

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.06.012

## 飞机无杆牵引安全技术研究

沈 圳 刘 晖 母梦新

(南京航空航天大学民航学院,南京,211106)

**摘要:**地面无杆牵引安全是民航业内关注的重点。在无杆牵引过程中,由于环境、人为因素可能引起牵引载荷过大而造成部件损坏,严重时导致机体受损。为了减少地面不安全事故发生,本文以 TBL-180 无杆牵引车和 Boeing737-800 客机为参考对象,基于 CATIA 软件建立相关三维模型,通过 Simdesigner 接口导入 ADAMS-View 平台,模拟牵引车启动、牵引车制动以及牵引车经过凹坑过程,从而探究对飞机下阻力臂载荷影响。仿真结果表明:牵引系统模型在不同情况下进行模拟仿真,通过仿真得到的下阻力臂载荷与理论分析的失效载荷形成对比,可进一步为地面牵引安全提供参考与意见。

**关键词:**地面无杆牵引安全;牵引载荷;牵引系统模型;下阻力臂

**中图分类号:**V214.1      **文献标志码:**A      **文章编号:**1005-2615(2019)06-0819-09

### Aircraft Towbarless Traction Safety Technology

SHEN Zhen, LIU Hui, MU Mengxin

(College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 211106, China)

**Abstract:** Ground towbarless traction safety is the focus of the civil aviation industry. In the process of towbarless traction, due to environmental and human factors, the traction load may be too large to cause damage to the components, and in serious cases, the body may be damaged. To reduce the occurrence of ground unsafe accidents, the paper takes TBL-180 towbarless tractor and Boeing 737-800 passenger aircraft as reference objects, builds relevant 3D models based on CATIA, and imports ADAMS-View platform through Simdesigner interface to simulate tractor start and tractor system. The movement and the tractor pass through the pit process to explore the impact on the lower drag arm load of the aircraft. Simulation results show that the traction system model is simulated under different conditions. The simulation of the lower resistance arm load and the theoretical analysis of the failure load can provide some reference and opinions for the ground traction safety.

**Key words:** ground towbarless traction safety; traction load; traction system model; lower resisting arm

牵引是飞机地面移动的重要方式,民航业内人士对其运行安全日益关注。在牵引过程中,环境、人为等因素可能会造成地面不安全事故的发生。此外,未来国产大飞机的投入使用,必须有相应的地面牵引进行保障服务。目前,主流的牵引方式是有杆牵引,而无杆牵引方式的应用还有待于进一步适航分析与验证。

有鉴于此,本文主要以地面安全为主,探讨关于牵引飞机的安全问题。众所周知,飞机在地面上移动,依靠自身发动机推力使其进行移动,从经济、环境等因素考虑,这种方式一般不被采取,因此采取地面牵引方式<sup>[1]</sup>。地面牵引是保障航班任务和地勤操作维护的重要环节,在飞机进入跑道、更换停机坪位置、进入机库等一些活动中,需要专用的

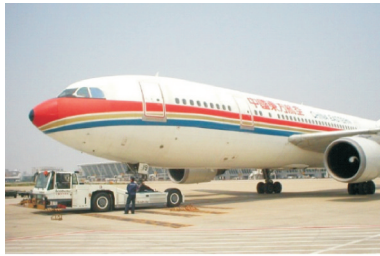
**收稿日期:**2019-01-21; **修订日期:**2019-04-12

**通信作者:**刘晖,男,副教授, E-mail: liuhui@nuaa.edu.cn。

**引用格式:**沈圳,刘晖,母梦新. 飞机无杆牵引安全技术研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(6): 819-827. SHEN Zhen, LIU Hui, MU Mengxin. Aircraft Towbarless Traction Safety Technology [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(6): 819-827.

牵引车进行拖拽或顶推。此外,一旦发生紧急情况,牵引车在救援方面也扮演着重要的角色<sup>[2]</sup>。

根据牵引车作业特点,牵引可分为无杆牵引和有杆牵引<sup>[2]</sup>。无杆牵引方式通过夹持举升机构抱住并且提升飞机前轮,从而实行飞机牵引,如图1(a)所示<sup>[3]</sup>。有杆牵引方式是采取与飞机机型相对应的牵引杆,牵引杆两端分别连接前起落架上的牵引环和无杆牵引车,从而实行牵引操作,如图1(b)所示。



(a) Aircraft towbarless tractor



(b) Aircraft tow tractor

图1 飞机两种地面牵引方式

Fig.1 Two ways of plane traction

本文以 TBL-180 无杆牵引车和波音 737-800 为对象,建立 CATIA 三维模型,然后导入 ADAMS 中,合并模型添加相关约束,利用 ADAMS 模拟牵引车牵引飞机实际作业情况。由于顶推是牵引作业中常规方式,因此对顶推方式进行研究。仿真表明:牵引车应该平缓启动、避免紧急制动并且减速过凹坑,以防造成飞机下阻力臂载荷过大,导致飞机受损。

## 1 飞机牵引系统模型

### 1.1 波音 737-800 模型

查阅波音 737-800 飞机资料, CATIA 建模相关参数如表 1 所示<sup>[4]</sup>。本文在建立飞机模型时,为简化模型,降低仿真复杂程度,本次分析忽略了对飞机机身模型的建立,而将飞机机身简化为一个质点,将其转动惯量和质量等参数完全赋予给该质点。同时,根据仿真精度的需要,建立飞机前、主起落架模型,该模型由主要受力构件组成。因此利用 CATIA 三维建模软件对于 B737-800 飞机各个构件进行建立,飞机三维模型可以简化为前起落架、

