

DOI: 10.7511/jslx20210725001

基于参变量变分原理的直升机系留载荷 高性能计算方法

张燕辉¹, 高强^{*2}

(1. 中国直升机设计研究所, 景德镇 333001;

2. 大连理工大学 工程力学系 工业装备结构分析国家重点实验室, 大连 116024)

摘要: 为了保证直升机在舰船上的安全性, 必须使用系留设备将直升机系留在舰船上。直升机的系留问题可简化为由机身刚体、索具和起落架组成的杆件系统, 索具只承受拉力而不承受压力, 起落架只承受压力而不承受拉力。因此, 直升机系留问题为典型的强非线性问题, 需要发展有效的求解算法。在考虑大变形的情况下, 基于参变量变分原理建立了求解直升机系留载荷的高性能计算方法。该方法利用参变量变分原理能够准确判断索具和起落架的拉压状态, 并将材料非线性静力问题转换为线性静力互补问题求解, 极大地提高了结果的收敛性。数值算例中, 通过与有限元通用软件 NASTRAN 和 ABAQUS 计算结果比较, 证实了该方法的精确性、收敛性及高效性。

关键词: 直升机; 系留载荷; 参变量变分原理; 收敛性; 非线性

中图分类号: O302 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-4708(2022)06-0699-07

1 引言

当直升机在舰船上停留或者在机库长期存放时, 通常要承受因舰船运动产生的惯性力、直升机重力作用和风载等载荷作用, 这些载荷可能会引起直升机在舰船上发生侧翻或滑移, 从而使直升机受损。为了保证直升机安全地停放在舰船上, 就必须使用系留装置将直升机系留在舰船上, 这就需要对直升机的系留索具和系留接头上的载荷进行分析, 从而给出合理的系留方案, 使直升机和系留设备上承受的载荷比较均匀和合理。

分析舰载直升机的系留系统, 不仅要判别索具的拉伸和松弛状态, 而且还需考虑起落架的变形。当索具受拉伸荷载作用时, 其与普通杆件没有区别; 而当索具受压缩荷载作用时, 因无法承受压力作用出现松弛而失效。对于起落架, 当其受到压缩荷载作用时, 与普通杆件没有区别; 而当起落架受到拉伸荷载作用时, 起落架离开地面不承力而失效。因此, 索具和起落架分别在受拉和受压时表现出的强非线性特征, 是直升机系留系统的一个显著特点。同时, 由于索具和起落架的变形, 将导致整个系统发生较大变形和转动, 这意味着直升机系留

问题还必须考虑结构大变形。一般情况下, 系留索具的数量往往要多于直升机机体的运动自由度, 直升机系留问题本质上属于超静定问题。对于直升机系留问题表现为材料和几何双重非线性特征, 需要针对这类问题发展有效的求解算法。目前关于系留载荷的计算方法主要有矩阵力法、有限元法和能量法等。早期关于系留载荷的计算通常采用矩阵力法^[1]求解, 但需要先判断索具拉压状态, 采用矩阵力法求解较繁琐, 且不利于实现程序化。随着有限元法在飞机设计过程中的广泛应用, 利用有限元法计算系留载荷已成为重要手段, 而且通常借助成熟的商业软件对系留问题进行模拟, 如 NASTRAN^[2], ABAQUS^[3] 和 ANSYS^[4] 等。主要方法是, 机身采用刚体单元模拟, 索具采用拉压刚度不同的杆单元模拟, 而起落架采用间隙单元模拟。尽管利用有限元法计算系留载荷能够获得相对较准确的计算结果, 但在一些特殊情况下会发生不收敛现象。另一类求解系留载荷的重要方法是能量法, 该方法主要思想是利用能量原理建立平衡方程后, 采用迭代方法进行求解。文献[5]利用能量原理对系留索具载荷进行求解, 但并没有考虑起落架的弹性变形和机身的转动。在此基础上, 文献[6]对其进行了改进, 考虑了起落架的弹性变形, 而且增加了机身转动自由度。文献[7]基于虚功原理推导了机体刚体位移方程组, 并采用牛顿迭代法求解非线性

收稿日期: 2021-07-25; 修改稿收到日期: 2021-10-08.

