

文章编号:1674-8190(2021)06-091-10

机载拖曳体动力学建模及分析

张戈^{1,2}, 刘南^{1,2}, 侯良学^{1,2}, 杨希明^{1,2}

(1. 航空工业空气动力研究院 气动研究与试验二部, 沈阳 110034)

(2. 高速高雷诺数气动航空科技重点实验室, 沈阳 110034)

摘要: 在某些航空应用场景, 需要通过飞行器拖曳功能性部件完成特定任务, 例如机载拖曳对潜通信天线等, 在这些应用中, 通过建立科学的模型和方法, 准确地分析稳态、动态特性是保证拖曳体正常工作的前提条件。本文以对潜通信天线为例, 建立考虑天线气动力、惯性力以及弹性力的多体动力学的机载天线动力学模型, 并对该模型的稳态结果进行算例验证; 对考虑载机非定常运动以及突风作用等扰动后的天线系统动态响应进行分析, 并对天线断裂等极端情况进行评估。结果表明: 本文所建立的模型在垂直度、天线张力等方面的分析结果较好, 能够应用于航空拖曳体的稳态及动态特性分析, 在对潜通信天线、加油管等系统的设计方面有一定的工程价值。

关键词: 拖曳体; 天线; 动力学特性; 建模; 动态响应

中图分类号: V214.9; V24

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.06.11

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Dynamic Modeling and Analysis of Airborne Towed Objects

ZHANG Ge^{1,2}, LIU Nan^{1,2}, HOU Liangxue^{1,2}, YANG Ximing^{1,2}

(1. Second Aerodynamic Research and Testing Department, AVIC Aerodynamic Research Institute, Shenyang 110034, China)

(2. Aeronautical Science and Technology Key Lab for High Speed High Reynolds Number Aerodynamic Research, Shenyang 110034, China)

Abstract: In some aviation application scenes, it is necessary to complete the specific missions of functional towed by aircrafts, such as airborne trailing submarine communication antenna. In these applications, the establishment of scientific models and methods to accurately analyze the steady and dynamic characteristics is a prerequisite to ensure the normal operation of the towed objects. Taking the airborne trailing submarine communication antenna as the example, the dynamic model considering aerodynamic force, inertia force, and elastic force of airborne antenna system is established and verified through published steady state results. The dynamic response of the antenna system under disturbance of aircraft unsteady motion and gust is studied, and the extreme conditions such as antenna fracture are evaluated. The results show that the established model has good analysis results of verticality and tension, which can be applied to the analysis of the steady and dynamic characteristics of air towed objects, and has a certain engineering value in the design of submarine communication antenna, refueling pipe and other systems.

Key words: towed object; antenna; dynamic characteristics; modeling; dynamic response

收稿日期: 2020-12-11; 修回日期: 2021-03-18

基金项目: 装备预先研究领域基金(61402060106)

通信作者: 张戈, zhangge_avicari@163.com

引用格式: 张戈, 刘南, 侯良学, 等. 机载拖曳体动力学建模及分析[J]. 航空工程进展, 2021, 12(6): 91-100.

ZHANG Ge, LIU Nan, HOU Liangxue, et al. Dynamic modeling and analysis of airborne towed objects[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(6): 91-100. (in Chinese)

0 引言

机载拖曳体系统在航空领域有着较多的应用,机载甚低频拖曳天线是目前对潜通信最为重要和有效的方式^[1]。一般情况下,拖曳体系统的构型与内部应力分布对其工作性能影响较大,例如对潜天线的稳态构型垂直距离影响了其信号发射能力,天线的内部应力分布,对其安全性有着重要影响,因此需要对拖曳体的构型、应力等要素进行合理的预测、分析,以确保拖曳系统功能性与安全性。

国外对拖曳体的动力学特性做了较多的研究,20世纪60年代末,S. L. Huang^[2]、R. A. Skop等^[3]提出了针对“塔康木”对潜通信天线稳态构型的数值分析方法,在良好的初值条件下,该方法能够较好地收敛;20世纪90年代,J. M. Clifton^[4-5]基于离散微元的思想,针对微元受力平衡建立了拖曳天线的稳态模型,结果与实测值一致性较好;R. G. Borst等^[6]、F. Zhu等^[7]对风导致的拖曳天线振动等稳定性问题进行了研究;M. I. Friswell^[8]基于绳索动力学理论,对水下拖曳绳索稳态构型进行了研究;20世纪90年代以后,P. Williams等^[9-10]介绍了基于多体动力学理论的拖曳天线建模与仿真研究,对周期性运动的载机—拖曳体模型进行了分析,得到了载机进行圆周、椭圆运动时,拖曳天线的动态响应情况,在此基础上开展了载机非周期运动时,拖曳天线的响应问题研究。

国内对拖曳绳索类问题也开展了较多的研究,贾忠湖和郑小洪等^[11-13]在拖曳天线稳态构型以及稳定性等方面取得了较好的成果。柔性绳索动力学理论及建模方法,作为机载拖曳问题的理论基础,在近些年得到了较为深入的发展^[14-15],并在船舶、航天等领域开展了大量的工程应用研究^[16-19]。

在上述研究中,对天线的建模研究一般仅考虑拉力^[2-13],忽略弯曲内力及剪切内力的影响。本文基于一阶梁理论,建立考虑弯曲内力矩、剪切内力以及扭转内力矩的天线结构模型。首先对拖曳