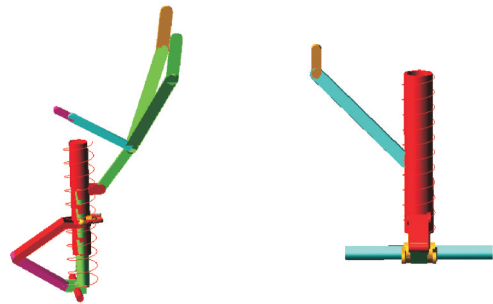
表 1 飞机的参数设置

Tab. 1 Aircraft parameter

参数名称	参数含义	数值
质心位置/ mm	质心与地面距离	2 760
	质心与主起轮轴之间距离	1 267
质量/kg	飞机质量	75 976
飞机三轴 转动惯量/ (kg·mm <sup>-2</sup> )	X轴转动惯量	1.254E+012
	Y轴转动惯量	4.202E+012
	Z轴转动惯量	5.286E+012
两主起的 距离/mm	两主起落架之间距离	5 714
前起和主起的 距离/mm	前起轮轴与主起轮轴 水平距离	15 596

主起落架和飞机的质心,经过装配体组装并且检查无干涉情况下,然后由 Simdesigner(接口软件)将模型导入到 ADAMS-View 中。此时 ADAMS-View 存在的飞机三维模型,进行适当的属性编辑,对构件之间添加运动约束副。

将 CATIA 模型导入 ADAMS,前起落架、主起落架模型如图 2 所示。



(a) Model of nose gear shock strut (b) Model of main gear shock strut

图2 起落架 ADAMS 模型

Fig.2 ADAMS model of landing gear

油气式减震器可以缓解衰减路面滑跑振动或者飞机着陆时的冲击载荷,是飞机前起落架和主起落架的重要部件。在地面牵引操作中,尤其当经过凹坑或者凸起路面,减震器相关特性会显著影响牵引作业,因此在建模时需要添加减震器来提高仿真精确度。油气式减震器在运动过程中主要受空气弹簧力、油液阻尼力和活塞摩擦力的影响。由于活塞摩擦力的值相对较小,本文只考虑空气弹簧力和油液阻尼力的影响。

计算空气弹簧力的公式为<sup>[5]</sup>

$$F_a = A \left\{ (P_0 + P_s) \left( \frac{V_0}{V_0 - A(x_1 - x_2)} \right)^n - P_s \right\} \quad (1)$$

式中:  $A$  表示缓冲器活塞的有效面积;  $P_0$  表示缓冲器空气腔原始气压;  $P_s$  表示外界大气压;  $V_0$  表示缓冲器原始容积;  $n$  表示变化指数,本文取 1.2。

在 Matlab 软件中编写空气弹簧力的公式,代入飞机起落架相关数据,得到前起落架、主起落架的空气弹簧力与压缩行程之间的曲线图,如图 3 所示。

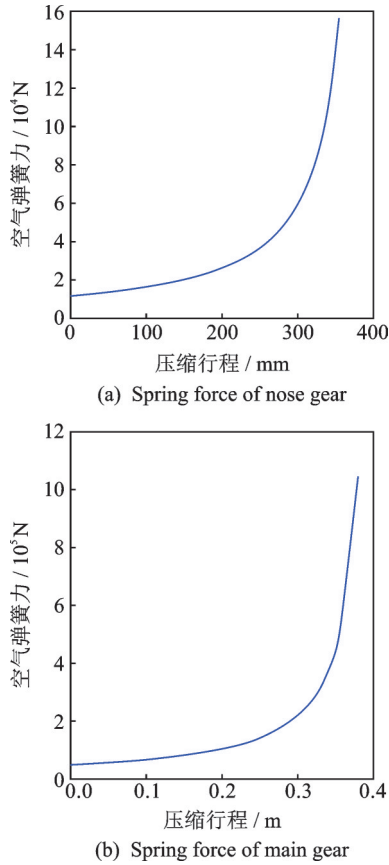


图 3 前起落架、主起落架压缩行程与空气弹簧力关系图  
Fig.3 Relation between compression stroke and air spring force of nose gear, main gear

由经典流体力学的局部压力损失理论以及连续性原理方程

$$Q = C_d A_n \sqrt{\frac{2}{\rho} (P_h - P_a)} \quad (2)$$

$$Q = A_h \dot{s} \quad (3)$$

从而推导出油液阻尼力的计算公式为<sup>[6]</sup>

$$F_{oil} = \frac{\dot{s}}{|\dot{s}|} \frac{\rho_0 A_{oil}^3}{2(C_d A_d)^2} \dot{s}^2 \quad (4)$$

式中: $\rho_0$ 为油液密度; $A_{oil}$ 为油液阻尼力作用面积; $A_d$ 为油液经过小孔面积; $C_d$ 为流量系数; $\dot{s}$ 为活塞运动速度。

