

文章编号: 1674-8190(2024)01-118-09

# 某型无人机起落架放下阶段缓冲器气液 流动特性研究

罗杰<sup>1</sup>, 孙继勇<sup>2</sup>, 陈超<sup>2</sup>, 姜义尧<sup>1</sup>, 程晓宇<sup>1</sup>, 蒋炳炎<sup>1</sup>

(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:** 在设计飞机油气混合型的可收放起落架时, 应充分考虑其内腔之间的介质流动特性。以某型无人机起落架缓冲器阻尼孔径、充油量为研究对象, 采用单因素实验法对各因素引起的缓冲器内部气液流动变化进行分析, 通过Fluent软件对放下阶段不同阻尼孔径、充油量下的缓冲器气液特性进行仿真计算。结果表明: 起落架放下过程缓冲器阻尼孔油液流量只与孔径大小有关, 不受缓冲器充油量影响; 在该型号无人机要求的637 mL充油量下, 缓冲器阻尼孔孔径应大于6 mm; 对于其他型号起落架缓冲器, 当确定了充油量后, 应将满足放下阶段缓冲器气液充填作为缓冲器阻尼孔设计标准之一。

**关键词:** 缓冲器; 阻尼孔径; 气液充填时间; 充油量; 气液交换

**中图分类号:** V226+.2

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.01.13

## Study on gas-liquid flow characteristics of buffers in the landing gear of a certain type of UAV landing gear lowering stage

LUO Jie<sup>1</sup>, SUN Jiyong<sup>2</sup>, CHEN Chao<sup>2</sup>, JIANG Yiyao<sup>1</sup>, CHENG Xiaoyu<sup>1</sup>, JIANG Bingyan<sup>1</sup>

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

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

**Abstract:** When designing the retractable landing gear of an aircraft oil-gas mixed type, the medium flow characteristics between the inner cavities should be fully considered. The damping aperture and fuel filling amount of a certain UAV landing gear buffer is taken as the research object, and the single factor experimental method is used to analyze the changes of gas-liquid flow inside the buffer caused by each factor. The gas-liquid characteristics of the buffer under different damping apertures and oil filling amounts in the lowering stage are simulated and calculated by Fluent software. The results show that the damping hole oil flow during the landing gear lowering process is only related to the size of the pore size, not affected by the oil filling amount of the buffer. Under the 637 mL oil filling required by this type of UAV, the buffer damping aperture should be greater than 6 mm. For other types of landing gear buffers, when the oil filling amount is determined, the gas-liquid filling of the buffer that meets the lowering stage should be used as one of the buffer damping hole design criteria.

**Key words:** buffer; damping pore size; gas-liquid filling time; oil filling capacity; gas-liquid exchange

收稿日期: 2022-10-28; 修回日期: 2023-03-25

通信作者: 蒋炳炎(1963-), 男, 博士, 教授。E-mail: jby@csu.edu.cn

引用格式: 罗杰, 孙继勇, 陈超, 等. 某型无人机起落架放下阶段缓冲器气液流动特性研究[J]. 航空工程进展, 2024, 15(1): 118-126.

LUO Jie, SUN Jiyong, CHEN Chao, et al. Study on gas-liquid flow characteristics of buffers in the landing gear of a certain type of UAV landing gear lowering stage[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(1): 118-126. (in Chinese)

## 0 引言

飞机着陆前其起落架缓冲支柱一般为垂直放下状态,油气式缓冲支柱内部介质的理想状态分为上下两腔:上部为充填氮气腔,下部为充填液压油腔,在起落架收上状态时缓冲器支柱处于水平状态,上部的充填氮气可能进入下部油腔,下部油液可能进入上部气腔。某小型飞机着陆前起落架放下,缓冲器在放下瞬间上部存在未来得及进入下腔的油液,下腔存在氮气需要充填到上腔,这就要求缓冲支柱内部介质在起落架放下后能快速流动。《飞机起落架系统通用规范》第 3.2.2.2 条中 e) 规定:起落架应在 2 min 之内恢复至放下的理想状态<sup>[1]</sup>。针对起落架的研究目前集中在着陆阶段,主要研究其缓冲器缓冲性能<sup>[2]</sup>、起落架摆振<sup>[3-4]</sup>、结构件疲劳问题<sup>[5]</sup>,对于起落架放下到着陆前阶段的研究较少,因此需要对起落架放下过程中气液充填时间进行研究。

针对起落架油气缓冲器参数优化与结构设计研究,Milwitzky 等<sup>[6]</sup>根据流体力学的相关理论确定了油液阻尼力基本计算方法;Bharath 等<sup>[7]</sup>、Ran F 等<sup>[8]</sup>利用计算流体动力学方法研究了油气缓冲器阻尼孔参数对缓冲器性能的影响;Ahmad 等<sup>[9]</sup>提出了一种起落架油气缓冲器的综合设计方法。随着仿真软件在起落架各种工况下的应用,Jiao F<sup>[10]</sup>通过数值模拟结合起落架落震实验从阻尼孔参数<sup>[11]</sup>、温度<sup>[12-13]</sup>、流速<sup>[14]</sup>、压力<sup>[15]</sup>、气蚀<sup>[16]</sup>等多方面考虑,研究了压缩阶段下的缓冲器阻尼特性。