天线的稳态构型进行分析,并与文献[5]中的实测结果进行对比;其次基于天线动力学模型,开展载机阶跃、简谐运动时的天线动力学响应问题研究;再次对突风作用下的天线动态响应及稳定性进行评估;最后对天线发生断裂的复杂响应问题进行初步探索。

1 建模方法

1.1 结构模型

取任意一段天线,如图1所示,基于Timoshenko一阶梁理论^[20],天线截面位移式矢量为

$$\begin{cases} w(z) = \begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} \\ \theta(z) = \begin{bmatrix} \theta_x \\ \theta_y \\ \theta_z \end{bmatrix} \end{cases} \quad (1)$$

式中: w_x 、 w_y 、 w_z 为天线截面各个方向的线位移; θ_x 、 θ_y 、 θ_z 为天线截面各个方向的角位移。

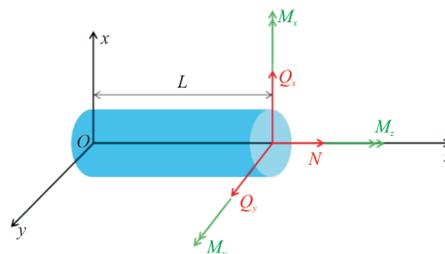


图1 天线段及其坐标系、截面内力示意图
Fig. 1 Local coordinate and internal forces of segment of antenna

取图1天线段的右侧截面,如图2所示。

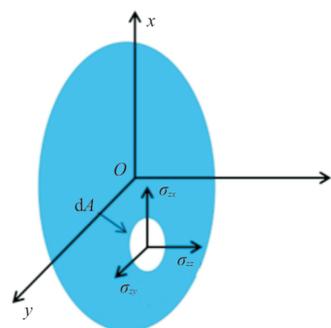


图2 截面应力示意图
Fig. 2 Stress in the section

由截面变形关系、内力—应力关系以及应力应变关系,可以得到天线截面内力与位移的关

$$\begin{cases} Q_x = \int_A \sigma_{zx} dA = G \left[A_x \left(\frac{dw_x(z)}{dz} - \theta_y \right) - S_x \frac{d\theta_z}{dz} \right] \\ Q_y = \int_A \sigma_{zy} dA = G \left[A_y \left(\frac{dw_y(z)}{dz} + \theta_x \right) + S_y \frac{d\theta_z}{dz} \right] \\ N = \int_A \sigma_{zz} dA = E \left(A \frac{dw_x(z)}{dz} - S_y \frac{d\theta_y}{dz} + S_x \frac{d\theta_x}{dz} \right) \\ M_x = \int_A \sigma_{zz} y dA = ES_x \frac{dw_x(z)}{dz} - EI_{xy} \frac{d\theta_y}{dz} + EI_{xx} \frac{d\theta_x}{dz} \\ M_y = \int_A \sigma_{zz} x dA = ES_y \frac{dw_x(z)}{dz} - EI_{yy} \frac{d\theta_y}{dz} + EI_{xy} \frac{d\theta_x}{dz} \\ M_z = GI_{zz} \frac{d\theta_z}{dz} + S_y \left(\frac{dw_y(z)}{dz} + \theta_x \right) - S_x \left(\frac{dw_x(z)}{dz} + \theta_y \right) \end{cases} \quad (2)$$

式中: σ_x 、 σ_y 、 σ_z 分别为截面上一点各个方向的应力; A 为截面积; A_x 、 A_y 为截面剪切面积; S_x 、 S_y 为截面静矩; I_{xx} 、 I_{xy} 、 I_{yy} 、 I_{zz} 为截面二次距; E 、 G 分别为弯曲、剪切模量。

假设天线截面为圆形,天线弯曲与扭转中心均过截面形心,忽略剪切折减系数影响,忽略角度位移诱导的切向力,对式(2)沿天线长度方向积分,则可以得到:

$$\begin{bmatrix} Q_x \\ Q_y \\ N \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{GA}{L} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{GA}{L} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{EA}{L} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{EI_{xx}}{L} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{-EI_{yy}}{L} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{GI_{zz}}{L} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \\ \theta_x \\ \theta_y \\ \theta_z \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: Q_x 、 Q_y 、 N 分别为各个方向的内力; M_x 、 M_y 、 M_z 分别为各个方向的内力矩; L 为天线段长度。

基于上述推导,可以建立天线结构模型,如图3所示。将天线离散为若干个长度为 L 的刚性段,其外力、力矩集中作用于其几何中心,刚性段之间由6元线弹性内力约束,内力—位移表达式如(3)所示。

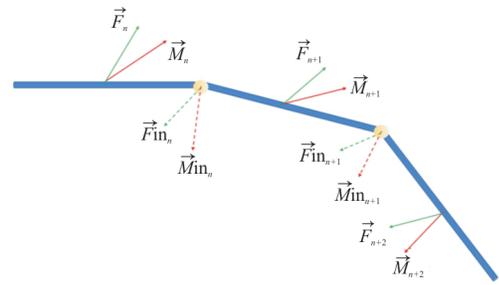


图3 天线刚性分段模型及其受力示意图
Fig. 3 Rigid segments of antenna and force diagram

1.2 气动力模型

天线的气动力在每个离散刚性段上分别计算,天线的气动力可以分解为径向的气动力分量和轴向气动力分量,其中轴向的气动力对天线系统的动力学影响作用较小,在本文中忽略其影响^[21]。对天线径向气动力进行准定常假设,其值由式(4)给出。

$$F_r = C_r dl \frac{1}{2} \rho_h V_r^2 \quad (4)$$

式中: C_r 为天线径向气动力系数; d 为天线直径; l 为天线刚性段长度; ρ_h 为当地密度,如式(5)所示; V_r 为当地真空速在天线段径向的分量。

$$\rho_h = \left(\frac{288.15 - 0.0065h}{288.15} \right)^{4.25588} \rho_0 \quad (5)$$