根据起落架相关油孔数据,结合式(4),利用 Matlab 软件进行作图,得到活塞压缩速度关系与油液阻尼力曲线如图 4 所示。

### 1.2 TBL-180 无杆牵引车模型

通过前期调研,选取 Douglas TBL-180 无杆牵引车作为研究对象,实物图如图 5 所示,具体整车参数见表 2。

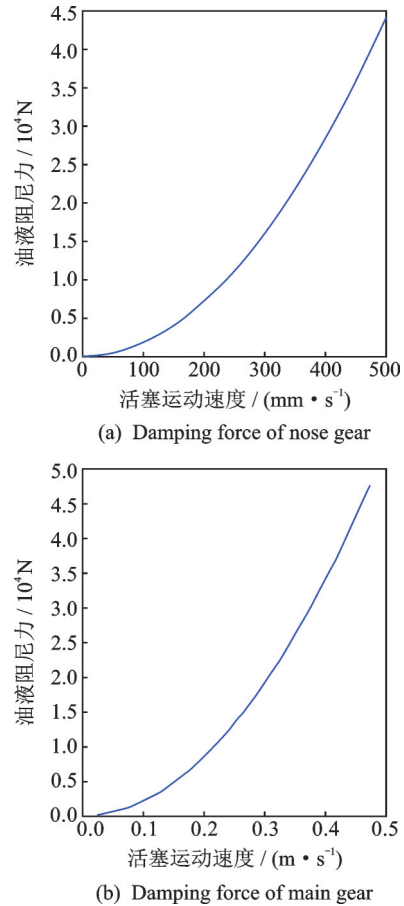


图 4 起落架活塞运动速度与油液阻尼力关系图  
Fig.4 Relation between velocity of nose gear piston motion and damping force of hydraulic fluid



图 5 DOUGLAS TBL-180

Fig.5 DOUGLAS TRL-180

表 2 无杆牵引车参数表

Tab.2 Towbarless tractor parameter

参数名称	参数含义	数值
质量/kg	牵引车质量	7 600
总长/mm	牵引车长度	7 800
总宽/mm	牵引车宽度	3 000
总高/mm	牵引车高度	1 900
轴距/mm	牵引车轴距	3 200
前轮距/mm	牵引车前轮距	2 130
后轮距/mm	牵引车后轮距	2 400

根据相关尺寸,建立无杆牵引车 CATIA 模型。无杆牵引车三维模型可由车架、轮胎、底盘、悬架系统、转向系统以及抱轮夹持举升机构组成。建模过程如下:对牵引车各个零部件进行建模;建模

完成后,在CATIA装配模块中,通过施加相合、接触和距离等约束,依次将牵引车各个零件体进行装配;装配完成后,进行总成碰撞检测,对于有碰撞干涉的零件进行修改,直至整个总成之间无碰撞干涉。这样有利于产品在生产过程中加工与改进。无杆牵引车CATIA三维装配图如图6所示。

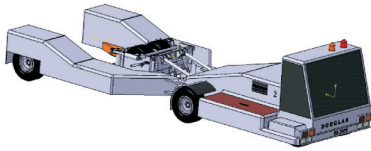


图6 无杆牵引车CATIA装配图

Fig.6 Assembly diagram of towbarless tractor

### 1.3 无杆牵引车与飞机整体建模

CATIA建立飞机模型和牵引车模型,通过CATIA与ADAMS接口SimDesigner,分别导入ADAMS软件。在完成相关操作之后,牵引车和飞机模型则保存为towing\_vehicle.cmd和airplane.cmd两个文件格式。在ADAMS中新建数据库model\_1.m,利用File工具栏中的import功能,设置导入文件格式为cmd,分别导入之前建立的towing\_vehicle.cmd和airplane.cmd文件。基于model\_1.m模型,使用Tools中的Merge Two Models选项,依次将牵引车和飞机模型合并。移动一些点的坐标,然后添加两个模型之间约束副,创建图7所示无杆牵引系统模型。

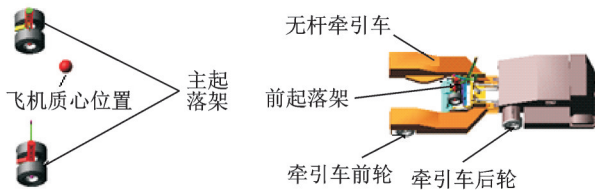


图7 无杆牵引系统ADAMS模型

Fig.7 ADAMS model of towbarless tractor-aircraft

无杆牵引系统模型是一个复杂的多体动力学模型,因此首先对牵引车和飞机模型分别进行测试,这样可以避免整体模型在仿真出现问题。对于牵引车-飞机整体模型,可以利用ADAMS中的Model Verify功能来检查整体模型是否过约束。并且通过理论计算与整体模型仿真数据的对比,从而不断修改与完善模型来确保模型的精确性,为以下仿真做铺垫。

## 2 飞机下阻力臂受载及失效原因分析

由于环境、人为因素可能引起较大牵引载荷,

可能造成飞机前起落架断裂损伤,从而导致不安全事故发生。为了保证地面牵引安全,本小节对前起落架下阻力臂载荷进行理论计算,分析下阻力臂断裂的原因以及确定断裂临界载荷值。查阅波音737-800相关资料,利用CATIA软件建立下阻力臂三维模型,如图8所示。

