

# 某型商用飞机前起落架 应急放仿真分析

## Simulation Analysis of Nose Landing Gear System for Some Commercial Aircraft

马雪洁 张小明 / Ma Xuejie Zhang Xiaoming

(广东科学技术职业学院, 珠海 519090)

(Guangdong Institute of Science and Technology, Zhuhai 519090, China)

### 摘要:

起落架收放功能的可靠性对飞行安全至关重要。首先根据某型商用飞机前起落架系统原理,建立机械、液压领域的 Modelica 模型。其次,根据系统中组件的独立试验数据对组件模型进行参数标定。再次,利用系统工况试验数据对所标定的模型进行验证。最后,得出关于关键组件参数标定和系统验证结论如下:(1)关键组件应急放作动筒仿真曲线与实验数据基本吻合;(2)系统工况仿真能够准确再现起落架各种实验中观测到的现象,仿真曲线与实验数据吻合度较高;(3)验证了本文构建的系统模型的有效性,为下一步进行阻尼分析,准确查找前起落架故障提供了前提条件。

**关键词:**前起落架;作动筒;Modelica 模型;验证

**中图分类号:**V226

**文献标识码:**A

[Abstract] There happened many grave accidents by landing gears, which weren't able to lay down and forced to make an emergency landing for modern aircraft. The reliability of landing gear retraction units is very important. Firstly, the Modelica model of mechanical and hydraulic field was established according to the principle of the nose landing gear system for some commercial aircraft. Secondly, the component model parameters were calibrated with the independent test data of the components in the system. Thirdly, the calibration of the model was verified using the system test data. Finally, the key components calibration parameter and system validation conclusions were as follows: (1) the simulation curve of key components for emergency discharge actuator agreed well with the experimental data. (2) the system simulation could accurately reproduce all the observed phenomena of the landing gear. The simulation curve and experimental data were of higher degree of agreement. (3) The result verified the validity of the established system model, and a prerequisite was provided for the next damping analysis to exactly find the failure of the nose landing gear.

[Key words] the front landing gear; actuating cylinder; modelica model; verification

## 0 引言

起落架是飞机在地面停放、滑行、起降滑跑时用于支持飞机重量、吸收撞击能量的重要部件。为了获得良好的气动性能,现代客机多采用可收放的

起落架,即当飞机在空中飞行时就将起落架收到机翼或机身之内,飞机着陆时再将起落架放下<sup>[1-2]</sup>。迄今为止,世界上已发生了多起客机由于起落架无法放下而紧急迫降的重大事故<sup>[3]</sup>,可见起落架收放功能的可靠性至关重要。

基金项目:广东省自然科学基金项目,项目编号:S2013010012025。

在某商用飞机的实验过程中,前起落架出现了无法应急放下到位的故障<sup>[4-6]</sup>。为了修复故障,设计人员基于“若能增加起落架放下的运行速度,起落架或可靠惯性冲击到达上锁位置”这一设想,提出了减小液压系统阻尼的方案。但这一方案是否可行尚需验证,如果通过重新设计制造关键元件——收放作动筒,将面临成本大、周期长、试验场景有限等问题。因此,系统仿真成为验证方案、修复故障的重要手段<sup>[7-13]</sup>。

本文首先根据某商用飞机前起落架系统原理,建立机械、液压领域的 Modelica 模型<sup>[14-15]</sup>;其次,根据系统中组件的独立试验数据对组件模型进行参数标定;再次,利用系统工况试验数据对所标定的模型进行验证,为后续分析液压系统阻尼对前起落架应急放的影响以及各载荷的敏感性,以此找到起落架故障的原因并采取相应措施提供支持。

## 1 某商用飞机前起落架建模

某商用飞机前起落架在多领域系统建模中应满足如下条件:

(1)空中应急放起落架,无法放下到位;(2)正常放起落架,航速 $\geq 260$ 节,无法放下到位;(3)液压作动筒阻尼特性实验的速度/行程-时间曲线;(4)铁鸟实验台架应急放起落架实验<sup>[16]</sup>,悬挂砝码临界质量 41.3kg;(5)铁鸟实验台架正常放起落架实验,悬挂砝码临界质量 203kg;(6)空中收放完成时间、系统与作动筒腔室压力。

### 1.1 机械系统建模

先将机械系统考虑为刚性模型,不考虑运动副间隙与摩擦(关于摩擦的处理将在 1.2 节说明),设弹簧具有线性特性。在 MWorks 中建立前起落架的机械系统模型,主要部件如图 1 所示。

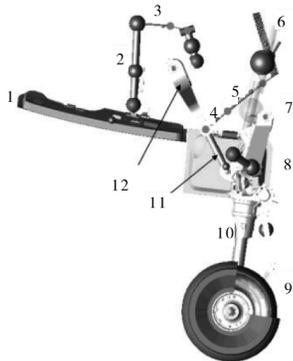


图 1 关键机械部件示意图

其中,前起落架主要组件质量见表 1。

表 1 前起落架主要组件质量

序号	名称	质量/kg
1	前舱门	2 * 11
2	舱门连杆	0.875
3	摇臂	1.76
4	下锁连杆	1.3
5	上锁连杆	1.8
6	收放作动筒	4.3
7	缓冲支柱转轴	76.9
8	后舱门	2 * 1.42
9	机轮(含轮胎)	42
10	活塞杆	19.068
11	下前撑杆	3.7
12	上前撑杆	19

### 1.2 摩擦建模

飞机起落架的机械系统摩擦阻力大小与起落架的收放快慢有关。将其处理为迎风阻力的修正部分之一,令:

$$M_0 = b_1 \times \omega - b_2 \times \omega^2 + b_3 \times \omega^3 \quad (1)$$

$$\omega = \theta \quad (2)$$

其中, $\theta$ 为缓冲支柱转轴转角, $\omega$ 为冲支柱转轴角速度;系数 $b_1 \sim b_3$ 将会在仿真过程中标定。

### 1.2 液压系统建模

飞机前起落架液压系统模型原理示意图如图 2 所示。

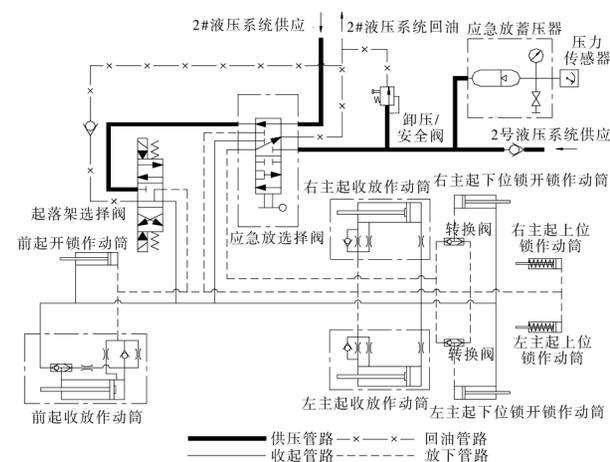


图 2 液压系统原理示意图

图 2 的内部孔径的大小在本文 3.1 节将对其进

行标定。最终版作动筒组件在 MWorks 中的实现如图 3 所示。

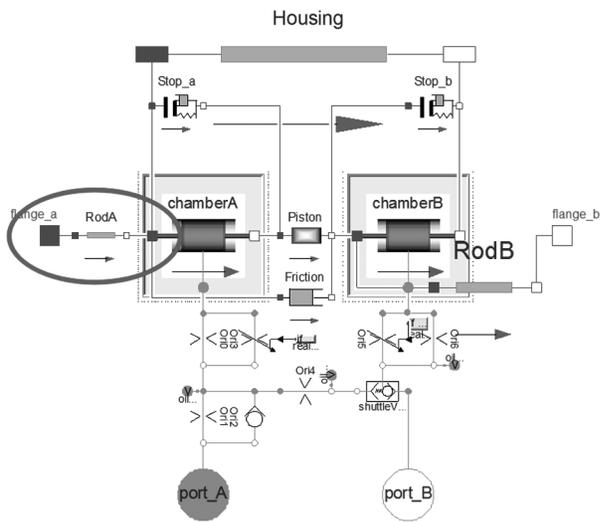


图 3 最终版作动筒组件图(在 MWorks 中的实现)