式中: ρ_0 为海平面空气密度。

为了保证拖曳体在空中的稳定性,一般在末

端均有风标,本文仅考虑风标的阻力,如式(6)所示。

$$F = C_d S \frac{1}{2} \rho_n V^2 \quad (6)$$

式中: C_d 为风标的阻力系数; S 为风标参考面积; V 为风标的当地真空速; F 为风轴系的量。

由于 F 无法在式(1)中直接使用,因此需要投影至体轴系,如图4所示,可以看出:在图中所示的坐标轴定义中,转换关系为绕风轴系 z 轴转 β 度后至稳定系,再绕稳定系 y 轴转 α 度至体轴系。转换矩阵 L 如式(7)所示,迎角 α 及侧滑角 β 依据刚性段的真空速在体轴系的投影关系计算,如式(8)所示。

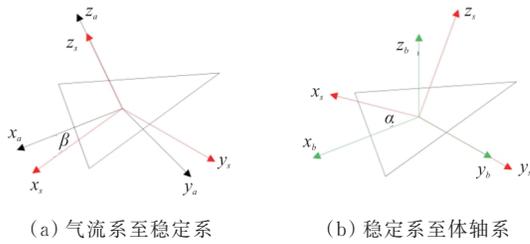


图4 气流系到体轴系的转换关系

Fig. 4 Transformation from wind coordinate frame to body coordinate frame

$$L = \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \beta & \sin \beta & 0 \\ -\sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\begin{cases} \alpha = \arctan \frac{w_b}{u_b} \\ \beta = \arcsin \frac{v_b}{\|U\|} \end{cases} \quad (8)$$

式中: u_b 、 v_b 、 w_b 分别为天线刚性段在其自身轴系 x 、 y 、 z 方向的速度分量; $\|U\|$ 为速度的模,当迎角与侧滑角超过反正切与反正弦定义域时,依据其定义进行周期性拓展。

1.3 动力学方程与求解

将天线离散为 n 个刚性段,以质心的笛卡尔坐标和欧拉角作为广义坐标,即 $q_j = [x, y, z, \psi, \theta, \varphi]^T$,则天线系统的广义坐标系为 $q = [q_1^T, q_2^T, \dots, q_n^T]^T$ 。

天线系统的约束方程为

$$\Phi(q, t) = \begin{bmatrix} \Phi^K(q, t) \\ \Phi^D(q, t) \end{bmatrix} = 0 \quad (9)$$

式中: $\Phi^K(q, t)$ 为运动学约束方程; $\Phi^D(q, t)$ 为驱动约束方程。

考虑约束方程,基于拉格朗日乘法,建立天线多刚体系统的拉格朗日运动微分方程^[19,22]:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_j} \right) - \left(\frac{\partial T}{\partial q_j} \right) = F_{q_j} + \sum_{i=1}^{n_{\text{DOF}}} \lambda_i \frac{\partial \Phi}{\partial q_j} \quad (10)$$

式中: T 为系统的动能; F_{q_j} 为 q_j 方向上的广义力; λ_i 为拉格朗日乘子。

采用GSTIFF积分器,通过预测、迭代校正、积分误差分析以及步长优化等步骤^[23],对运动微分方程进行数值求解。

2 稳态构型分析及验证

以“塔康木”天线为计算模型,选取与文献[5]中相同的计算参数:载机稳定盘旋真空速108.083 m/s,载机巡航高度为巡航高度5 585.46 m,载机倾斜角 34° ,天线长度6 184 m,天线线密度0.092 54 kg/m,天线直径0.006 m,天线气动力系数1.03,风标参考质量37.2 kg,参考面积 0.29 m^2 ,风标阻力系数0.5,质心与压心距离0.25 m。

天线离散为200个刚性段,计算在时域中进行,以无载机运动时的平衡状态作为初始值,为了使天线容易收敛至稳态构型,缓慢加速载机运动速度至稳定盘旋状态,天线系统不同位置的竖直方向坐标收敛曲线如图5所示,可以看出:本文所建立的模型收敛性较好。

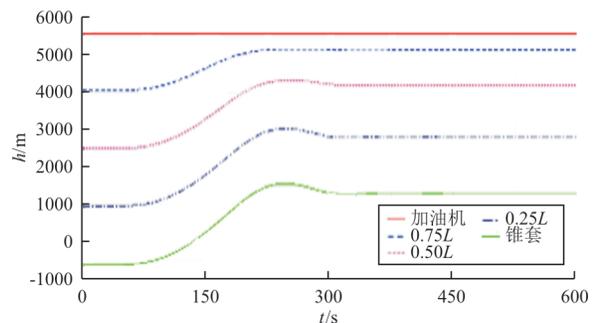


图5 天线不同位置垂垂直方向坐标收敛过程
Fig. 5 Convergence process of vertical coordinates in different positions of antenna

天线稳态构型仿真结果如图 6 所示,可以看出:天线稳态构型与“塔康木”等典型对潜通信天线的稳定构型形态基本一致,证明本文所研究的动力学模型对拖曳天线的稳态构型形状计算结果较为准确。



