

飞机弹射杆与母舰缓冲钩的冲击载荷计算



姚念奎¹,王成波¹,白春玉²,陈熠²,杨强²

1.航空工业沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035

2.中国飞机强度研究所, 陕西 西安 710065

摘 要:在弹射型舰载机牵制就位之前,弹射杆触发缓冲钩产生冲击载荷。相关构件应能承受该载荷而不丧失功能或发生结构破坏。基于局部变形及能量守恒原理,本文对此问题进行了理论分析,提出了一种计算冲击载荷的方法,并通过试飞实测数据验证了算法的合理性。本研究可为机/舰结构抗冲击设计提供参考。

关键词:冲击载荷;舰载机;弹射杆;航空母舰;缓冲钩;能量守恒

中图分类号:V215

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.01.004

弹射型固定翼舰载机进入飞行甲板的起飞初始站位,在与滑轨往复车啮合之前,需要利用弹射杆触发母舰牵制系统的缓冲钩,使之翻转上翘,即由复位状态变为待啮合状态,以便于飞机牵制杆与母舰缓冲钩的成功啮合^[1-2]。在触发过程中,弹射杆和缓冲钩之间将产生一个瞬态冲击载荷,可能对相关构件造成断裂、变形、磨损、失稳或疲劳等多种形式的冲击失效,特别是在飞机进入速度过快的情况下。因此,对这类冲击情况进行载荷定量分析,对于研究上述失效行为非常必要^[3-4]。另外,机、舰双方在进行各自功能构件的结构设计时,同样需要了解弹射杆与缓冲钩的冲击载荷,从而将其作为一项重要的设计输入参数,进行构件材料选择、零件应力/变形计算、机构运动仿真和系统动态响应分析。由于问题的专业性和特殊性,目前国内外关于该类冲击载荷算法的相关研究较少,是亟待填补的技术空白。

1 基本原理

舰载机弹射杆和航空母舰缓冲钩的冲击如图1所示,可视作两个弹性体的碰撞问题。利用弹性体变形势能等于碰撞动能损失的原理,可建立最大冲击载荷的算法。实际上,缓冲钩在母舰弹射滑轨导入槽的安装座处还设有缓冲阻尼弹簧,但缓冲钩本体结构刚度远远大于该弹簧的劲度系数。因此,在

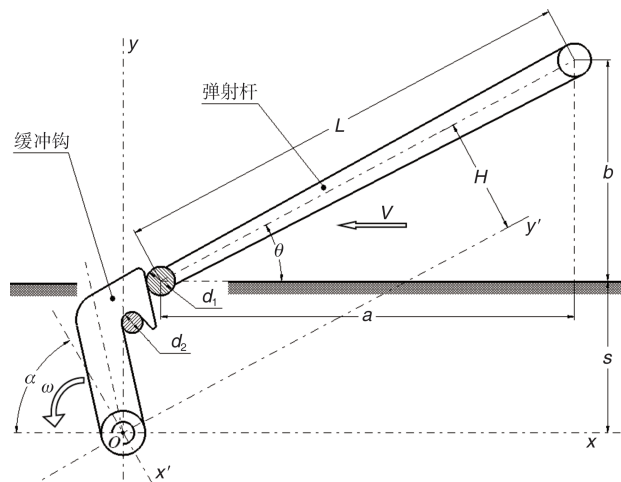


图1 舰载机弹射杆和航空母舰缓冲钩的冲击

Fig.1 Impact between launch bar of the carrier aircraft and buffer hook of the aircraft carrier

冲击载荷计算时,缓冲阻尼弹簧的影响可以忽略不计。

冲击载荷实际上是接触区域的内力^[5],在瞬态冲击情况下,作为平衡冲击载荷 F 的弹射杆轴力集度 q_b 呈定常均布,而缓冲钩剪力集度 q_h 则呈三角形分布^[6-7]。由此,建立简化弹性碰撞载荷计算模型,如图2所示。

由图2可知,弹射杆与缓冲钩的线性载荷集度分别为:

收稿日期: 2021-08-26; 退修日期: 2021-10-15; 录用日期: 2021-11-20

引用格式: Yao Niankui, Wang Chengbo, Bai Chunyu, et al. Impact load calculation between aircraft launch bar and carrier buffer hook[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(01): 37-41. 姚念奎, 王成波, 白春玉, 等. 飞机弹射杆与母舰缓冲钩的冲击载荷计算[J]. 航空科学技术, 2022, 33(01): 37-41.

