明在缓冲器行程允许调节范围内,增大系统刚度,可提升其防摆性能。

(2) 随缓冲器行程由 100 增大至 300 mm ,支柱式前起落架系统刚度增加,在滑跑速度为 40 m/s ,减摆阻尼为 $105\text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}/\text{rad}$,支柱式前起落架受激励后初始摆角增加 0.123° ,收敛至第四周期消耗时间增加了 0.008 s ,表明其对外界激励的敏感性增加,收敛速度下降。因此在支柱式前起落架防摆设计阶段,需合理增大系统刚度。

(3) 在滑跑速度小于 60 m/s 时,速度越小,不同系统刚度所需减摆阻尼系数相差越大;在滑跑速度大于 60 m/s 时,系统所需减摆阻尼系数均为零。因此在设计阶段,应重点关注低滑跑速度时是否能满足防摆要求。

参考文献

- [1] 周进雄, 诸德培. 起落架结构参数对飞机机轮摆振的影响[J]. 应用力学学报, 2001, 18(1): 121-124.
ZHOU Jinxiong, ZHU Depei. The influence of landing gear structural parameters on aircraft wheel shimmy[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2001, 18(1): 121-124. (in Chinese)

- [2] 向宗威, 冯广, 姜义尧, 等. 飞机起落架结构间隙对摆振稳定性影响研究进展[J]. 航空工程进展, 2022, 13(3): 86-95.
XIANG Zongwei, FENG Guang, JIANG Yiyao, et al. Research progress on the effect of structural clearance of aircraft landing gear on shimmy stability[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(3): 86-95. (in Chinese)
- [3] RAHMANI M, BEHDINAN K. Interaction of torque link-freeplay and Coulomb friction nonlinearities in nose landing gear shimmy scenarios[J]. International Journal of Non-Linear Mechanics, 2020, 119: 103338.
- [4] SATEESH B, MAITI D K. Vibration control of an aircraft nose landing gear due to ground-induced excitation [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2010, 224(3): 245-258.
- [5] 寇明龙. 支柱式前起落架摆振稳定性研究[J]. 航空科学技术, 2014, 25(9): 19-23.
KOU Minglong. Study on the shimmy of nose landing gear [J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(9): 19-23. (in Chinese)
- [6] THOTA P, KRAUSKOPF B, LOWENBERG M, et al. Influence of tire inflation pressure on nose landing gear shimmy[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(5): 11-16.
- [7] ARREAZA C, BEHDINAN K, ZU J W. Linear stability analysis and dynamic response of shimmy dampers for main landing gears[J]. Journal of Applied Mechanics, 2016, 83: 1-9.
- [8] 杜进, 魏小辉, 蔡佳圻, 等. 油液压缩性对飞机摆振特性的影响[J]. 航空工程进展, 2015, 6(2): 171-176.
DU Jin, WEI Xiaohui, CAI Jiaqi, et al. Effects of oil compressibility on landing gear shimmy[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2015, 6(2): 171-176. (in Chinese)
- [9] THOTA P, KRAUSKOPF B, LOWENBERG M. Bifurcation analysis of nose landing gear shimmy with lateral and longitudinal bending[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(1): 87-90.
- [10] GORDON J T. Perturbation analysis of nonlinear wheel shimmy[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(2): 305-317.
- [11] RAHMANI M, BEHDINAN K. Parametric study of a novel nose landing gear shimmy damper concept[J]. Journal of Sound and Vibration, 2019, 457: 1-15.
- [12] 陈大伟. 起落架摆振的非线性分析及控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
CHEN Dawei. Nonlinear analysis and control of landing gear shimmy[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [13] 陈勇, 黄华阳, 张健. 基于有限元法的飞机前起落架防摆刚度设计[J]. 成都大学学报(自然科学版), 2018, 37(4): 85-87.
CHEN Yong, HUANG Huayang, ZHANG Jian. Stiffness design of preventing front wheel shimmy based on FEM[J]. Journal of Chengdu University (Natural Science Edition), 2018, 37(4): 85-87. (in Chinese)
- [14] 张健, 陈玉红, 郑华, 等. 某型飞机前起落架摆振性能研究[J]. 飞机设计, 2019, 39(2): 32-36.
ZHANG Jian, CHEN Yuhong, ZHENG Hua, et al. Research on the shimmy performance of the nose landing gear of a certain aircraft[J]. Aircraft Design, 2019, 39(2): 32-36. (in Chinese)
- [15] 张红, 方威, 孙琳, 等. 一种起落架航向刚度模拟方法: CN106202802B[P]. 2019-02-12.
ZHANG Hong, FANG Wei, SUN Lin, et al. A simulation method for heading stiffness of landing gear: CN106202802B [P]. 2019-02-12. (in Chinese)
- [16] 汪文君, 李志蕊, 汤阿妮. 起落架摆振的子空间模态参数辨识[J]. 现代机械, 2019(2): 5.
WANG Wenjun, LI Zhirui, TANG Ani. Modal parameter identification of subspace of landing gear shimmy[J]. Modern Machinery, 2019(2): 5. (in Chinese)
- [17] 中国航空工业第一集团公司. 飞机前起落架防摆设计要求: GJB5097—2002[S]. 北京: 中国标准出版社, 2002.
China Aviation Industry Corporation I. Aircraft nose landing gear anti-shimmy design requirements: GJB5097—2002 [S]. Beijing: Standards Press of China, 2002. (in Chinese)

作者简介:

冯广(1982—),男,博士研究生,高级工程师。主要研究方向:起落架稳定性分析与设计。

向宗威(1997—),男,硕士研究生。主要研究方向:起落架稳定性分析与设计。

姜义尧(1992—),男,博士研究生。主要研究方向:起落架稳定性分析与设计。

金军(1964—),男,学士,研究员级高级工程师。主要研究方向:起落架稳定性分析与设计。

余好文(1993—),男,硕士,工程师。主要研究方向:起落架稳定性分析与设计。

蒋炳炎(1963—),男,博士,教授。主要研究方向:大型飞机起落架设计,虚拟样机仿真技术。

(编辑:马文静)