图 6 稳定构型仿真结果

Fig. 6 Simulation results of steady state configuration

风标的轨迹在水平面的投影是拖曳天线稳定性的指标之一,风标的水平方向的坐标随时间变化规律如图 7 所示。

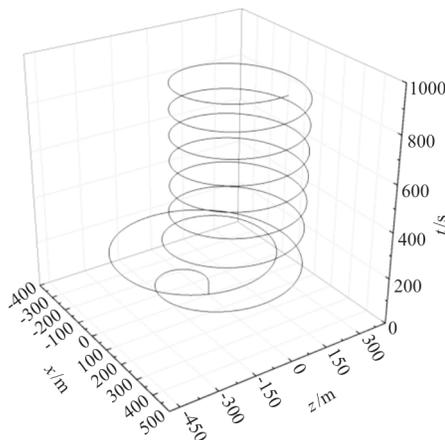


图 7 风标质心水平面的收敛过程

Fig. 7 Convergence process of the center of mass of the drogue in the horizontal plane

从图 7 可以看出:在载机的牵引下,风标开始运动,其水平方向坐标在初始扰动后很快收敛于形状固定的环形区域(如图 8 所示),不随时间推进而改变,此项计算结果与该天线的在实际应用中的稳态构型在形态上较为一致,表明了本文建模方法的有效性。

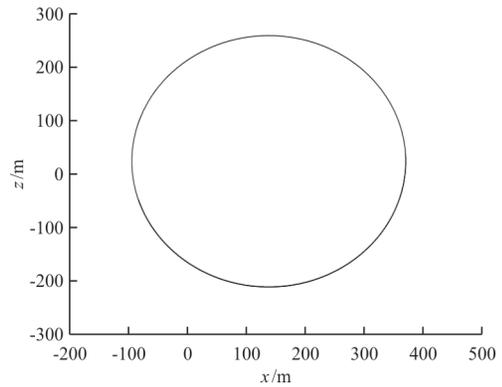


图 8 稳定状态下风标质心水在平面的轨迹

Fig. 8 The trajectory of the center of mass of drogue in the horizontal plane

拖曳天线一般工作在甚低频波段,为了实现良好的信号发射,天线长度一般应不低于信号波长的一半,因此天线稳态构型的竖直方向长度(垂直度)以及坐标分布是此类问题研究的重点。本文方法所计算的竖直方向坐标相对弧长分布与文献[4-5]的结果对比如图 9 所示,可以看出:两种计算方法所得的天线末端高度几乎一致,天线各个弧长位置下的竖直方向坐标分布一致性较好,证明了本文建模方法在天线垂直度计算方面的准确性。

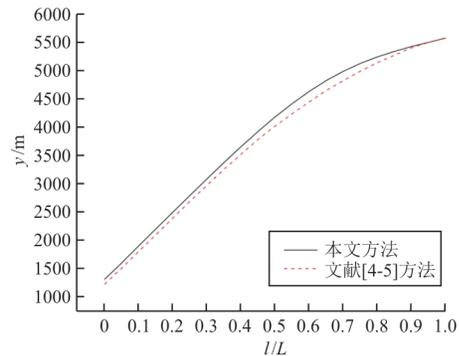


图 9 天线稳态构型垂直坐标

Fig. 9 Vertical coordinate distribution of the antenna in the steady state

拖曳天线的另一个研究重点为拉力分布问题,沿天线长度任何位置的拉力,不应大于天线的强度极限,否则将导致结构失效,因此需要对拉力进行准确预测。本文建模方法所计算的拉力相对弧长分布与文献[4-5]的结果对比如图 10 所示,可以看出:两种计算方法所得的拉力在天线末端一

致性较好,总体趋势上较为吻合,但在靠近载机的区域,本文建模方法计算的拉力值要小于文献中的结果。

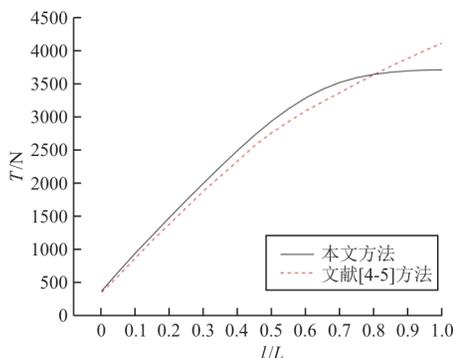


图 10 天线稳态构型拉力的分布

Fig. 10 Tension distribution of the antenna in the steady state

基于 Timoshenko 一阶梁理论天线建模方法,不仅考虑了天线轴向的刚度,还包含了剪切效应、弯曲效应以及扭转效应^[20],因此与文献[4-5]中仅考虑拉伸的建模方法相比,天线稳态构型拉力值有所差异,本文的建模方法更为合理。

3 瞬态响应研究

3.1 载机垂直机动分析

飞机在飞行中,受突风或者大气湍流影响,可能会出现纵向位移扰动,因此在稳态分析结果的基础上,引入纵向位移扰动,分别为阶跃以及简谐形。

载机阶跃运动规律由式(11)、式(12)给出。

$$V_{y\text{step}} = \begin{cases} 0 & (t \leq 800) \\ A\Delta_1^2(3 - 2\Delta_1) & (800 < t < 820) \\ A & (t = 820) \\ A - A\Delta_2^2(3 - 2\Delta_2) & (820 < t < 840) \\ 0 & (t \geq 840) \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} \Delta_1 = (t - 800)/20 \\ \Delta_2 = (t - 820)/20 \end{cases} \quad (12)$$