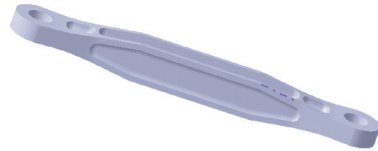


图8 下阻力臂CATIA模型

Fig.8 CATIA model of lower resisting arm

飞机前起落架下阻力臂可等效为二力杆,在地面牵引操作中可能受压应力或者拉应力。在下阻力臂受到拉应力情况下,下阻力臂失效形式是由于所承受载荷比材料强度值大。

本文分析下阻力臂处于受压情况下,对压杆失稳破坏类型进行判断,进一步计算相应失稳临界载荷。

前起落架下阻力臂工字型截面尺寸如图9所示。

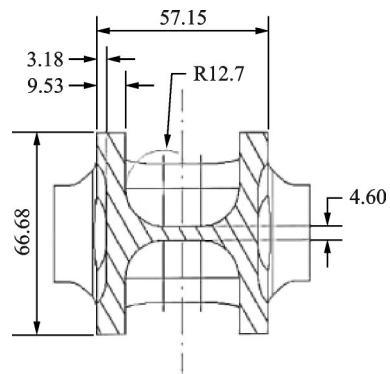


图9 下阻力臂工字型截面二维图(单位:mm)

Fig.9 I-shaped cross section of lower resisting arm(unit:mm)

查阅有关资料,得到下阻力臂材料类型属于4340钢,材料的弹性模量 $E$ 为200 GPa,抗拉强度 $\delta_b$ 为1 586 MPa,屈服强度 $\delta_{0.2}$ 为1 305 MPa,比例极限 $\delta_p$ 为1 148.4 MPa。由临界柔度公式<sup>[7]</sup>

$$\lambda_{ij} = \sqrt{\frac{\pi^2 E}{\sigma}} \quad (5)$$

代入相关参数,可得临界柔度系数 $\lambda_b$ 为35.2, $\lambda_{0.2}$ 为38.9, $\lambda_p$ 为41.45。

由图9工字型杆件二维图,可计算最小惯性矩、惯性半径和柔度系数,由此对压杆类型进行判断。其公式为

$$J = \frac{BH^3 - bh^3}{12} \quad (6)$$

$$i = \sqrt{\frac{J_{\min}}{A_s}} \quad (7)$$

$$\lambda = \frac{\mu l}{i} \quad (8)$$

式中: $\mu$ 为长度系数,与杆端支撑有关;下阻力臂视为两端铰支压杆,则 $\mu = 1$ 。 $l$ 为其长度。

利用 CATIA 软件对二维图进行处理,得出下阻力臂截面最大面积为  $A_s = 1\,319.8\text{ mm}^2$ 。由式(6)计算得出下阻力臂左右方向最小惯性矩为  $J_{x\min} = 7.51 \times 10^5\text{ mm}^4$ 、前后方向最小惯性矩为  $J_{y\min} = 7.51 \times 10^5\text{ mm}^4$ 。然后由式(7)可得下阻力臂左右、前后惯性半径分别为  $i_x = 21.33\text{ mm}$ 、 $i_y = 29.54\text{ mm}$ 。将相应参数代入式(8),分别计算出柔度系数分别为  $\lambda_x = 23.42$ 、 $\lambda_y = 29.54$ ,最后将柔度系数与上述得出的临界柔度系数相比较

$$\lambda_x < \lambda_{ij} \quad (9)$$

$$\lambda_y < \lambda_{ij} \quad (10)$$

由式(9,10)比较得出,前起落架下阻力臂类型属于小柔度性压杆,由此得出下阻力失效形式是由于拉、压载荷较材料屈服极限大,进而导致失效而断裂。根据材料屈服极限公式计算断裂临界载荷

$$F_{ij} = \sigma_{0.2} A_s \quad (11)$$

根据式(11)得到飞机前起落架下阻力臂失效临界载荷为  $F_{ij} = 1.72 \times 10^6\text{ N}$ 。

### 3 无杆牵引直线工况仿真

由牵引车作业特点可知,牵引车牵引飞机速度不能过高。根据民航机坪车辆安全操作相关规定,TBL-180 设计速度范围为  $0 \sim 30\text{ km/h}$ ,最高速度是  $30\text{ km/h}$ 。在顶推情况下,牵引车驾驶员严格执行牵引车速度为  $0 \sim 10\text{ km/h}$ ,根据飞机类型不同,顶推速度可在此范围内变化。而当牵引车拖拽飞机作业即从机库移动到机位时,拖拽速度可为  $20\text{ km/h}$ <sup>[8]</sup>。如图 10 是牵引车顶推飞机工作图。



图 10 牵引车顶推飞机工作图  
Fig.10 Process of pushing plane

#### 3.1 无杆牵引车顶推飞机启动仿真分析

按照牵引车培训手册以及航空公司规定,驾驶员在起步牵引车时需缓踩油门。模拟驾驶员以  $425\text{ mm/s}^2$ 、 $350\text{ mm/s}^2$  和  $300\text{ mm/s}^2$  这 3 种不同加速度顶推飞机,探讨不同加速度对于飞机前起落架下阻力臂受载影响。如图 11—13 分别是牵引车速度、牵引车加速度和飞机下阻力臂受载曲线图<sup>[9]</sup>。