## 2 飞机前起落架加载

### 2.1 舱门气动载荷加载

把实验数据简化为模型中用于插值的数据。220 节速度时加载情况具体如图 4 ~ 图 7 所示,纵坐标单位 N,横坐标单位 mm,0 为起落架放下到位位置。

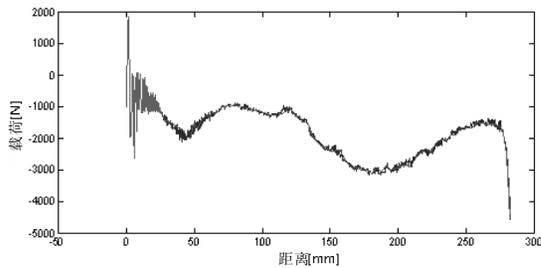


图 4 航速 220 节时左前舱门的气动载荷

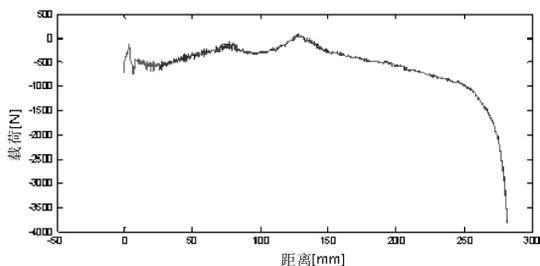


图 5 航速 220 节时右前舱门的气动载荷

其它速度时的舱门气动载荷(即模型中采用的载荷大小)采用分段线性插值的方式,具体如下:

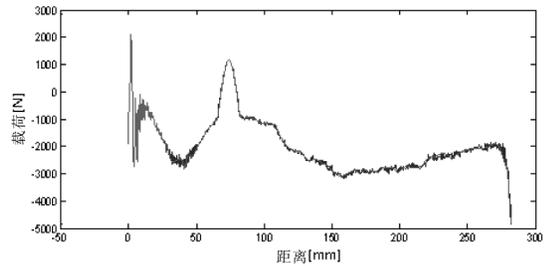


图 6 航速 220 节时左后舱门的气动载荷

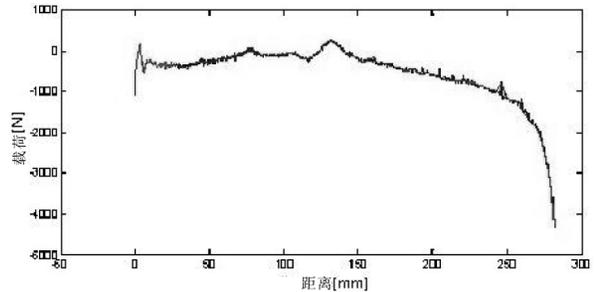


图 7 航速 220 节时右后舱门的气动载荷

$$F_{-前250} = 0.85 \times F_{-前270}, F_{-后250} = 0.89 \times F_{-后270}$$

$$F_{-前220} = 0.78 \times F_{-前250}, F_{-后220} = 0.81 \times F_{-后250}$$

$$F_{-前180} = 0.70 \times F_{-前220}, F_{-后180} = 0.74 \times F_{-后220}$$

根据图 4 ~ 图 6 的加载数据分析,舱门气动载荷主要有两个特点:

- (1) 舱门左右载荷差别较大,而收和放过程的载荷差别不大;
- (2) 前起落架放下到位附近作用力的波动较大。

### 2.2 迎风阻力

#### 2.2.1 载荷作用位置

载荷作用于图 8 中 PT 03 点,即前起落架主旋转轴。

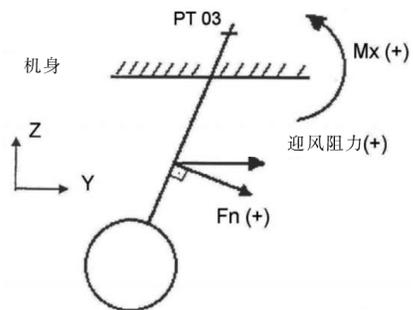


图 8 主起载荷示意图

#### 2.2.2 迎风阻力加载

静态迎风阻力-缓冲支柱转轴转角曲线如图 9 所示,其中纵坐标为 Nm,横坐标为 rad。

其他航速有静态迎风阻力可由插值获得。

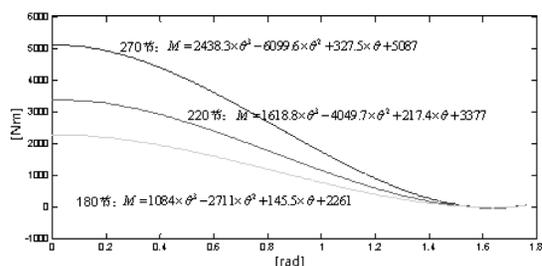


图 9 静态迎风阻力

### 2.2.3 动态迎风阻力

考虑到起落架收放速度快慢不同,所受的阻力也可能不同。同时,考虑到这一修正力还可能与速度的 1~3 次项有关,设修正项如公式(1)和公式(2)。

为实现航速 260 节时无法放下而航速 255 节可以放下的目的,需将图 9 中各公式的系数乘以 0.57,以上修正对起落架的收放影响如图 10 和图 11 所示。