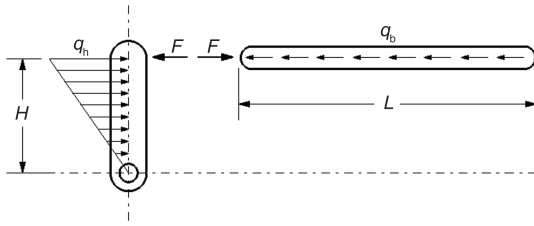


图2 简化计算模型

Fig.2 Simplified computation model

$$\begin{cases} q_b = \frac{F}{L} \\ q_h = \frac{3 \cdot F}{H} \end{cases} \quad (1)$$

式中： F 为弹射杆和缓冲钩之间的冲击载荷； L 为弹射杆长度； H 为缓冲钩转臂高度。

2 计算方法

2.1 系统动能变化量

飞机滑行速度为 V （为了抑制冲击载荷，规范或使用手册一般要求控制飞机滑行速度在2m/s以内），由图1的速度矢量关系可知，弹射杆初始撞击速度 v_0 为：

$$v_0 = V \cdot \cos\theta = V \cdot \frac{a}{\sqrt{a^2 + b^2}} = V \cdot \frac{a}{L} \quad (2)$$

式中： θ 为弹射杆甲板角，在弹射杆与弹射器往复车啮合张紧之前，一般取值范围为 $\pi/8 \sim \pi/4$ ； a 为弹射杆安装点高度； b 为弹射杆安装点甲板投影长度，如图1所示。

当弹射杆端头与缓冲钩的接触区域处于最大压缩变形状态时，二者以相等速度运动。设此时速度为 v_1 ，则缓冲钩绕其固定枢轴的旋转角速度 ω 为：

$$\omega = \frac{v_1}{H} \quad (3)$$

根据动量矩定理，应有：

$$M_b \cdot (v_0 - v_1) \cdot H = J_h \cdot \omega \quad (4)$$

式中： M_b 为弹射杆质量； J_h 为缓冲钩绕其固定枢轴的转动惯量。由式(3)和式(4)整理可得共同速度 v_1 的计算公式为：

$$v_1 = \frac{v_0}{1 + \frac{J_h}{M_b \cdot H^2}} = \frac{v_0 \cdot M_b \cdot H^2}{M_b \cdot H^2 + J_h} \quad (5)$$

当弹射杆与缓冲钩的接触区域处于最大压缩变形瞬间时，设系统动能为 W_1 ，则初始动能 W_0 与系统动能 W_1 之差 ΔW 为：

$$\Delta W = W_0 - W_1 = \frac{1}{2} \cdot M_b \cdot v_0^2 - \left[\frac{1}{2} \cdot M_b \cdot v_1^2 + \frac{1}{2} \cdot J_h \cdot \omega^2 \right] =$$

$$\frac{1}{2} \cdot M_b \cdot v_0^2 - \left[\frac{1}{2} \cdot M_b \cdot v_1^2 + \frac{1}{2} \cdot J_h \cdot \left(\frac{v_1}{H} \right)^2 \right] = \quad (6)$$

$$\frac{1}{2} \cdot M_b \cdot v_0^2 - \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{v_1}{H} \right)^2 \cdot (M_b \cdot H^2 + J_h)$$