关于孔口处出流特性的研究,金进生等<sup>[17]</sup>、Dunham<sup>[18]</sup>通过对伯努利方程和流体运动连续性方程得出的流速表达式取二级近似,建立了小孔流量理论计算公式;Wu D 等<sup>[19]</sup>、Ahmed 等<sup>[20]</sup>推导了不同类型小孔的流量系数计算公式;黄育红等<sup>[21]</sup>对小孔流速实验涉及的容器排水问题进行了系统的理论和实验研究,推导了圆柱形容器排水时间的计算公式,并利用试验结果计算得到流量系数值。

对于气液两相交换流动,Nicklin<sup>[22]</sup>、Stenning<sup>[23]</sup>研究了不同涌升管参数下气泡提升装置的性能;Rai<sup>[24]</sup>利用 openfoam 软件对不同孔径孔口设置气体入口,研究了底部小孔进气过程中,容器内部气泡的形成与破裂引起的气泡行为和自由液面变形,并研究了孔口直径、孔口数量和孔口间距三

个系统参数对气泡动力学和气液界面变形的影响;Solbrig 等<sup>[25]</sup>通过对上腔封闭,孔口连通大气的内径为 133 mm 的圆柱形容器进行了试验,分别测得在上腔封闭下孔径为 7.94 mm 小孔处的流速、流量、上腔压力变化以及气液交换频率,并与上腔开放容器下的小孔流量进行对比。对于封闭空间以及开放空间下孔口的出流,目前研究主要定性分析其流量变化,并且针对的是单一孔径、液体介质主要为水,未考虑下腔封闭时的上下腔气体压力差变化,因此需要定量研究不同孔径、缓冲器上下腔气液分布对起落架收放过程缓冲器气液流动特性的影响。

目前针对起落架缓冲器的研究主要集中在落震工况下,关于孔口处气液两相流动研究多集中在涌升管内气液特性,或是针对开放或半封闭下的容器气液出流特性,起落架在放下瞬态到放下稳态这一过程为全封闭空间,对于该工况下气液交换流动特性鲜有研究。

本文通过对某型无人机起落架放下过程阻尼孔油液流量以及充填时间公式的理论推导,采用 Fluent 联合仿真,模拟起落架放下瞬间到气液填充过程,分析不同阻尼孔孔径、充填油量下的阻尼孔流量、上下腔气体压力差和气液充填时间,确定某型无人机缓冲器阻尼孔的最小孔径。

## 1 某型无人机起落架放下阶段孔口出流公式推导

### 1.1 某型无人机起落架油气式缓冲器模型

起落架由收上状态到放下状态过程油气分布变化如图 1 所示,从放下瞬态到稳定状态缓冲器内部油气会有一个充填过程,要求解此过程的时间首先需要通过计算空中收上状态油液分布得到起落架放下瞬态上下腔油液分布量。

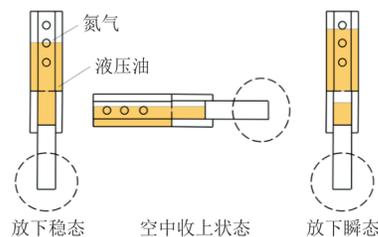


图 1 起落架收放状态油液分布

Fig. 1 Oil-liquid distribution in the retracted state of the landing gear

简化后的缓冲器主要由活塞杆、外筒、柱塞三部分组成,某型无人机起落架缓冲器放下瞬间结构如图 2 所示,参数如表 1 所示。

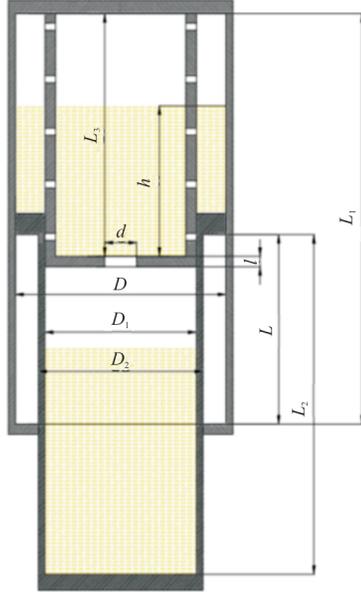


图 2 某型无人机缓冲器放下瞬间结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the structure of a certain type of drone buffer dropping instantly

表 1 某型无人机缓冲器参数

Table 1 Parameters of a certain type of drone buffer

参数	数值	参数	数值
外筒内径 $D/\text{mm}$	72	柱塞长度 $L_3/\text{mm}$	217
活塞内径 $D_1/\text{mm}$	50	充油量 $V_1/\text{mL}$	637
活塞外径 $D_2/\text{mm}$	60	充气压力 $P/\text{MPa}$	2
上下支撑初始长度 $L/\text{mm}$	75	环境温度 $T/^\circ\text{C}$	25
外筒长度 $L_1/\text{mm}$	311	阻尼孔直径 $d/\text{mm}$	6
活塞长度 $L_2/\text{mm}$	117	阻尼孔长度 $l/\text{mm}$	2