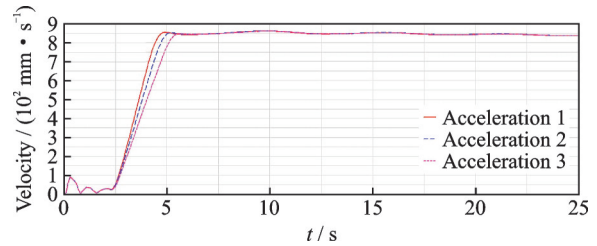


图 11 牵引车速度曲线

Fig.11 Velocity curves of tractor

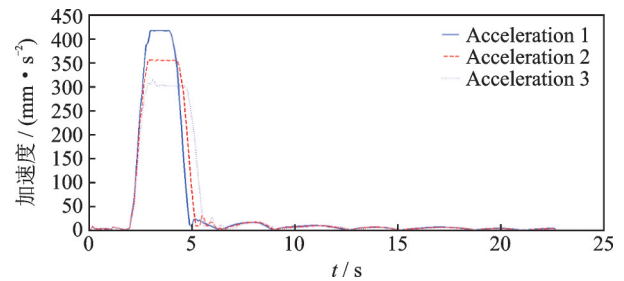


图 12 牵引车加速度曲线

Fig.12 Acceleration curves of tractor

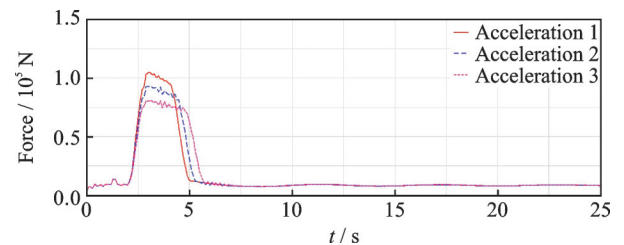


图 13 下阻力臂受载曲线

Fig.13 Loading curves of lower resisting arm

由图 11,12 可知,牵引车速度 3 组曲线斜率不同,牵引车启动  $\text{Acceleration 1} > \text{Acceleration 2} > \text{Acceleration 3}$ 。对图 13 分析,在不同加速度情况下,下阻力臂受载情况不相同,加速度越大相对应的下阻力臂受载越大,不过载荷峰值持续时间较短。

结合图 11—13,驾驶员在启动牵引车时,需要缓慢轻踩油门,不应该立即加速,避免对于飞机下阻力臂造成较大载荷,引发不安全事故。

#### 3.2 无杆牵引车顶推飞机制动仿真

在正常牵引操作过程中,牵引车顶推飞机从停机坪到达跑道时,牵引车驾驶员按照地勤人员的手势操作或者口令,缓慢轻踩牵引车刹车踏板,牵引

车缓慢减速直到被顶推的飞机停止运动。如果遇到突发(危险)情况,由于人体可能会产生本能反应,牵引车驾驶员潜意识里采取紧急制动。紧急刹车操作较正常刹车操作而言,该操作会对飞机相关部件造成较大载荷,导致不安全牵引事故发生<sup>[10]</sup>。

鉴于在牵引操作中由于牵引车驾驶员急刹车动作可能造成不安全事故,本小节利用ADAMS模拟驾驶员在不同刹车工况下,牵引系统制动过程仿真分析。以牵引车正常顶推飞机5 km/h为例,驾驶员先缓缓踩油门启动、加速牵引车至5 km/h,然后匀速牵引一段时间,最后采取不同制动力进行减速。查阅有关牵引车资料,牵引车在制动过程所采取的制动力一般不超过牵引车自身质量的60%<sup>[11]</sup>。牵引车质量设为 $G_v$ ,仿真所采取的制动力取牵引车质量的10%,20%和30%,然后将制动力转化成Step制动扭矩函数,从而添加在牵引车驱动轮上,以便模拟出牵引车驾驶员不同程度踩刹车情况。

如图14所示,3组曲线都是以相同的加速度加速,在速度达到5 km/h时,此时对牵引车驱动轮施加不同制动力矩。当所施加的制动力矩越大时,牵引系统负加速度比较大,则制动时间比较短。

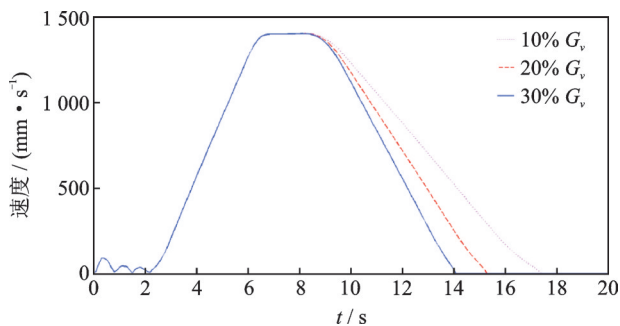


图14 不同制动力牵引车速度曲线

Fig.14 Velocity curves of tractor in different braking force condition

如图15所示,3组仿真曲线包括启动加速阶段和制动阶段。本小节对制动阶段进行分析,当牵引车顶推飞机行驶一段时间,从8.5 s开始对牵引车施加制动力矩,下阻力臂载荷开始缓慢增大达到恒定值,然后牵引车速度由5 km/h减少到0时,此时下阻力臂载荷从恒定值迅速减小到9 kN左右。当以不同制动加速度减速,所施加的制动力矩越大,则下阻力臂所受影响越大。在施加制动力矩( $30\%G_v$ )过程中,产生下阻力臂载荷峰值为70 kN。在制动阶段, $30\%G_v$ 产生的下阻力臂峰值载荷仍小于下阻力臂失效载荷,所以牵引过程相对安全。