基金项目: 国家自然科学基金(11972107)资助项目.

作者简介: 高强^{*} (1978-), 男, 博士, 教授

(E-mail: qgao@dlut.edu.cn).

性方程组。基于能量原理的计算方法在求解直升机系留载荷方面有两个难点。一方面,不容易判断索具和起落架的拉压状态;另一方面,由于该问题具有材料和几何双重非线性,计算需要不断迭代,容易发生不收敛。

目前关于我国舰载直升机系留问题,大部分采用 ABAQUS 和 NASTRAN 软件进行分析,存在较多困难。首先,直升机在舰船停放时,会受到舰船运动的惯性力、直升机重力和风载等载荷作用,因此不同的系留方案、直升机重量状态、航速、浪向和风载方向,组合后的工况数量较多,可达几万甚至几十万种工况,当采用有限元软件批处理分析时,需要不断读取软件产生的结果数据文件,会耗费较多的计算时间。每更新一次系留方案,几天甚至几十天才能给出计算结果,严重影响任务进度。其次,ABAQUS 和 NASTRAN 软件在计算非线性问题时,在一些工况下会发生不收敛,因此在进行批处理时,对于不收敛工况,需要挑选出来后将间隙单元改成杆单元或弹簧单元计算,从而导致计算结果与实际偏离较大,而且由于该过程需要挑选不收敛工况,处理过程复杂繁琐,计算效率低,无法满足目前的型号需求。最后,由于需要不断读取软件计算结果文件,效率较低,因而无法对系留方案进行优化设计。本文针对以上难点,基于参变量变分原理提出了计算系留载荷的新方法。该方法具有高效、收敛性好和方便实现程序化等优点。

参变量变分原理是由钟万勰等^[8]提出的,并广泛应用于弹塑性^[9]、接触^[10]和摩擦^[11]等非线性问题分析,在求解拉压刚度不同的杆件系统时非常有效^[12]。舰载直升机的系留问题可简化为由机身、索具和起落架组成的拉压刚度不同的杆件系统。本文将机身简化为刚体,并利用参变量变分原理建立了机体重心处的平衡方程组,同时考虑了索具和起落架的材料非线性以及结构大变形。利用参变量变分原理引入参变量和松弛变量,从而准确地判断索具和起落架的拉压状态,将索具和起落架拉压刚度不同的材料非线性问题转换为线性互补问题求解,从而极大地提高了结果的收敛性。

2 直升机系留模型简介

舰载直升机系留方式如图 1 所示,系留系统由机身、索具和起落架组成。索具一端与机身系留点连接,另一端与舰船甲板上的系留窝连接;起落架一端与机身连接,另一端与舰船甲板接触。机身简

化为刚体,索具和起落架可通过拉压刚度不同的杆单元模拟。

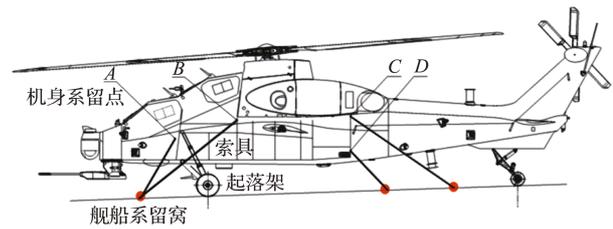


图 1 直升机系留

Fig. 1 Mooring for the helicopter

索具只能承受拉伸荷载作用,当索具处于拉伸状态时,其受轴向拉力;当索具松弛或未变形时,索具不受力。起落架和索具的重量相对于直升机重量非常微小,可忽略不计。同时假设起落架可以沿着水平方向运动,且不考虑摩擦力影响。设索具的数量为 N ,则第 i ($i=1,2,\dots,N$) 根索具的本构关系如图 2(a) 所示,可表示为

$$F_i = \begin{cases} K_i^{(+)} \Delta l_i & (\Delta l_i > 0) \\ 0 & (\Delta l_i \leq 0) \end{cases} \quad (1)$$