将式(5)代入式(6)，整理可得：

$$\begin{aligned} \Delta W &= \frac{1}{2} \cdot M_b \cdot v_0^2 - \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{v_1}{H} \right)^2 \cdot (M_b \cdot H^2 + J_h) = \\ &= \frac{1}{2} \cdot M_b \cdot v_0^2 - \frac{1}{2} \cdot \left[\frac{v_0 \cdot M_b \cdot H^2}{(M_b \cdot H^2 + J_h) \cdot H} \right]^2 \cdot (M_b \cdot H^2 + J_h) = \\ &= \frac{1}{2} \cdot M_b \cdot v_0^2 - \frac{1}{2} \cdot \frac{v_0^2 \cdot M_b^2 \cdot H^2}{M_b \cdot H^2 + J_h} = \\ &= \frac{1}{2} \cdot M_b \cdot v_0^2 \cdot \left(1 - \frac{M_b \cdot H^2}{M_b \cdot H^2 + J_h} \right) = \\ &= \frac{1}{2} \cdot M_b \cdot v_0^2 \cdot \left(\frac{J_h}{M_b \cdot H^2 + J_h} \right) \end{aligned} \quad (7)$$

2.2 系统变形势能

将弹射杆等效为恒定截面杆（通常为工字形截面），根据图2所示的力学模型，其变形势能 U_b 为：

$$\begin{aligned} U_b &= \frac{1}{2} \cdot \int_0^L \frac{F(x)^2}{E_b \cdot A_b} dx = \frac{1}{2} \cdot \int_0^L \frac{(q_b \cdot x)^2}{E_b \cdot A_b} dx = \\ &= \frac{q_b^2}{2 \cdot E_b \cdot A_b} \cdot \int_0^L x^2 dx = \frac{q_b^2}{2 \cdot E_b \cdot A_b} \cdot \left(\frac{L^3}{3} - 0 \right) = \\ &= \frac{q_b^2 \cdot L^3}{6 \cdot E_b \cdot A_b} \end{aligned} \quad (8)$$

式中： q_b 为弹射杆轴力分布集度； E_b 为弹射杆材料的弹性模量； A_b 为弹射杆等效截面面积； L 为弹射杆长度。

将缓冲钩等效为恒定截面梁（通常为实心矩形截面），根据图2所示的力学模型，其变形势能 U_h 为：

$$\begin{aligned} U_h &= \frac{1}{2} \cdot \int_0^H \frac{M(x)^2}{E_h \cdot I_h} dx = \frac{1}{2} \cdot \int_0^H \frac{\left[\frac{q_h}{6 \cdot H} \cdot (-x^3 + H^2 \cdot x) \right]^2}{E_h \cdot I_h} dx = \\ &= \frac{q_h^2}{72 \cdot H^2 \cdot E_h \cdot I_h} \cdot \int_0^H (-x^3 + H^2 \cdot x)^2 dx = \\ &= \frac{q_h^2}{72 \cdot H^2 \cdot E_h \cdot I_h} \cdot \int_0^H (x^6 - 2 \cdot H^2 \cdot x^4 + H^4 \cdot x^2) dx = \\ &= \frac{q_h^2}{72 \cdot H^2 \cdot E_h \cdot I_h} \cdot \left(\frac{H^7}{7} - \frac{2 \cdot H^7}{5} + \frac{H^7}{3} - 0 \right) = \\ &= \frac{q_h^2 \cdot H^5}{945 \cdot E_h \cdot I_h} \end{aligned} \quad (9)$$

式中： q_h 为缓冲钩剪力分布集度； E_h 为缓冲钩材料的杨氏模

量; I_h 为缓冲钩等效截面惯矩; H 为缓冲钩转臂高度。

将式(1)代入式(8)、式(9)可得出:

$$\begin{cases} U_b = \frac{q_b^2 \cdot L^3}{6 \cdot E_b \cdot A_b} = \frac{F^2 \cdot L}{6 \cdot E_b \cdot A_b} \\ U_h = \frac{q_h^2 \cdot H^3}{945 \cdot E_h \cdot I_h} = \frac{F^2 \cdot H^3}{105 \cdot E_h \cdot I_h} \end{cases} \quad (10)$$

2.3 冲击载荷求解

基于能量守恒原理可知, 撞击前后的系统动能之差 ΔW , 即为两个相互冲击构件接触区域的弹性变形势能之和^[8-10]。因此, 可建立如下等式:

$$\Delta W = U_b + U_h = \frac{F^2 \cdot L}{6 \cdot E_b \cdot A_b} + \frac{F^2 \cdot H^3}{105 \cdot E_h \cdot I_h} \quad (11)$$