式中: $V_{y\text{step}}$ 为载机纵向速度; A 为幅值,取值 25 m/s。

在该运动规律的作用下,载机的纵向位移曲线如图 11 所示。天线的构型受载机运动扰动后,偏离稳态位置,并重新收敛,风标的纵向位移曲线

如图 12 所示,载机和天线的连接点拉力曲线如图 13 所示,可以看出:在载机阶跃位移扰动的作用下,天线系统的构型和内力等方面的稳定性较好。

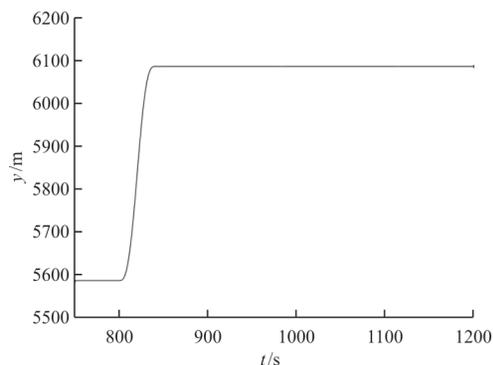


图 11 载机竖直方向阶跃形位移曲线

Fig. 11 Step displacement of the aircraft in vertical direction

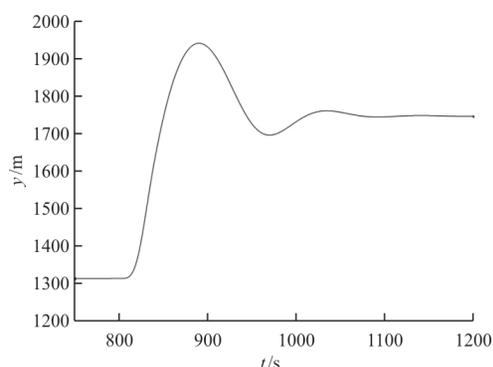


图 12 风标竖直方向位移受载机阶跃运动影响变化曲线
Fig. 12 Vertical displacement of the drogue due to the step movement of the aircraft

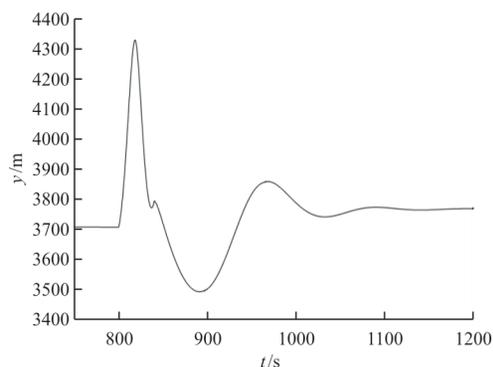


图 13 载机受天线拉力随载机垂直运动影响变化曲线
Fig. 13 The change of tension between aircraft and antenna due to the step movement of the aircraft

载机简谐运动规律由式(13)给出。

$$V_{y\cos} = 2\pi f A \cos[2\pi f(t - 800)] \quad (13)$$

式中: f 为频率,取值 0.1 Hz; A 为幅值,取值 25 m/s。

在该运动规律的作用下,载机的纵向位移曲线如图 14 所示。天线风标的纵向坐标(如图 15 所示)、载机和天线的连接点拉力(如图 16 所示)也呈现同频简谐振动,天线拉力变化值与阶跃位移扰动相比,较为显著。

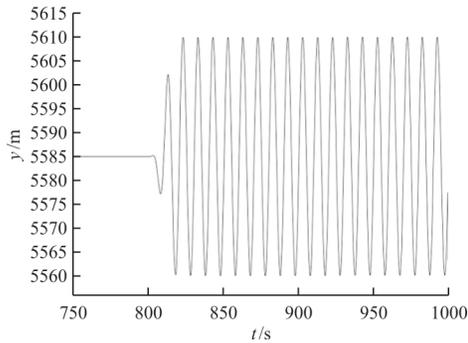


图 14 载机竖直方向简谐形位移曲线
Fig. 14 Harmonic displacement of the aircraft in vertical direction

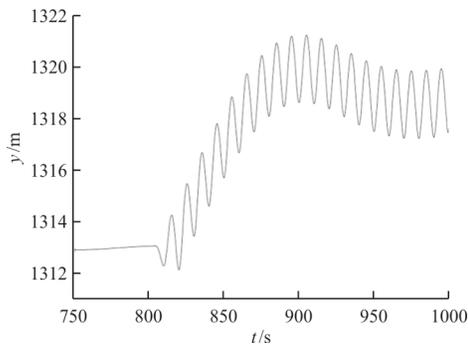


图 15 风标竖直方向位移受载机简谐运动影响变化曲线
Fig. 15 Vertical displacement of the drogue due to the harmonic movement of the aircraft

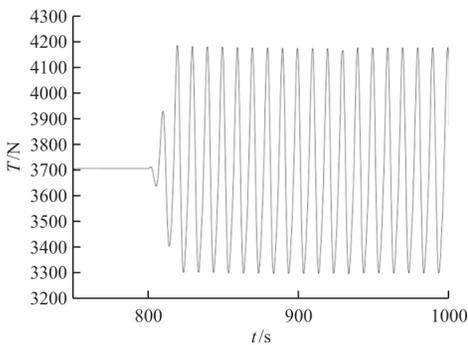


图 16 载机受天线拉力随载机简谐运动影响变化曲线
Fig. 16 The change of tension between aircraft and antenna due to the harmonic movement of the aircraft

风标水平方向的坐标规律如图 17 所示,可以看出:扰动前及扰动后的轨迹均为环形,且坐标绝对值差量较小。上述计算结果表明,载机纵向简谐运动对天线的形态影响较小,但对天线拉力的