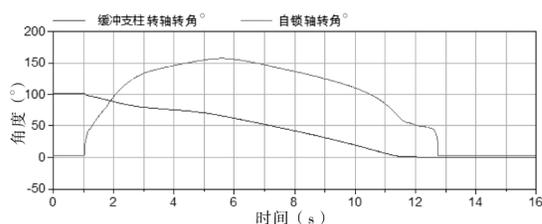


图 10 航速 255 节时空中正常放-放下到位

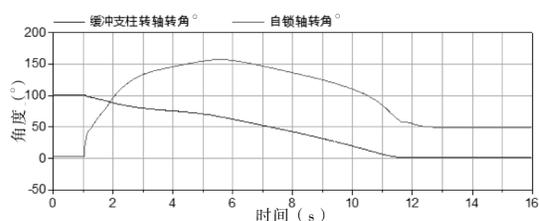


图 11 航速 260 节时空中正常放-放下故障

## 3 仿真结果与分析

### 3.1 空载作动筒仿真

为了 Mworks 能准确的模拟前起落架液压系统的工作特性,本文首先标定收放作动筒的各阻尼孔,如图 12 所示。

收放作动筒的各阻尼孔经过标定后(如图 12 所示),各阻尼孔的特性如表 2 所示。

为了简化前起落架的前期模型证实工作,本文选取了前起落架标定与验证工作中具有代表性的部件进行仿真与实验数据的对比。

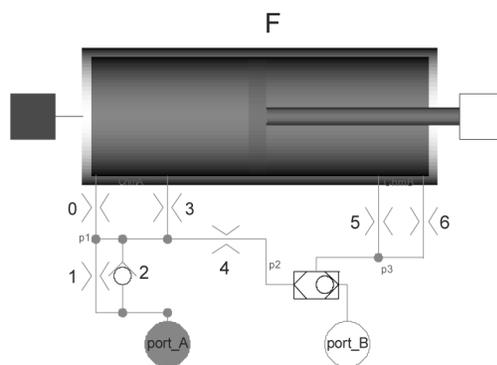


图 12 收放作动筒的结构图

表 2 主要液压参数标定结果

名称	额定流量/ L/min	额定压降/ psi	水力直径/mm
换向阀及管路	-	-	-
收过程进油	10	435	1.96
收过程回油	20	435	2.40
放过程进油	20	435	2.40
放过程回油	NR	435	NR
作动筒	-	-	-
阻尼孔 0	-	-	2.42 ( $k_1 = 13\ 500$ )
阻尼孔 1	-	-	0.5
阻尼孔 2	$d = 4\text{mm}, p_{\text{closed}} = 10\text{psi}, p_{\text{open}} = 1\ 700\text{psi}$		
阻尼孔 3	-	-	4.124
阻尼孔 4	-	-	1.31
阻尼孔 5	-	-	4.124
阻尼孔 6	-	-	3.14 ( $k_1 = 18\ 000$ )
梭阀	-	-	5.3

注：“额定压降@额定流量”与水力直径“hd”均表示孔的通流能力。

### 3.2 作动筒空载对比

由图 13 和图 14 分析可得,空载曲线与实验数据基本吻合,平稳运行时活塞速度准确度高于 95%。

在内缓冲孔附近,速度值变化瞬时值略有差异;经过分析,产生的主要原因是:(1)为了 Mworks 仿真分析的进行,模型中采用的作动筒作了一定的简化,与实际作动筒相比还存在差异;(2)为了分析的顺利进行,仿真和实验曲线均用“采样”所得的数据,存在一定的精度误差。

对于本文所关注的应急放过程,对应作动筒的

伸展过程;收回曲线的开始段略有差异,这主要是单向阀(见图12)造成的。然而,单向阀在前起落架作用过程中始终关闭,并不影响应急放的分析。因此,本文所建构的作动筒模型符合下一步进行阻尼仿真分析工作的要求。

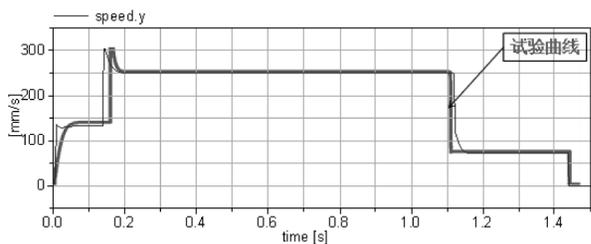


图13 作动筒空载收回活塞速度对比

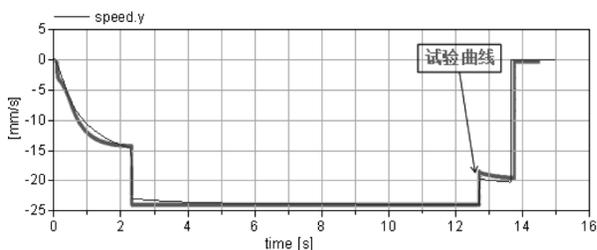


图14 作动筒空载伸展活塞速度对比

### 3.3 前起落架空载放对比

从图15的仿真曲线与实验曲线对比分析可见,空载正常放前起落架作动筒输出力仿真曲线与试验曲线基本吻合。

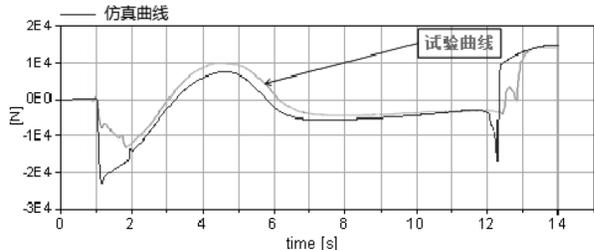


图15 空载正常放前起落架作动筒输出力对比

在开始段与结束段略有不符合,可能的原因:作动筒输出力取决于负载的大小,而模型中没有考虑运动副摩擦的影响;虽然摩擦力不大,但在运动开始与结束阶段,由于机构到作动筒的传动比急剧加大,摩擦力被适当放大;“空载”试验是指在地面铁鸟台架中的试验,并非真空环境,起落架运动仍然受到空气阻力;而仿真所用环境等价于真空环境。