由式(11)可得出冲击载荷 F 的计算公式为:

$$F = \sqrt{\frac{\Delta W}{\left(\frac{L}{6 \cdot E_b \cdot A_b} + \frac{H^3}{105 \cdot E_h \cdot I_h} \right)}} \quad (12)$$

再将式(7)代入式(12), 可整理得出冲击载荷 F 为:

$$F = \sqrt{\frac{\frac{1}{2} \cdot M_b \cdot v_0^2 \cdot \left(\frac{J_h}{M_b \cdot H^2 + J_h} \right)}{\left(\frac{L}{6 \cdot E_b \cdot A_b} + \frac{H^3}{105 \cdot E_h \cdot I_h} \right)}} \quad (13)$$

3 算例

某型固定翼舰载机的前起落架弹射杆, 以及与其适配的某型航空母舰牵制系统缓冲钩的设计参数, 见表1。将表1中的设计输入参数代入式(7), 求出初始动能与系统动能之差 ΔW 为:

表1 设计参数

Table 1 Design parameters

参数	符号/单位	参数值
弹射杆长度	L/m	0.85
缓冲钩转臂高度	H/m	0.275
弹射杆质量	M_b/kg	17.5
缓冲钩绕轴转动惯量	$J_h/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.035
飞机滑行速度	$V/(\text{m/s})$	2
弹射杆甲板角	$\theta/(\circ)$	40
弹射杆初速	$v_0/(\text{m/s})$	1.53
弹射杆截面面积	A_b/m^2	1.550E-03
缓冲钩截面惯矩	I_h/m^4	1.495E-06
弹射杆材料杨氏模量	E_b/Pa	1.950E+11
缓冲钩材料杨氏模量	E_h/Pa	2.100E+11

$$\Delta W = \frac{1}{2} \cdot M_b \cdot v_0^2 \cdot \left(\frac{J_h}{M_b \cdot H^2 + J_h} \right) = \frac{1}{2} \times 17.5 \times 1.53^2 \times \left(\frac{0.035}{17.5 \times 0.275^2 + 0.035} \right) = 0.528 (\text{N} \cdot \text{m}) \quad (14)$$

将式(14)的计算结果和表1的设计输入参数代入式(12), 即可求出当飞机滑行速度 V 为 2m/s 时, 弹射杆和缓冲钩的冲击载荷 F 为:

$$F = \sqrt{\frac{\Delta W}{\left(\frac{L}{6 \cdot E_b \cdot A_b} + \frac{H^3}{105 \cdot E_h \cdot I_h} \right)}} = \sqrt{\frac{0.528}{\left(\frac{0.85}{6 \times 1.95 \times 10^{11} \times 1.55 \times 10^{-3}} + \frac{0.275^3}{105 \times 2.1 \times 10^{11} \times 1.495 \times 10^{-6}} \right)}} = 21895 \text{N} \quad (15)$$

4 试飞数据对比

某型舰载机在陆基试验场进行正常弹射起飞训练时, 对采集的弹射杆轴力测量贴片的压应变数据进行回归处理^[11], 共筛选获得4次弹射杆与缓冲钩冲击载荷的有效结果。按飞机滑行速度升序排列, 将其与本文计算方法得出的理论数据进行对比分析, 误差见表2。

表2 冲击载荷数据对比分析

Table 2 Data comparative analysis of impact load

飞机 滑行速度 $V/(\text{m/s})$	弹射杆 甲板角 $\theta/(\circ)$	理论 计算值 F_h/N	试飞 实测值 F_m/N	计算误差 $e/\%$
0.51	41.3	5490	6095	-9.9
1.10	42.9	11520	10505	9.7
1.48	37.8	16735	14570	14.9
1.73	44.1	17780	22105	-19.6

由表2可见, 利用本文方法得出的理论计算值与试飞实测值的符合性较好, 特别是在较低水平速度的情况下。但是, 由于弹射杆与缓冲钩的冲击载荷很容易受到其他扰动因素的影响, 如机体振荡、偏心偏航、水平突风、推力波动等, 在航空母舰上操作时还要受到甲板运动的影响^[12-14]。另外, 试飞实测数据在测试方法、采样率和处理方式(主要是滤波处理方式)等方面存在局限性, 上述诸因素使得冲击载荷实测结果呈现一定程度的随机性和离散性。