在牵引车顶推飞机作业时,如果遇到紧急(突发)情况,牵引车驾驶员应该通过控制踩制动踏板

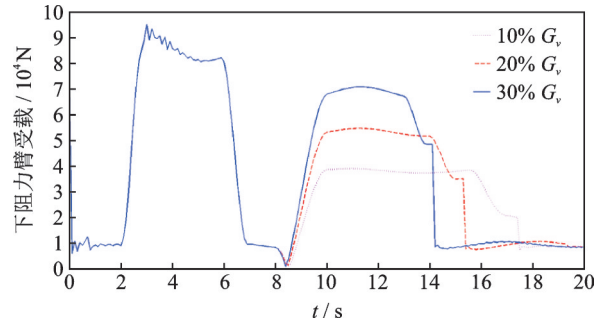


图15 不同制动力对应下阻力臂受载曲线

Fig.15 Loading curves of lower resisting arm in different braking force conditions

的力度,来使得制动距离达到最小。这种方式既可以减少牵引系统与其他航空器、地面牵引设备发生刚蹭或者碰撞的可能性,而且对飞机下阻力臂和牵引车相关部件造成的载荷较小,能够保证牵引过程处于安全状况。

#### 4 牵引车-飞机经过凹坑牵引仿真分析

模拟关于机场停机坪上的加油管地沟,利用ADAMS软件所提供的凹坑路面文件,创建如图16的模型<sup>[12]</sup>。本小节探究无杆牵引车牵引飞机经过凹坑时,分析不同凹坑宽度、凹坑深度、顶推速度对于飞机下阻力臂载荷的影响。

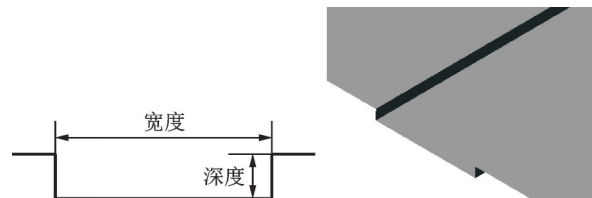


图16 ADAMS 三维凹坑路面模型

Fig.16 ADAMS 3D model of road

##### 4.1 凹坑宽度对于牵引载荷的影响

对于地面宽度不同的路况进行仿真,其中凹坑宽度的选择以牵引车后轮轮胎半径(421 mm)参考,参数设置如表3所示。

在仿真过程中,无杆牵引车顶推飞机从启动到达指定速度3 km/h,飞机的主起落架和牵引车前轮胎、后轮胎先后经过凹坑。选取表3的4种凹坑宽度(105.3, 312.2, 842和1 520 mm),其仿真如图17—19所示。

结合图17—19进行分析,无杆牵引车在以3 km/h的速度顶推飞机经过深度为30 mm的凹坑时,通过几组凹坑数据分析,随着凹坑宽度递增,可以得出以下4点结论:因为飞机主起落架距离前起

表 3 不同凹坑路面宽度的设置

Tab. 3 Different widths of pit

参数设置	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
凹坑的宽度/mm	$R/4$	$R/2$	相切	$R$	$2R$	$3R$				
牵引车后轮 $R=421$	105.3	210.5	312.2	421	842	1 263	1 520	1 600	1 800	2 000
凹坑的深度/mm						30				
顶推速度/ $(\text{km}\cdot\text{h}^{-1})$						3				

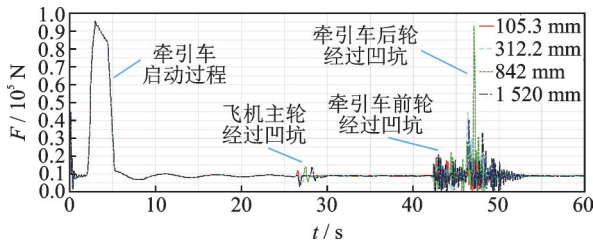


图 17 顶推飞机经过凹坑过程下阻力臂载荷

Fig. 17 Loading curve of lower resisting arm during pushing aircraft passing a pot hole

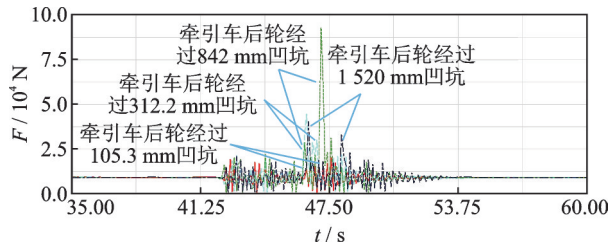


图 18 牵引车后轮经过凹坑时下阻力臂载荷(细节)

Fig. 18 Loading curve of lower resisting arm when rear wheels pass a pot hole

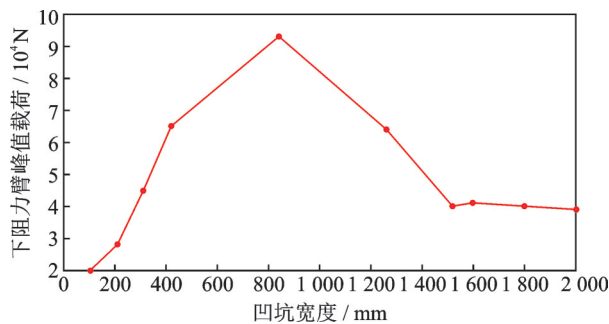


图 19 下阻力臂峰值载荷

Fig. 19 Peak loading curve of lower resisting arm

落架较远,所以当飞机主起落架经过凹坑时,这个过程引起下阻力臂的载荷波动比较小;在凹坑宽度未达到 312.2 mm(牵引车轮胎相切于凹坑宽度)条件下,当牵引车前轮经过凹坑时,前轮对于下阻力臂的载荷影响要大于后轮经过凹坑对于下阻力臂的载荷影响;在凹坑宽度超过 312.2 mm 情况时,牵引车后轮对于下阻力臂的载荷影响较牵引车前轮更大;在凹坑宽度达到  $2R$ (842 mm) 情况下,当牵引车后轮经过凹坑的过程,此时下阻力臂载荷达到最大值;在凹坑深度大于 1 600 mm 后,牵引载荷基