## 1.2 阻尼孔孔口出流公式

### 1.2.1 阻尼孔流量公式推导

飞机起落架缓冲器中定阻尼节流装置以圆柱孔形式为主,阻尼孔流量的流动特性与流体力学中的孔口出流情况十分类似。缓冲器油孔根据油孔的长径比( $l/d$ )可以分成三种:薄壁孔  $l/d \leq 2$ ,长孔  $l/d > 4$ ,厚壁孔  $2 < l/d \leq 4$ 。通常无人机缓冲器主油孔都属于薄壁孔类型,因此本文主要对长径比在 2 以内的薄壁孔进行研究。通过定常伯努利方程以及流体连续性方程联立求解阻尼孔流量公式,孔口出流示意图如图 3 所示。

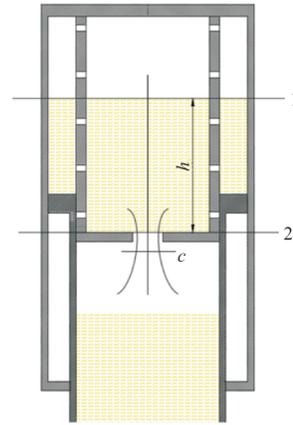


图 3 定阻尼孔口出流示意图

Fig. 3 Schematic diagram of the outflow of the fixed damping orifice

$$\frac{v_1^2}{2g} + \frac{p_1}{\rho g} + h = \frac{v_2^2}{2g} + \zeta \frac{v_2^2}{2g} + \frac{p_2}{\rho g} \quad (1)$$

$$A_1 v_1 = A_2 v_2 \quad (2)$$

$$Q = C_c C_v A_o \sqrt{2gh + 2\Delta p/\rho} = C_d A_o \sqrt{2gh + 2\Delta p/\rho} \quad (3)$$

式中: $v_1, v_2$ 分别为自由液面以及孔口油液流速; $\rho$ 为油液密度; $h$ 为液面与孔口的高度差; $\zeta$ 为孔口出流处的阻力系数; $A_1$ 为上腔油液截面面积; $A_2$ 为收缩截面面积; $p_1$ 为上腔气压; $p_2$ 为下腔孔口气压; $\Delta p$ 为  $p_1$ 与  $p_2$ 之间的压力差; $C_v$ 为流速系数,其物理意义为收缩截面处的真实速度与理论速度之比; $C_c$ 为孔口缩流效应引入收缩系数,是收缩截面面积与孔口面积之比; $A_o$ 为孔口截面面积; $C_d$ 为流量系数。关于流量系数的确定,由于本文研究的缓冲器油液充填流速较低,因此选择的低雷诺数阶段流量系数经验公式<sup>[20]</sup>如式(4)~式(9)所示。

$$\begin{cases} C_d = \phi_1 Re^{0.489} & (0 < Re \leq 10) \\ C_d = \delta_1 Re^{\delta_2} + \delta_3 & (10 < Re < 250) \end{cases} \quad (4)$$

$$\phi_1 = (0.039\beta^2 - 0.011\beta - 0.063)T + (-0.123\beta^2 + 0.056\beta + 0.156) \quad (5)$$

$$\delta_1 = (1.033\beta^2 - 1.169\beta + 0.453)T^2 + (-1.164\beta^2 + 1.497\beta - 0.775)T + (-0.103\beta^2 - 0.232\beta + 0.525) \quad (6)$$

$$\delta_2 = (-0.88\beta^2 + 0.902\beta - 0.294)T^2 + (1.029\beta^2 - 1.130\beta + 0.486)T + (0.157\beta^2 + 0.083\beta + 0.045) \quad (7)$$

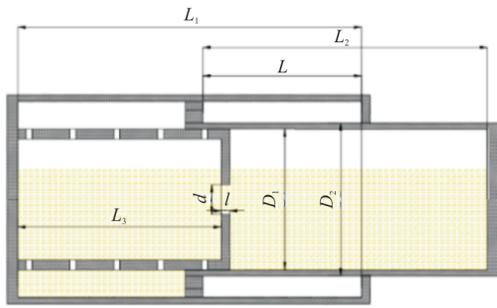
$$\delta_3 = -3.36 \times 10^{-6} (Re - 32.4)(Re - 184.8) \quad (8)$$

$$Re = \frac{v_1 d}{\mu} \quad (9)$$

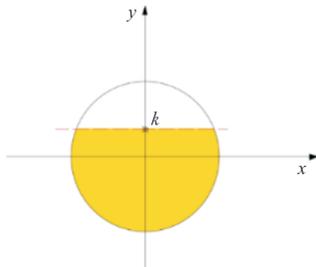
式中:  $Re$  为阻尼孔雷诺数;  $\beta$  为阻尼孔径与外筒内径之比;  $T$  为阻尼孔长径比。

### 1.2.2 油液充填时间公式推导

对飞机起落架在空中收上状态油液分布建立坐标系如图 4 所示, 求解积分方程式 (10) 得到空中收上状态上下腔油液的分布量, 通过空中收上状态油液分布计算得到起落架放下瞬间油液分布以及需要充填油液量如式 (11)~式 (16) 所示, 起落架放下瞬间油液分布数值如表 2 所示。