作动筒输出力主要取决于载荷大小,此处载荷主要是起落架的自重,即说明所建机械模型能够用于进一步的仿真分析。

“空中”试验时气动载荷远大于模型的运动副摩擦力和非真空环境下起落架运动受到的空气阻力。因此,作动筒空载输出力计算时可以忽略这两种载荷。

### 3.4 起落架空中应急放对比

结合图16~图18仿真曲线与实验曲线分析:仿真曲线与试验曲线基本吻合;由于加入了空中气动载荷,仿真曲线与实验曲线中未出现“空载”对比中的差异。

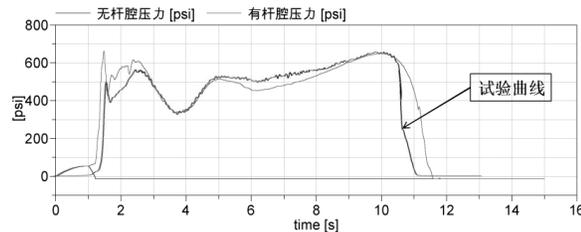


图16 (空中220节)前起落架应急放过程有杆腔压力对比

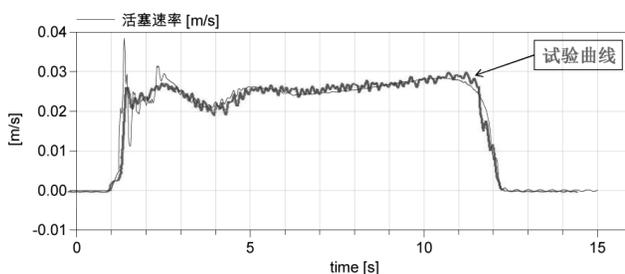


图17 (空中220节)前起落架应急放过程活塞速率对比

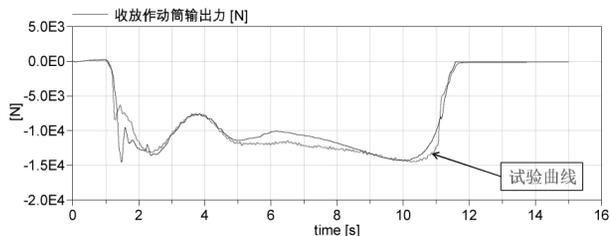


图18 (空中220节)前起落架应急放过程作动筒输出力对比

仿真曲线与试验曲线仍存在少许差异的主要原因是:一方面,模型中气动载荷与起落架位置相关,是一个静态的模型,然而在实际中,气动载荷与起落架位置、速度相关,是一个动态的模型;另一方面,气动载荷模型所用的数据经过降噪处理,这将导致仿真曲线与试验曲线存在一些差异。

以上分析可见,仿真结果曲线与实验曲线吻合较好,所建气动载荷模型能够用于进一步的仿真分析。

(下转第102页)

版社,2010. 8.

[3]张炳江. 层次分析法及其应用案例[M]. 北京:电子工业出版社,2014. 1.

[4]刘合香. 模糊数学理论及其应用[M]. 北京:科学出版社,2012. 8.

[5] Project Management Institute. 项目管理知识体系指南

(PMBOK 指南)[M]. 北京:电子工业出版社,2013. 5.

[6]张立志. 复杂产品系统的风险管理实现研究[J]. 航空制造技术,2009,9:94-97.

[7]周晶,赵新芬. MATLAB 数学建模与仿真[M]. 北京:国防工业出版社,2009. 5.