本趋于稳定,与宽度无关。

由以上分析可知,在牵引车顶推飞机的过程中,飞机主轮、无杆牵引车前轮和后轮分别经过矩形路面凹坑过程会引起两次撞击而造成大的载荷震荡,大载荷往往会发生在轮胎从开始凹坑和结束凹坑这两个时刻。因此在较深的凹坑时,由于牵引车后轮离下阻力臂较近,对于下阻力臂载荷影响很大,从下阻力臂载荷峰值曲线得出凹坑宽度应避免在  $[R, 3R]$  的区间范围内。

#### 4.2 探究凹坑深度对于牵引载荷的影响

凹坑宽度、牵引速度一定条件下,对于地面深度不同的路况进行仿真,参数设置如表 4 所示,下阻力臂载荷与时间关系以及下阻力臂峰值载荷与凹坑深度关系如图 20—22 所示。

表 4 不同凹坑路面深度的设置(凹坑宽度 1 520 mm,顶推速度 3 km/h)

Tab. 4 Different depths of pit (width=1 520 mm, velocity=3 km/h)

参数设置	1	2	3	4	5	6	7	8
凹坑的深度/mm	10	15	20	25	30	35	40	45

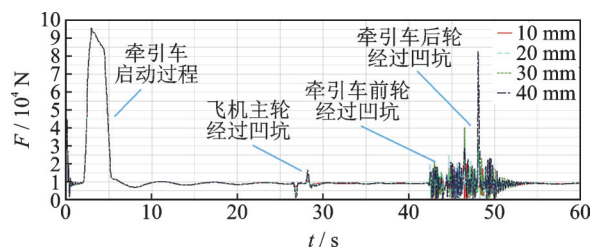


图 20 顶推飞机经过凹坑过程下阻力臂载荷

Fig. 20 Loading curve of lower resisting arm during pushing aircraft passing a pot hole

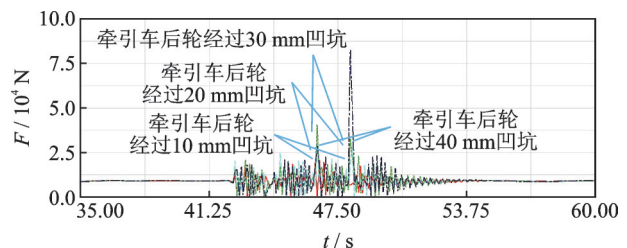


图 21 牵引车后轮经过凹坑时下阻力臂载荷(细节)

Fig. 21 Loading curve of lower resisting arm when rear wheels pass a pot hole

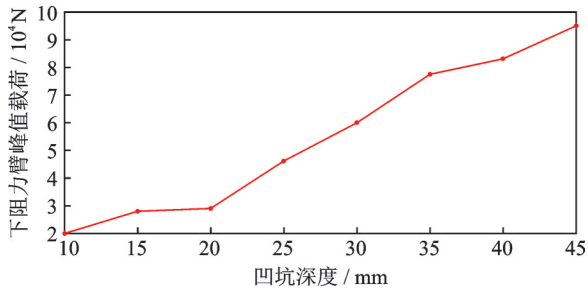


图22 下阻力臂峰值载荷与凹坑深度关系

Fig. 22 Relation between the peak loading of lower resisting arm and the depth of pit

结合图20—22可以看出,随着凹坑深度的增加,飞机主轮、无杆牵引车前、后轮经过凹坑时产生的载荷波动越大,同时飞机下阻力臂峰值载荷也呈现增长的趋势。

因此驾驶员在顶推飞机时,应该避免在较深凹坑行驶,以防下阻力臂较大载荷出现,导致不安全事故的发生。

#### 4.3 探究顶推速度对于牵引载荷的影响

凹坑深度、宽度一定条件下,对于牵引车不同的顶推速度进行仿真,参数设置如表5所示。

表5 不同顶推速度的设置(凹坑宽度=1 520 mm,凹坑深度=30 mm)

Tab. 5 Different pushing velocity of tractor (pit width=1 520 mm, pit depth=30 mm)

参数设置	1	2	3	4	5	6
顶推速度/( $\text{km}\cdot\text{h}^{-1}$ )	1.5	3	5	8	10	11

在凹坑深度30 mm、宽度为1 520 mm的路况下,无杆牵引车以不同顶推速度经过该路面,下阻力臂载荷与时间关系以及下阻力臂峰值载荷与顶推速度如图23,24所示。

由图23可知,驾驶员驾驶无杆牵引车从启动、加速,分别以不同速度顶推飞机。在凹坑距离飞机的位置一定的情况,牵引车顶推速度越大,牵引系统经过凹坑时间所需很少,而经过凹坑产生的载荷波动越大。