(a) 缓冲器结构



(b) 坐标系

图 4 起落架收上状态油液分布坐标系建立

Fig. 4 The oil distribution coordinate system of the landing gear is established in the closing state

$$(L_1 - L) \times 2 \int_{-D/2}^k \sqrt{(D/2)^2 - y^2} dy + L_2 \times 2 \int_{-D_1/2}^k \sqrt{(D_1/2)^2 - y^2} dy = V_1 \quad (10)$$

$$V_2 = (L_1 - L) \times 2 \int_{-D/2}^k \sqrt{(D/2)^2 - y^2} dy + (L - L_1 + L_3) \times 2 \int_{-D_1/2}^k \sqrt{(D_1/2)^2 - y^2} dy \quad (11)$$

$$V_3 = V_1 - V_2 \quad (12)$$

$$V_4 = (L_1 + L_2 - L_3 - L) \times \pi (D_1/2)^2 - V_3 \quad (13)$$

$$h_1 = \frac{V_2}{\pi (D/2)^2} \quad (14)$$

$$h_n = \frac{V_4}{\pi (D/2)^2} \quad (15)$$

$$h_2 = h_1 - h_n \quad (16)$$

表 2 某型无人机起落架放下状态油液分布参数  
Table 2 Oil distribution parameters of a certain type of UAV landing gear drop state

参数	数值
上腔油液量 $V_2/\text{mL}$	471
上腔初始液面高度 $h_1/\text{mm}$	115.66
充填完成后上腔液面高度 $h_2/\text{mm}$	97.24
下腔油液量 $V_3/\text{mL}$	166
下腔所需充填油液量 $V_4/\text{mL}$	75

根据公式 (1) 与公式 (2), 考虑到  $h=h(t)$ 、 $v_1 = -\frac{dh}{dt}$ , 求解得到油液高度与时间关系式如式 (18) 所示, 选取不同孔径的小孔, 通过小孔流速公式预估雷诺数范围计算出不同孔径油液充填时间。

$$\int_0^t dt = \int_{h_1}^{h_2} \frac{-A_1 dh}{C_d A_0 \sqrt{2gh + 2(\Delta p/\rho)}} \quad (17)$$

$$t = \frac{A_1}{C_d A_0} \int_{h_2}^{h_1} \frac{dh}{\sqrt{2gh + 2(\Delta p/\rho)}} \quad (18)$$

式 (18) 虽然考虑了在封闭工况下缓冲器上下腔的压力差, 但由于在缓冲器放下过程会伴随着阻尼孔内的气液交换, 因此需要引入气液交换系数  $C$  来表征气液交换对于充填时间的影响。引入气液交换系数  $C$  后油液充填时间公式如式 (19) 所示。

$$t = \frac{CA_1}{C_d A_0} \int_{h_2}^{h_1} \frac{dh}{\sqrt{2gh + 2(\Delta p/\rho)}} \quad (19)$$

## 2 起落架放下阶段缓冲器仿真模型的建立

### 2.1 模型建立以及网格划分

本文研究的无人机起落架缓冲器模型中的流场属于轴对称模型, 只需建立一个轴对称截面。这种建模方式在保证结果可靠的同时, 可以大幅减少计算机的计算量, 起落架放下阶段缓冲器仿真模型示意图如图 5 所示。使用 CATIA 建立起落架放下初始时刻缓冲器流场的二维几何模型, 其主要参数如表 1 所示。

将建好的模型导入 Ansys Mesh 中绘制网格,

定义对称轴(axis)以及壁面(wall)边界条件,缓冲器流域网格如图 6 所示。

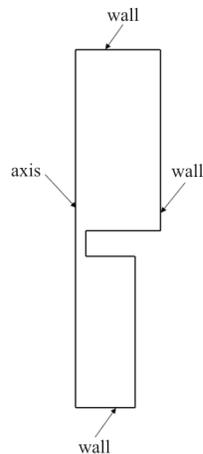


图 5 起落架放下阶段缓冲器仿真模型示意图  
Fig. 5 Schematic diagram of the buffer simulation model of the landing gear drop stage

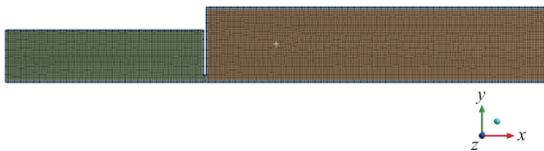


图 6 缓冲器流域全局网格图  
Fig. 6 Buffer watershed global mesh diagram

## 2.2 求解器参数设置

将网格模型导入 Fluent 中,求解器参数设置如下:

1) 起落架放下阶段缓冲器内部油液主要受重力作用,因此先在  $x$  轴方向设置重力加速度  $g = -9.8 \text{ m/s}^2$ 。

2) 在封闭空间下阻尼孔会有气液两相的交换,VOF 模型是一种在固定的欧拉网格下的表面跟踪方法,本文中 15 号航空液压油与氮气之间的界面互不相融,因此选定 VOF 气液两相模型。在 VOF 模型中,不同流体组分共用一套动量方程,计算时在全流场的每个计算单元内,记录下各流体组分所占有的体积率。流动模型选择标准  $k-\epsilon$  模型<sup>[26]</sup>。

3) 建立流体参数模型,本文无人机缓冲器采用油液类型为 15 号航空液压油,其在  $25^\circ\text{C}$  时的运动黏度为  $23.547 \text{ mm}^2/\text{s}$ ,密度设为  $839.3 \text{ kg/m}^3$ ,对于气体参数,直接从 Fluent 材料库中选取氮气作