(上接第 44 页)

### 3.5 不同航速收放完成时间对比

由表 3 可知,空中工况下,完成收放的仿真时间与实际试验吻合较好。3.2 节至 3.4 节所述的差异在空中工况仿真中累积,但由于空中收放完成时间主要取决于起落架质量惯量参数、液压作动筒特性参数,因此仿真结果仍然可以较好的符合试验结果。

仿真中,由 3.2 节至 3.4 节分别证明了收放作动筒模型、机械机构模型、气动载荷模型及简化方案均是可行的;随后以 3.4 节、3.5 节空中工况结果对比,总体验证了模型的准确性。

表 3 各工况空中仿真时间与实验时间对比

项目\时间\速度	220 节 试验值	220 节 仿真值	180 节 试验值	180 节 仿真值
正常放		9.2s	9.7s	9.7s
应急放	9.7s	9.4s	10.28s、10.3s	10.3s
正常收	5.16s	5.19s	4.96s、4.93s	4.96s

注:180 节速度下,应急放和正常放试验各进行两次。

## 4 结论

本文基于 Modelica 语言,建立了某型商用飞机前起落架的机械、液压耦合系统模型;单独标定系统的关键组件;通过试验数据与仿真结果对比验证上述组件构成的前起落架系统;为后续分析飞机前起落架机械液压机构的阻尼影响及载荷敏感性提供了依据。

关于关键组件参数标定和系统验证结论如下:

(1)关键组件应急放作动筒仿真曲线与实验数据基本吻合。

(2)系统工况仿真能够准确再现起落架各种实验中观测到的现象;仿真曲线与实验数据吻合度较高。

(3)验证了系统模型的有效性。

### 参考文献:

[1]姜澄宇. 从国外民机重大研究计划看大型民机发展的重大关键技术[C]//中国航空学会 2007 年学术年会论文集:总体设计综合技术 01. 深圳, 2007.

[2]李航航. 我国大飞机发展途径构想及关键技术研究[C]//中国航空学会 2007 年学术年会论文集:总体设计综合技术 02. 深圳, 2007.

[3]杨春生. 1980-1996 年世界重大进近着陆事故分析[J]. 中国民用航空, 1999, 15(2): 16-18.

[4] Sonny T C, William HM. Landing gear integration in aircraft conceptual design [R]. MAD 96-09-01, 1996.

[5] Herman S, Yang D. C-5A main landing gear bogie pitching control [J]. Journal of Aircraft, 1971, 8(11): 912-917.

[6] Wei Xiaohui, Nie Hong. Dynamic analysis of aircraft landing impact using landing-region-based model [J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(6): 1631-1637.

[7]晋萍, 聂宏. 起落架着陆动态仿真模型及参数优化设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(5): 498-502.

[8]史友进, 张曾. 大柔性飞机着陆撞击多质量块等效模型[J]. 航空学报, 2006, 27(4): 635-640.

[9] Pritchard J. Overview of landing gear dynamics [J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(1): 130-137.

[10] Prashant D K. Simulation of asymmetric landing and typical ground maneuvers for large transport aircraft [J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7(8): 611-619.

[11] Roundhill J, Radloff P. The future of commercial aviation, building on our legacy [R]. AIAA-2003-2552, 2003.

[12] Luxhoj J, Jalil M, Jones S. A risk-based decision support tool for evaluating aviation technology integration in the national airspace system [R]. AIAA-2003-6740, 2003.

[13] Chenoweth H B. An indicator of the reliability of analytical structural design [J]. Journal of Aircraft, 1970, 7(1): 13-17.

[14] Tiller, Michael. Introduction to Physical Modeling with Modelica [M]. Boston: Kluwer Academic Publishers 2001.

[15] Fritzon Peter. Principles of Object-Oriented Modeling and Simulation with Modelica 2.1 [M]. Wiley-IEEE Press, 2003.

[16] 民机方向舵伺服作动系统频率特性分析研究[J]. 民用飞机设计与研究. 2014, 133(2): 41-44.