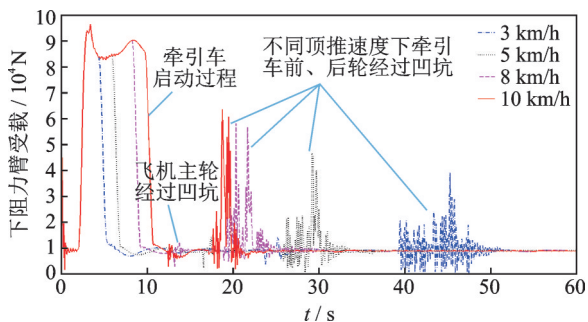


图23 顶推飞机经过凹坑过程下阻力臂载荷

Fig. 23 Loading curves of lower resisting arm during pushing aircraft passing a pot hole

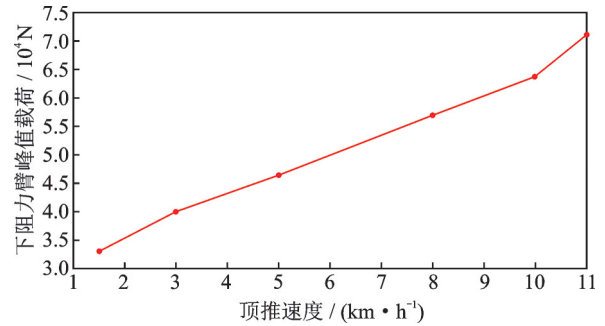


图24 顶推速度与下阻力臂载荷关系

Fig. 24 Relation between the velocity of tractor and load of lower resisting arm

由图24可知,牵引系统经过凹坑时,顶推速度越大,飞机下阻力臂峰值载荷会越大。因此驾驶员在顶推飞机经过凹坑时,应当减速处理,平缓地经过凹坑。

## 5 结 论

本文利用CATIA建立飞机地面牵引系统三维模型,通过接口导入ADAMS-View模块,并通过合并模型,从而创建无杆牵引系统虚拟样机模型。针对飞机下阻力臂失效原因分析,利用ADAMS对于牵引系统进行仿真,仿真从以下几个方面进行分析:(1)对牵引系统启动过程的分析,牵引车启动加速度越大,下阻力臂载荷越大,牵引车驾驶员应缓踩油门,控制速度;(2)对牵引系统制动过程进行分析,牵引车制动加速度越大,飞机下阻力臂载荷越大,牵引车驾驶员应缓踩刹车,避免紧急刹车,从而减小对飞机下阻力臂造成损伤;(3)对牵引系统经过凹坑路况分析,探究不同凹坑宽度、凹坑深度和顶推速度对于飞机下阻力臂载荷的影响,得出牵引车驾驶员经过凹坑时应该减速处理,平缓经过凹坑。

#### 参考文献:

- [1] 张海. 可变缓冲特性牵引技术应用研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.  
ZHANG Hai. Application research on traction technology with variable buffering characteristics [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [2] 王意. 飞机牵引车技术的发展[J]. 国际航空, 1994(9): 17-20.  
WANG Yi. Development of aircraft-towing tractors [J]. International Aviation, 1994(9): 17-20.
- [3] 刘冰. 典型民机起落架无杆牵引下多工况力学建模及仿真研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2018.  
LIU Bing. Multi working mechanics modeling and



- simulation research on a typical civil aircraft landing gear under towbarless tractor[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2018.
- [4] SYBANEV G V, AGEEV M A, TITARENKO R V. Analysis of the specific features of loading of the elements of landing gears of aircrafts aimed at the evaluation of the load-bearing capacity of the structure [J]. *Strength of Materials*, 2008, 40(4): 458-462.
- [5] 刘晖, 顾宏斌, 吴东苏. 半主动控制起落架缓冲性能初步研究[J]. *航空学报*, 2006, 27(5): 864-868.  
LIU Hui, GU Hongbin, WU Dongsu. Shock absorber performance study of semi active control of landing gear[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2006, 27(5): 864-868.
- [6] KRÜGER W. Design and simulation of semi-active landing gears for transport aircraft [J]. *Mechanics of Structures & Machines*, 2002, 30(4): 493-526.
- [7] 刘成鑫. 飞机地面牵引安全性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.  
LIU Chengxin. Research on aircraft ground traction safety [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [8] 李国勇. 基于虚拟样机技术的无杆飞机牵引车的仿真研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2008.  
LI Guoyong. Research on of towbarless aircraft tractor based on virtual prototype technology [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2008.
- [9] MAX A G. Evaluation of the impact of towing the L-1011 airplane at boston-loganairport: Report No.FAA-NA-80-24[R]. [S.l.]: [s.n.], 1980.
- [10] GUSTAVSSON ANDERS I. Measurements of landing gear loads of a commuter airliner[J]. *Congress of the International Council of the Aeronautics Sciences*, 1986, 2: 1383-1389.
- [11] 张海, 刘晖, 李福海, 等. 飞机牵引车刹车工况下起落架受载分析[J]. *机械制造与自动化*, 2017, 46(2): 167-170, 204.  
ZHANG Hai, LIU Hui, LI Fuhai, et al. Stress analysis of landing gear in tractor's breaking operating mode [J]. *Machine Building Automation*, 2017, 46(2): 167-170, 204.
- [12] 李福海. 飞机地面牵引移动与停放安全技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.  
LI Fuhai. Research on aircraft's towing and parking safety technology [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.

(编辑:陈珺)