为气相。

4) 油气两相分布初始化,根据表 2 计算得到的放下瞬间上下腔油液分布结果,在 Fluent 中设置初始时刻油液分布如图 7 所示。

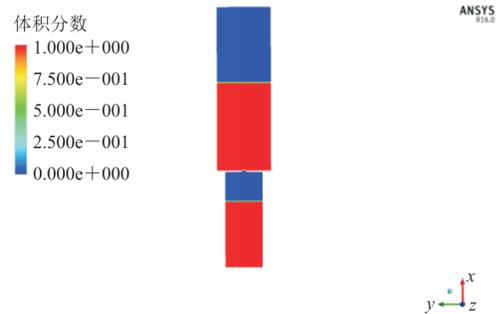


图 7 初始时刻油液体积分数云图  
Fig. 7 Volume fraction of oil contour at the initial moment

5) 在阻尼孔处设定流量监测面,分析阻尼孔流量变化规律。

## 2.3 仿真试验设计

在起落架放下过程中,上下腔气体压力差、阻尼孔面积与长径比都会影响油液充填时间。选取不同阻尼孔径参数(充填油液量为  $637 \text{ mL}$ )研究油气交换对油液充填时间影响,如表 3 所示。选取不同充填油量( $d=10 \text{ mm}$ ,  $l=2 \text{ mm}$ )研究油液分布对上下腔气体压力差的影响如表 4 所示。

表 3 不同阻尼孔径参数取值  
Table 3 Values for different diameter of damping holes

编号	孔径 $d/\text{mm}$	孔长 $l/\text{mm}$	长径比
1	10	2	0.20
2	8	2	0.25
3	6	2	0.33
4	4	2	0.50

表 4 不同充油量取值  
Table 4 Values for different oil fillings

编号	充油量 $V_1/\text{mL}$	上腔初始高度 $h_1/\text{mm}$	下腔初始高度 $h_m/\text{mm}$
1	300	61.64	24.97
2	400	79.37	39.14
3	500	96.93	53.66
4	600	114	68.30
5	700	131.96	82.86

### 3 仿真结果及分析

#### 3.1 起落架放下阶段流场结果分析

##### 1) 阻尼孔流量变化

以  $d=6\text{ mm}$ 、 $l=2\text{ mm}$  小孔参数,充油量为 637 mL 缓冲器仿真结果得到起落架放下过程缓冲器阻尼孔流量随时间变化关系曲线,如图 8 所示,可以看出:在油液充填缓冲器下腔过程中,阻尼孔流量  $Q$  在  $0\sim 0.0035\text{ L/s}$  区间内呈现周期性波动趋势。这是由于在阻尼孔进行的气液交换现象,当油液向下充填一部分后,下腔氮气会通过阻尼孔进入上腔,形成“油液充填—气体充填—油液充填”交替进行的现象,缓冲器放下阶段气液两相变化如图 9 所示。

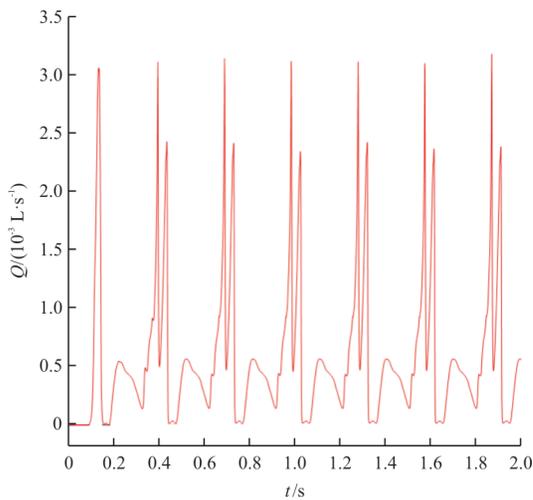
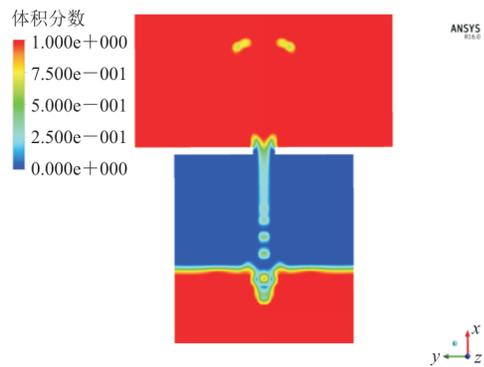
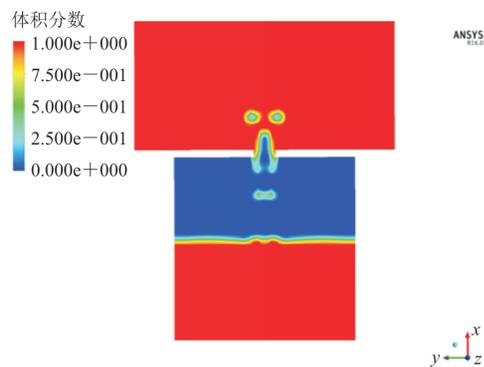


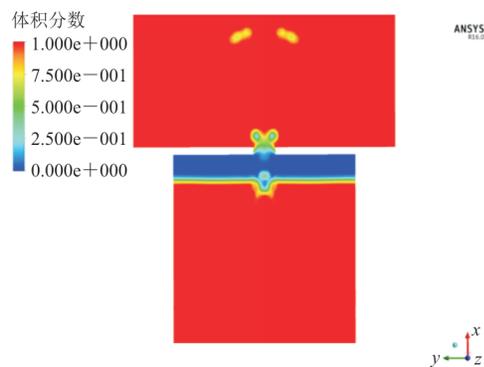
图 8 6 mm 孔径油液充填过程流量随时间变化关系  
Fig. 8 The flow rate of oil filling process with small holes of 6 mm in diameter varied with time