变化存在一定的影响,应该在应用中加以关注。

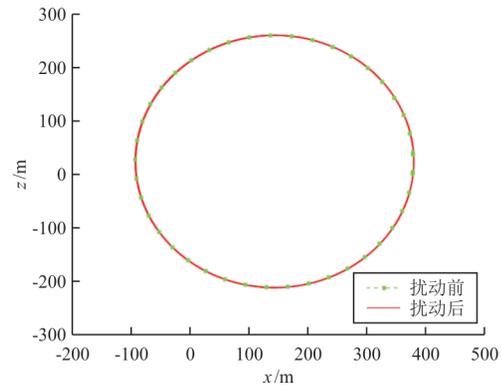


图 17 风标水平方向位移受载机简谐运动影响变化曲线
Fig. 17 Horizontal displacement of the drogue due to the harmonic movement of the aircraft

3.2 水平突风扰动

突风除了能够影响载机的位移,同时也能够以气动力的方式直接作用在天线上,对天线产生影响,因此需要考虑天线模型在大气扰动(水平突风)情况下的动态响应。

将突风速度投影至天线当地坐标系,以速度增量的形式影响天线当地径向速度 V_r ,进而实现对气动力 F_r 的影响。所采用的突风作用方式为:在沿天线方向上,仅最靠近中心的三个刚性段处,受到速度为 51.44 m/s(100 节/小时)的持续水平突风扰动。

突风作用下的风标竖直方向位移曲线如图 18 所示,可以看出:持续的水平突风,使风标纵向位移出现周期性等幅振荡,且振幅较大。

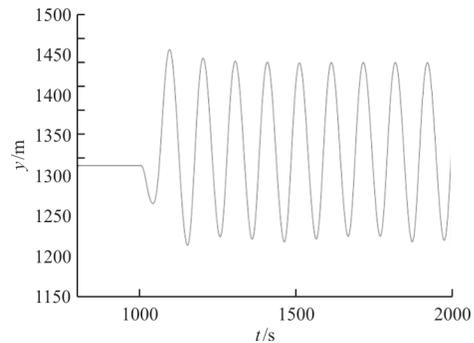


图 18 突风作用下的风标竖直方向位移曲线
Fig. 18 Vertical displacement of the drogue due to the gust

水平方向的位移坐标轨迹(如图 19 所示),在突风扰动后,也出现较大的位置偏移,但在几个周期后能够重新趋于稳定,且前后形状差异不大。

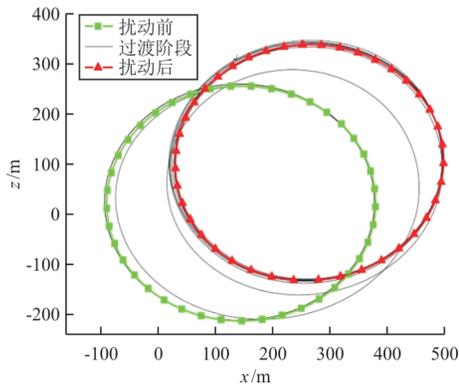


图 19 突风作用下的风标水平方向位移曲线

Fig. 19 Horizontal displacement of the drogue due to the gust

突风作用下的载机与天线连接点拉力曲线如图 20 所示,可以看出:天线与载机连接点的拉力受突风影响,也出现周期性等幅振荡。

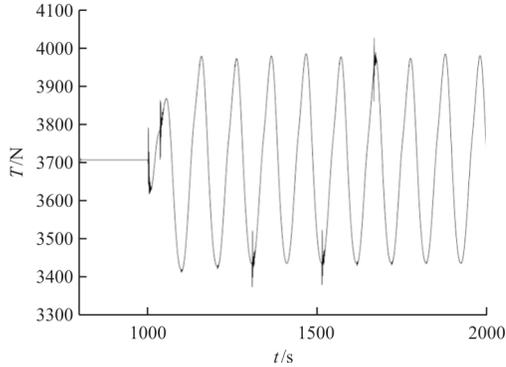


图 20 突风作用下的载机与天线连接点拉力曲线

Fig. 20 The change of tension between aircraft and antenna due to the gust

持续水平突风,使天线的稳态构型发生了改变,且带来了天线形状以及拉力的周期性振荡,与载机纵向位移带来的扰动相比,对天线的影 响更大。

3.3 天线断裂分析

拖曳天线使用中需要经常收放,进而出现磨损,同时使用过程中的外部扰动带来的周期性振荡会加速结构的疲劳,在极端情况下,天线会出现断裂情况。

天线断裂,不仅会导致功能失效,断裂的天线也会极大地威胁载机的飞行安全,因此需要对此进行研究。文献[11-13]基于微元受力平衡所建立的天线动力学模型,一般为非线性、强耦合的偏微分方程组,采用 Galerkin 等数值方法进行求解时,需要引入满足天线边界条件的(连续)形状函

数,无法处理天线的瞬态断裂问题。

本文通过使控制方程中的指定约束失效(约束内力置零),实现对天线断裂效果的模拟,断裂点选取为天线几何中点。天线中点位置断裂后的天线空间分布规律如图 21 所示。以稳态构型为初始状态,断裂后,下半段天线因失去拉力而下坠,未出现上扬等危险状态,而上半段天线迅速趋于水平,存在与载机碰撞的潜在危险。