5 结论

在航空母舰上服役的舰载机, 其机体结构通常要遭遇

比陆基飞机更为苛刻的冲击载荷使用环境,如典型的弹射冲击、着舰冲击和拦阻冲击等。此类冲击的共性特征是载荷峰值高、作用时间短、加载速率快。从飞机结构动强度和冲击疲劳强度领域的研究角度来看,上述冲击情况均属于亟待攻克现实技术难题,同时也是新型号研制阶段面临的设计障碍^[15]。本文从解决飞机弹射杆与母舰缓冲钩冲击载荷问题入手,在理论算法方面取得了技术突破,并得出如下结论:

(1) 本文基于能量守恒原理及局部弹性变形条件,建立了适用飞机弹射杆与母舰缓冲钩的冲击载荷计算方法;与试飞实测数据的对比结果表明,其精度满足工程应用,可为机/舰相关起降结构设计提供载荷输入,也可用于飞行前快速、有效地预判冲击载荷。

(2) 冲击载荷精确的解析算法极为复杂,除了本文算法涉及的各项参数外,还与具体研究工况的边界条件、动态材料属性、结构尺寸效应密切相关^[16],也可能受到意外扰动因素的影响。因此,在应用本算法进行结构设计时,须考虑适当的载荷不确定系数。

(3) 本文算法可拓展应用其他舰载机起降系统结构与母舰设施的撞击情况,如拦阻钩与甲板凸起物的碰撞、舰面保障设备与飞机接口的碰撞。应当指出的是,本算法不适用材质差异比较悬殊的碰撞问题,如飞机轮胎与甲板障碍物的碰撞、飞溅的跑道碎石与飞机蒙皮的撞击、鸟与风挡玻璃的碰撞等。

AST

参考文献

- [1] 刘星宇,许东松,王立新.舰载机弹射起飞的机舰参数适配特性[J].航空学报,2010,31(1):102-108.
Liu Xingyu, Xu Dongsong, Wang Lixin. Match characteristics of aircraft-carrier parameters during catapult takeoff of carrier-based aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(1):102-108.(in Chinese)
- [2] 王永庆,罗云宝,王奇涛,等.面向机舰适配的舰载机起降特性分析[J].航空学报,2016,37(1):269-277.
Wang Yongqing, Luo Yunbao, Wang Qitao, et al. Carrier suitability-oriented launch and recovery characteristics of piloted carrier-based aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1):269-277. (in Chinese)
- [3] 余同希,邱信明.冲击动力学[M].北京:清华大学出版社,2011.
Yu Tongxi, Qiu Xinming. Impact dynamics[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2011.(in Chinese)
- [4] 刘小川,王彬文,白春玉,等.航空结构冲击动力学技术的发展与展望[J].航空科学技术,2020,31(3):1-14.
Liu Xiaochuan, Wang Binwen, Bai Chunyu, et al. Progress and prospect of aviation structure impact dynamics[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(3):1-14.(in Chinese)
- [5] 诸德超,邢誉峰.点弹性碰撞问题之解析解[J].力学学报,1996,28(1):99-103.
Zhu Dechao, Xing Yufeng. Analytical solution of point elastic impact between structures[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 1996, 28(1):99-103. (in Chinese)
- [6] 邢誉峰.梁结构线弹性碰撞的解析解[J].北京航空航天大学学报,1998,24(6):633-637.
Xing Yufeng. Analytical solutions of linearly elastic impact of beams[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, 24(6): 633-637.(in Chinese)
- [7] 盖秉政,黄剑敏.论半无限长杆对有限长梁的横向弹性冲击问题[J].应用力学学报,1996,13(4):28-34.
Gai Bingzheng, Huang Jiangmin. Transverse elastic impact of a half-infinite rod on a finite beam[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 1996, 13(4): 28-34.(in Chinese)
- [8] 吴家强,王宏志.杆的纵向冲击问题全过程分析[J].振动与冲击,2004,23(1):103-106.
Wu Jiaqiang, Wang Hongzhi. General procedure for analysis of axial response of prismatic bar during impact[J]. Journal of Vibration and Shock, 2004, 23(1):103-106. (in Chinese)
- [9] 张继业,曾京,舒仲周.杆的纵向冲击振动[J].振动与冲击,1999,18(3):58-63.
Zhang Jiye, Zeng Jing, Shu Zhongzhou. Longitudinal vibration of prismatic bar during impact[J]. Journal of Vibration and Shock, 1999, 18(3):58-63. (in Chinese)
- [10] 陈小翠,杜成斌,江守燕.金属材料在冲击载荷下局部变形的数值模拟及分析[J].振动与冲击,2018,37(11):153-159.
Chen Xiaocui, Du Chengbin, Jiang Shouyan. Numerical simulation and analysis for local deformation of metallic materials under impact loads[J]. Journal of Vibration and Shock, 2018, 37(11): 153-159.(in Chinese)
- [11] 杨全伟,何发东,汪文君,等.飞机起落架载荷测量中的线性变换与鲁棒性[J].应用力学学报,2013,30(4):608-612.
Yang Quanwei, He Fadong, Wang Wenjun, et al. The linear