(b) 25 s 时刻油液体积分数云图

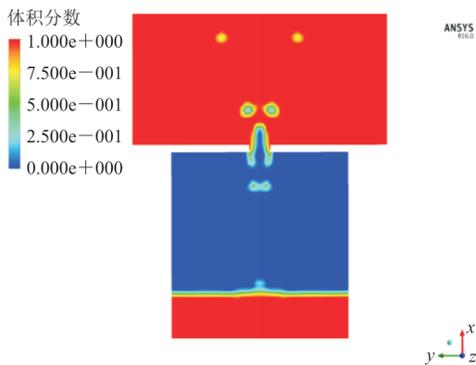


(c) 50 s 时刻油液体积分数云图



(d) 100 s 时刻油液体积分数云图

图 9 起落架放下阶段油液体积分数云图  
Fig. 9 Volume fraction of oil contour during the landing gear lowering stage



(a) 0.5 s 时刻油液体积分数云图

##### 2) 流量系数确定

由式(4)~式(9)可知流量系数由阻尼孔雷诺数、长径比等参数确定,以  $d=6\text{ mm}$ 、 $l=2\text{ mm}$  阻尼孔仿真结果为例,计算其流量系数。

缓冲器阻尼孔处流量速度如图 10 所示,通过油液在阻尼孔处平均速度求解得到阻尼孔雷诺数  $Re=4.81$ ,流量系数  $C_d=0.30$ 。

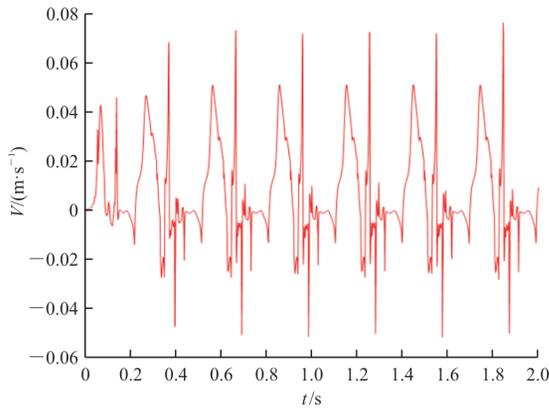


图 10 阻尼孔处流速  
Fig. 10 Velocity of damping holes

### 3.2 不同充油量缓冲器上下腔压力差

根据  $d=10\text{ mm}$ 、 $l=2\text{ mm}$  阻尼孔参数 300~700 mL 共 5 组不同充油量仿真结果,得到不同充油量下油液充填时间以及上下腔压力差,如表 5 所示。

表 5 不同充油量上下腔压力差  
Table 5 Oil filling time with different oil filling volumes

充油量 $V_1/\text{mL}$	初始时刻上下腔压力差 $\Delta P/\text{Pa}$	充填过程上下腔平均压力差 $\Delta P/\text{Pa}$	平均流量 $Q/(\text{L}\cdot\text{s}^{-1})$	充填时间 $t_2/\text{s}$
300	500	310	0.002 7	62.5
400	648	480	0.002 6	53.4
500	790	655	0.002 5	43.2
600	920	815	0.002 6	35.1
700	1 000	960	0.002 7	26.2

不同充油量下的缓冲器上下腔气体压力差如图 11 所示,可以看出:对于  $d=10\text{ mm}$ 、 $l=2\text{ mm}$  缓冲器阻尼孔,上下腔初始时刻气体压力差随着充填油液量的增加而上升,300 mL 充油量初始时刻上下腔压力差为 500 Pa,700 mL 充油量初始时刻上下腔压力差达到了 1 000 Pa。随着气液的交换,上下腔压力差开始下降,充油量越少,上下腔气体压力差下降越大,700 mL 时压力差下降值为 80 Pa,300 mL 时压力差下降值为 381 Pa。充油量减少的同时会导致下腔所需要充填的油液量增加,气液充填时间因此增加,对于 700 mL 充油量,

气液充填时间为 26.2 s,对于 300 mL 充油量,气液充填时间达到了 62.5 s。

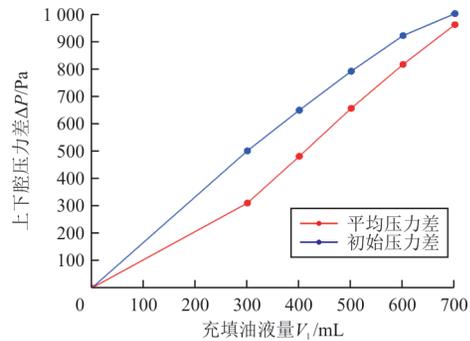
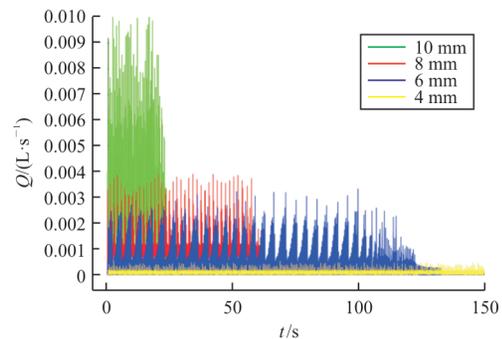