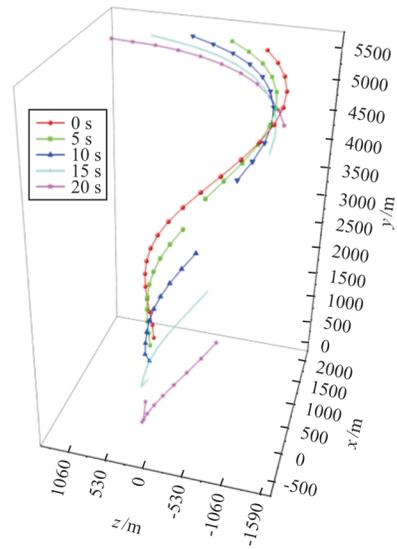


图 21 天线断裂后的空间分布变化规律

Fig. 21 The change of spatial distribution of antenna segments after structural failure

上半段天线末端的纵向位移曲线如图 22 所示,可以看出:在天线断裂后,其纵向坐标迅速增大,与载机纵向坐标差距不足 1 000 m,且呈现高度随机摆动特征。

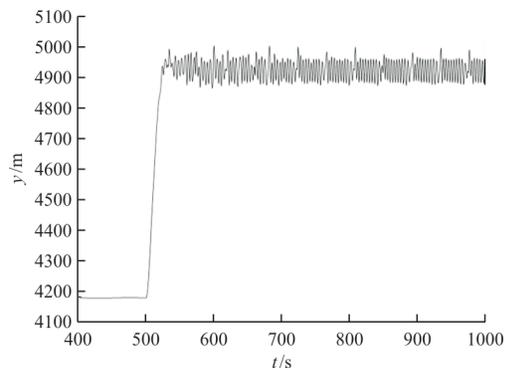


图 22 上半段天线末端的纵向位移曲线

Fig. 22 Vertical displacement of the end of the remaining part of the antenna

载机受残余天线的拉力情况如图 23 所示,可以看出:虽然由于天线质量减少、气动力减少而导

致拉力的均值低于断裂前,但天线末端的随机运动导致拉力方差较大,较大的峰值对载机的姿态影响也较大。

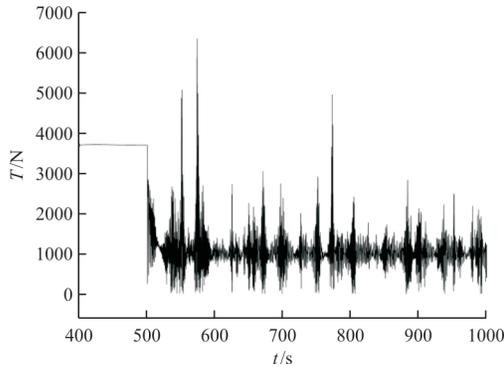


图23 断裂后载机与天线连接点的拉力曲线
Fig. 23 The change of tension between aircraft and antenna due to the structural failure

4 结 论

(1) 本文所建立的模型得到的稳态结果与文献[5]中的结果规律与绝对值均一致性较好,因此本文所建立的方法有效、准确。

(2) 本文所建立的模型能够用于拖曳天线系统的复杂瞬态分析,如阶跃、简谐形的载机纵向机动对天线的影晌进行分析,突风对载机一天线动态特性影响分析,所得到的天线位置、内力瞬态变化规律等可以用于天线性能与强度设计等工程问题。

(3) 与基于 Galerkin 等方法相比,本文所建立的模型与方法能够处理天线断裂等非线性问题,分析天线断裂后的拉力与空间位置分布,对恶劣工况下的天线系统设计与安全评估有一定的工程参考价值。

参 考 文 献

- [1] 吴笛. 甚低频机载拖曳天线系统线性模型分析[J]. 舰船电子工程, 2009, 29(3): 68-71.
WU Di. Analysis of dual trailing wire antenna's wire model [J]. Ship Electronic Engineering, 2009, 29(3): 68-71. (in Chinese)
- [2] HUANG S L. Mathematical model for long cable towed by orbiting aircraft: NADC-AM-6849[R]. US: Naval Air Development Center, 1969.
- [3] SKOP R A, CHOO Y. The configuration of a cable towed in circular path[J]. Journal of Aircraft, 1971, 8(11): 856-862.
- [4] CLIFTON J M. Modeling and control of a trailing wire antenna towed by an orbiting aircraft[D]. Monterey, California: Naval Postgraduate School, 1992.
- [5] CLIFTON J M. Dynamic modeling of a trailing wire towed by an orbiting aircraft: AIAA-93-3663-CP [R]. US: AIAA, 1993.
- [6] BORST R G, GREISZ G F, QUINN A G. Fuzzy logic control algorithm for suppressing E-6A long trailing wire antenna wind shear induced oscillations: AIAA-93-3868-CP [R]. Washington: AIAA, 1993.
- [7] ZHU F, RAHN C D. Stability analysis of a circularly towed cable-body system [J]. Journal of Sound and Vibration, 1998, 217(3): 435-452.
- [8] FRISWELL M I. Steady-state analysis of underwater cables [J]. Journal of Waterway Port Coastal and Ocean Engineering, 1995, 121(2): 98-104.
- [9] WILLIAMS P, TRIVAILO P. Periodic solutions for flexible cable-body systems towed in circular and elliptical path [C]// 2006 AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Keystone, Colorado: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006: 1-6.
- [10] WILLIAMS P, TRIVAILO P. A study on the transitional dynamics of a towed-circular aerial cable system [C]// 2005 AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. San Francisco, California: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005: 1-6.
- [11] 贾忠湖, 郑小洪, 侯志强. 机载甚低频拖曳天线非线性振动分析[J]. 应用力学学报, 2012, 29(5): 553-558.
JIA Zhonghu, ZHENG Xiaohong, HOU Zhiqiang. The analysis of vibration of trailing antenna on an aircraft [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2012, 29(5): 553-558. (in Chinese)
- [12] 郑小洪, 侯志强, 韩维. 基于 Galerkin 法的机载甚低频拖曳天线振动分析[J]. 海军航空工程学院学报, 2012, 27(5): 503-506.
ZHENG Xiaohong, HOU Zhiqiang, HAN Wei. Analysis of vibration of trailing antenna on an aircraft based on Galerkin method [J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2012, 27(5): 503-506. (in Chinese)
- [13] 郑小洪, 韩维, 贾忠湖. 机载拖曳天线动力学建模与仿真 [J]. 飞行力学, 2013, 31(3): 234-238.
ZHENG Xiaohong, HAN Wei, JIA Zhonghu. Dynamic modeling and simulation of airborne trailing antenna [J]. Flight Dynamics, 2013, 31(3): 234-238. (in Chinese)
- [14] 赵国伟, 熊会宾, 黄海, 等. 柔性绳索体展开过程数值模拟及实验 [J]. 航空学报, 2009, 30(8): 1429-1434.
ZHAO Guowei, XIONG Huibin, HUANG Hai, et al. Simulation and experiment on deployment and process of flexible rope [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(8): 1429-1434. (in Chinese)
- [15] 张越, 魏承, 赵阳, 等. 基于 ANCF 的松弛绳索动力学建模与仿真 [J]. 航空学报, 2017, 38(4): 157-165.