- transformation and robustness in loads measurement of aircraft landing gear[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2013, 30(4): 608-612. (in Chinese)
- [12] 聂宏, 房兴波. 舰载机弹射起飞动力学研究进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(6): 727-738.
- Nie Hong, Fang Xingbo. Overview of carrier-based aircraft catapult launch dynamics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2013, 45(6): 727-738. (in Chinese)
- [13] 王大海, 苏彬. 舰面运动对弹射起飞特性的影响[J]. 飞行力学, 1994, 12(1): 57-63.
- Wang Dahai, Su Bin. The deck motion effects on the catapult-assisted take-off characteristics of the carrier based airplane[J]. Flight Dynamics, 1994, 12(1): 57-63. (in Chinese)
- [14] 贾忠湖, 高永, 韩维. 航母纵摇对舰载机弹射起飞的限制研究[J]. 飞行力学, 2002, 20(2): 19-21.
- Jia Zhonghu, Gao Yong, Han Wei. Research on the limitation of vertical toss to the warship-based aircraft's catapult-assisted take-off[J]. Flight Dynamics, 2002, 20(2): 19-21. (in Chinese)
- [15] 邹学锋, 潘凯, 燕群, 等. 多场耦合环境下高超声速飞行器结构动强度问题综述[J]. 航空科学技术, 2020, 31(12): 3-15.
- Zou Xuefeng, Pan Kai, Yan Qun. Overview of dynamic strength of hypersonic vehicle structure in multi-field coupling environment[J]. Aeronautical Science & Technology 2020, 31(12): 3-15. (in Chinese)
- [16] 李航航, 阎勇, 尹航. 战斗机新结构应用与新材料需求分析[J]. 航空科学技术, 2020, 31(4): 8-13.
- Li Hanghang, Yan Yong, Yin Hang. New structure application and new material requirement analysis for fighter aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology 2020, 31(4): 8-13. (in Chinese)

Impact Load Calculation Between Aircraft Launch Bar and Carrier Buffer Hook

Yao Niankui¹, Wang Chengbo¹, Bai Chunyu², Chen Yi², Yang Qiang²

1. AVIC Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China

2. Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China

Abstract: Before catapulting-style carrier-based aircraft is tracked into the holdback engagement fitting, the launch bar will trigger the buffer hook of the deck hardware at limited speed, which will cause a impact load. The structural components involved must withstand the impact load without malfunction or structural fail. Based on effect of local deformations and law of conservation of energy, the paper analyzes the problem theoretically, and then presents a resolving method about the impact load. The flight test results confirm that it is feasible to use the algorithm to resolve the impact load problem between launch bar and buffer hook. This study can provide useful reference for aircraft/carrier structures anti-impact design.

Key Words: impact load; carrier-based aircraft; launch bar; carrier; buffer hook; conservation of energy