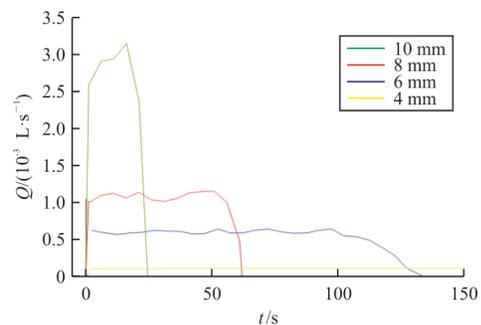
图 11 不同充油量缓冲器上下腔气体压力差  
Fig. 11 Gas pressure difference between the upper and lower chambers of the buffers with different oil filling levels

### 3.3 不同孔径缓冲器气液交换系数

薄壁孔不同孔径油液充填过程流量随时间变化关系如图 12 所示。



(a) 不同孔径阻尼孔流量随时间变化



(b) 不同孔径阻尼孔平均流量

图 12 薄壁孔不同孔径油液充填过程流量随时间变化关系  
Fig. 12 Relationship between the flow rate of oil filling process with different pore sizes of thin-walled pores over time

从图 12 可以看出:随着阻尼孔径的减小,阻尼孔流量减小,10 mm 孔径阻尼孔平均流量为  $3.06 \times 10^{-3}$  L/s,而 4 mm 孔径阻尼孔平均流量已经下降为  $0.099 \times 10^{-3}$  L/s。当阻尼孔径小于 6 mm 时缓冲器上下腔气液充填时间已经达到 133.1 s,超过了该型号飞机规定的 2 min 以内完成气液交换的标准。

对于气液交换系数的计算,通过仿真得到的

流量系数以及上下腔气体压力差代入式(3)计算理论平均流量  $Q$ ,求解得到不考虑油气交换时油液充填时间  $t_1$ ,通过仿真得到的油液充填时间  $t_2$  求解得到油气交换系数  $C$ 。各类型阻尼孔油液充填时间以及油气交换系数  $C$  取值如表 6 所示。

$$C = \frac{t_2}{t_1} \quad (20)$$

表 6 不同孔径下油气交换修正系数取值

Table 6 Values of the correction coefficients for oil and gas exchange under different pore sizes

编号	平均雷诺数 $Re$	流量系数 $C_d$	平均流量 $Q/(L \cdot s^{-1})$	理论充填时间 $t_1/s$	仿真充填时间 $t_2/s$	交换系数 $C$
1	14.82	0.53	$3.060 \times 10^{-3}$	8.47	24.52	2.89
2	7.00	0.38	$1.240 \times 10^{-3}$	18.46	60.52	3.27
3	4.81	0.30	$0.560 \times 10^{-3}$	41.58	133.10	3.17
4	1.28	0.15	$0.099 \times 10^{-3}$	190.91	756.77	3.96

## 4 结 论

1) 薄壁阻尼孔孔径是影响缓冲器油液充填时间的主要因素,在充填油液量为 637 mL 时,孔径越小油液流量越小,油液充填时间越长。6 mm 孔径阻尼孔油液充填时间已经达到了 133.1 s,超过了该型号飞机规定的 2 min 以内完成气液交换的要求,对于该型号飞机起落架,其缓冲器阻尼孔孔径应大于 6 mm。因此在缓冲器阻尼孔设计时不仅要考虑落震阶段的缓冲性能,还要考虑起落架放下到着陆阶段的气液充填特性。

2) 对于相同阻尼孔径,起落架缓冲器充油量对油液流量无影响,不同充油量影响起落架放下初始时刻上下腔油液高度以及上下腔气体压力差。充油量越少,缓冲器上下腔液面高度越低,缓冲器上腔气压越高,上下腔气压差越小,导致本应该随上腔液面下降的流量保持不变。

3) 在起落架放下过程的油液向下腔充填过程中,由于进入缓冲器上腔的气体在阻尼孔处呈周期性上升规律,小孔处气泡上升会暂时停止油液流动,因此导致流量大幅下降。对于 6~10 mm 孔径阻尼孔,其流量约为相同流量系数下油液单相流动的 1/3,对于 4 mm 孔径阻尼孔,其流量约为相同流量系数下油液单相流动的 1/4。

### 参 考 文 献

[1] 中国人民解放军总装备部. 飞机起落架系统通用规范:

GJB 3063A—2008[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2008.

General Equipment Department of the Chinese People's Liberation Army. General specification of the landing gear system for aircraft: GJB 3063A—2008[S]. Beijing: General Equipment Department of the Chinese People's Liberation Army, 2008. (in Chinese)

[2] 贾志强. 起落架油气缓冲器气液两相流及阻尼特性研究[D]. 汉中: 陕西理工大学, 2022.

JIA Zhiqiang. Study on gas-liquid two-phase flow and damping characteristics of landing gear oleo-pneumatic shock absorber[D]. Hanzhong: Shaanxi University of Technology, 2022. (in Chinese)

[3] 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)

[4] 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 landinggear on shimmy stability[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(3): 86-95. (in Chinese)

[5] 李静, 张义浦, 张显余, 等. 起落架关键结构疲劳寿命分析及优化研究[J]. 科技视界, 2017(28): 206-207.