- ZHANG Yue, WEI Cheng, ZHAO Yang, et al. Dynamic modeling and simulation of slack rope based on ANCF[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(4): 157-165. (in Chinese)
- [16] WANG Fei, HUANG Guoliang, DENG Deheng. Dynamic response analysis of towed cable during deployment/retrieval[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2008, 23(2): 245-254
- [17] 徐大富, 孔宪仁. 电力缆绳离轨系统中绳索建模研究[J]. 航空学报, 2008, 29(5): 1196-1201.
XU Dafu, KONG Xianren. Tether modeling study on electro-dynamic tether deorbiting system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(5): 1196-1201. (in Chinese)
- [18] 张健, 王峰, 李化义, 等. 气动阻力作用下电力缆绳动力学及控制研究[J]. 宇航学报, 2014, 35(3): 291-297.
ZHANG Jian, WANG Feng, LI Huayi, et al. Research on dynamics and control of electrodynamic tether under aerodynamic drag[J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(3): 291-297. (in Chinese)
- [19] 路鸣, 顾文彬, 涂善超, 等. 抛索火箭系统主动段绳索动力学特性研究[J]. 弹道学报, 2017, 29(1): 39-43.
LU Ming, GU Wenbin, TU Shanchao, et al. Dynamic simulation of the rope in boost phase of throwing-line rocket[J]. Journal of Ballistics, 2017, 29(1): 39-43. (in Chinese)
- [20] TIMOSHENKO S P. On the correction for shear of the differential equation for transverse vibration of static bar[J]. Philosophical Magazine, 1921, 6(41): 744-746.
- [21] STUART T D. Experimental study of the effect of helical grooves on infinite cylinders[D]. Monterey, California: Naval Postgraduate School, 1992.
- [22] 李俊文, 卜长根, 王龙. ADAMS宏命令在钢丝绳式冲击钻机虚拟样机建模中的应用[J]. 机床与液压, 2011, 39(23): 150-153.
LI Junwen, BU Changgen, WANG Long. The application of macro command in ADAMS in building the virtual prototype of cable drill[J]. Machine tool & Hydraulics, 2011, 39(23): 150-153. (in Chinese)
- [23] 赫雄. ADAMS动力学仿真算法及参数设置分析[J]. 传动技术, 2005, 19(3): 27-30.
HE Xiong. The analysis on ADAMS dynamic simulation algorithm and parameters selection[J]. Drive System Technique, 2005, 19(3): 27-30. (in Chinese)

作者简介:

张 戈(1987—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向为气动弹性数值计算与试验技术。

刘 南(1989—),男,博士,高级工程师。主要研究方向为气动弹性数值计算与试验技术;

侯良学(1982—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向为气动弹性数值计算与试验技术;

杨希明(1967—),男,硕士,研究员。主要研究方向为气动弹性技术。

(编辑:丛艳娟)



(上接第90页)

- [9] SMEDT D, ROBERT E, BEHREND F. RNP to precision approach transition flight simulations [C] // IEEE/AIAA Digital Avionics Systems Conference. [S. l.]: IEEE, 2014: 1-10.
- [10] DAUTERMANN T, LUDWIG T, ALTENSCHIEDT L, et al. Automatic speed profiling and automatic landings during advanced RNP to xLS flight tests[C]// 2017 IEEE/AIAA Digital Avionics Systems Conference. [S. l.]: IEEE, 2017: 1-5.
- [11] International Civil Aviation Organization. Required navigation performance authorization required (RNP AR) procedure design manual: Doc 9905[S]. Canada: ICAO, 2009.
- [12] Federal Aviation Administration. United States standard for performance based navigation (PBN) instrument procedure design: 8260.58A [S]. Washington: FAA, 2016.

作者简介:

赖 欣(1977—),女,博士,副教授。主要研究方向:航空交通运输与规划,航空信息服务与管理等。

赵得存(1995—),男,硕士研究生。主要研究方向:交通运输工程。

(编辑:丛艳娟)