LI Jing, ZHANG Yipu, ZHANG Xianyu, et al. Fatigue life analysis and optimization research on key structure of landing gear[J]. Science & Technology Vision, 2017(28): 206-207. (in Chinese)

- [6] MILWITZKY B, COOK F E. Analysis of landing-gear behavior[R]. US: NACA, 1953.
- [7] BHARATH M, SINGH P, KANTHETI B. Determination of influence of parameters on undercarriage shock absorber[J]. SAE International Journal of Aerospace, 2018, 12: 1-30.
- [8] RAN F, YUAN F, YU H, et al. Landing dynamic simulation of aircraft landing gear with multi-struts[J]. Journal of Vibro Engineering, 2014, 16(5): 2494-2507.
- [9] AHMAD M A, SHAH S I A, SHAMS T A, et al. Comprehensive design of an oleo-pneumatic nose landing gear strut[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2020, 235: 1605-1622.
- [10] JIAO F. Oil damping energy loss analysis of landing gear shock absorber[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2018, 233: 3096-106.
- [11] 丁勇为, 张子豪, 魏小辉, 等. 油孔几何参数对起落架落震动力学的影响研究[J]. 航空计算技术, 2018, 48(1): 30-33, 37.  
DING Yongwei, ZHANG Zihao, WEI Xiaohui, et al. Influence of orifice geometry parameters on landing gear drop dynamics[J]. Aeronautical Computing Technique, 2018, 48(1): 30-33, 37. (in Chinese)
- [12] SHU N, GU H, LIU H, et al. Analysis of temperature effect on damping characteristics of landing gear shock absorber [C]// 2020 International Conference on Aviation Safety and Information Technology. US: ACM, 2020: 76-81.
- [13] 胡锐, 牟让科, 宋得军, 等. 温度对油—气式起落架缓冲性能的影响研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(3): 150-156.  
HU Rui, MU Rangke, SONG Dejun, et al. Research on the influence of temperature on the cushioning performance of oil-air landing gear[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(3): 150-156. (in Chinese)
- [14] 聂文忠, 陆建民, 马亚健, 等. 起落架缓冲器阻尼孔特性分析[J]. 机床与液压, 2021, 49(1): 151-155.  
NIE Wenzhong, LU Jianmin, MA Yajian, et al. Analysis on the characteristics of the damping hole of landing gear buffer[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2021, 49(1): 151-155. (in Chinese)
- [15] 娄锐, 折世强, 鲁德发, 等. 起落架着陆油气混合缓冲器压力分析[J]. 航空工程进展, 2020, 11(3): 380-386.  
LOU Rui, SHE Shiqiang, LU Defa, et al. Qleo-pneumatic mixed shock absorber landing pressure analysis of landing gear [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(3): 380-386. (in Chinese)
- [16] HAN J D, LEE Y S, KANG Y S, et al. Effects of cavitation and drop characteristics on oleo-pneumatic type landing gear systems[J]. Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, 2009, 37: 193-200.
- [17] 金进生, 周祖利. 小孔流速和流量率分析[J]. 浙江大学学报(理学版), 1995(s1): 90-92.  
JIN Jinsheng, ZHOU Zuli. Analysis of orifice flow rate and flow rate [J]. Journal of Zhejiang University (Science Edition), 1995(s1): 90-92. (in Chinese)
- [18] DUNHAM J S. Mechanics of the slow draining of a large tank under gravity[J]. American Journal of Physics, 2003, 71: 1204-1207.
- [19] WU D, BURTON R, SCHOENAU G. An empirical discharge coefficient model for orifice flow [J]. International Journal of Fluid Power, 2002, 3: 13-19.
- [20] AHMED E N, GHANEM A A. A novel comprehensive correlation for discharge coefficient of square-edged concentric orifice plate at low Reynolds numbers[J]. Flow Measurement and Instrumentation, 2020, 73: 1-10.
- [21] 黄育红, 张锁宾, 卫芬芬, 等. 小孔流速实验中的排水时间和流量系数的研究[J]. 大学物理, 2020, 39(4): 28-33.  
HUANG Yuhong, ZHANG Suobin, WEI Fenfen, et al. Study on the drainage time and the flow coefficient in the experiment of the flow velocity of small holes [J]. College Physics, 2020, 39(4): 28-33. (in Chinese)
- [22] NICKLIN D J. The air-lift pump: theory and optimization [J]. Transactions on Institute of Chemic Engineers, 1963, 41(2): 29-39.
- [23] STENNING A. An analytical and experimental study of air-lift pump performance [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2011, 90: 106-110.
- [24] RAJ S. Bubble dynamics and deformation of free liquid surface in aerated liquid storage tanks [J]. Korean Journal of Chemical Engineering, 2021, 38: 716-735.
- [25] SOLBRIG C W, SHERMAN J B. Slugging flow of water draining from the bottom of a non-vented container [J]. Industrial & Engineering Chemistry Research, 2010, 49(11): 5254-5262.
- [26] 李望, 卢耀辉, 毕伟. 基于VOF方法的汽车油箱燃油晃动数值模拟分析[J]. 装备环境工程, 2019, 16(11): 19-24.  
LI Wang, LU Yaohui, BI Wei. Numerical simulation of fuel sloshing in automobile fuel tank based on VOF method [J]. Equipment Environmental Engineering, 2019, 16(11): 19-24. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)