式中 F_i 为索具的轴向拉力, $K_i^{(+)}$ 为索具处于拉伸状态时的刚度, Δl_i 为索具的变形量。对于起落架,当其承受压缩荷载作用时,起落架产生压缩变形,其承受轴向压力;当其受到拉伸荷载作用时,起落架离开地面,起落架不承受力。设起落架的数量为 M ,则第 j ($j=1,2,\dots,M$) 个起落架的本构关系如图 2(b) 所示,可表示为

$$F_j = \begin{cases} 0 & (\Delta l_j \geq 0) \\ K_j^{(-)} \Delta l_j & (\Delta l_j < 0) \end{cases} \quad (2)$$

式中 F_j 为起落架的轴向力, $K_j^{(-)}$ 为起落架处于拉伸状态时的刚度, Δl_j 为起落架的压缩量,可根据静力平衡方程计算得到。

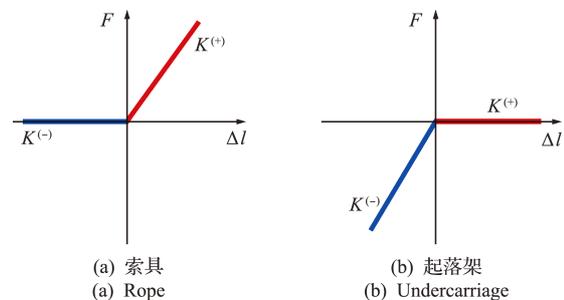


图 2 索具和起落架的本构关系

Fig. 2 Constitutive relation for the rope and undercarriage

在风浪较大时,直升机系留装置可能会受到较大载荷,导致索具和起落架的变形较大。因此对于直升机系留问题,不仅要考虑结构本身的材料非线性

性,而且还要考虑因结构发生大变形而导致的几何非线性,这表明直升机的系留问题表现出较强的非线性特点,结果很容易发生不收敛现象。本文在考虑结构大变形的情况下,利用参变量变分原理,将拉压刚度不同杆件的材料和几何双重非线性问题转换为仅考虑几何非线性的互补问题,从而极大地提高了结果的收敛性。

3 基于参变量变分原理的系留载荷分析

3.1 拉压刚度不同杆件的参变量变分原理

对于任意一根拉压刚度不同的杆件(不考虑索具预紧力和初始变形),假设杆件的拉伸和压缩刚度分别为 $K^{(+)}$ 和 $K^{(-)}$,且 $K^{(+)} \neq K^{(-)}$,则杆件的本构关系为

$$F = K \Delta l \quad (3)$$

式中 F 为杆件轴向力, Δl 为杆件变形量,且

$$K = \begin{cases} K^{(+)} & (\Delta l \geq 0) \\ K^{(-)} & (\Delta l < 0) \end{cases} \quad (4)$$

当 $K^{(+)} > K^{(-)}$ 时,本构关系(3)可表示为

$$F = K^{(+)} (\Delta l + \lambda) \quad (5)$$

式中 λ 为参变量,

$$\lambda = \begin{cases} 0 & (\Delta l \geq 0) \\ [(K^{(-)} - K^{(+)})/K^{(+)}] \Delta l & (\Delta l < 0) \end{cases} \quad (6)$$

式(6)与互补关系(7)等价,即

$$\begin{aligned} (K^{(-)} - K^{(+)}) \Delta l - K^{(+)} \lambda + \nu = 0 \\ (\lambda \geq 0, \nu \geq 0, \lambda \nu = 0) \end{aligned} \quad (7)$$

而当 $K^{(+)} < K^{(-)}$ 时,本构关系(3)可表示为

$$F = K^{(-)} (\Delta l - \lambda) \quad (8)$$

则要求

$$\lambda = \begin{cases} [(K^{(-)} - K^{(+)})/K^{(-)}] \Delta l & (\Delta l \geq 0) \\ 0 & (\Delta l < 0) \end{cases} \quad (9)$$

式(9)与互补关系(10)等价,即

$$\begin{aligned} (K^{(-)} - K^{(+)}) \Delta l - K^{(-)} \lambda + \nu = 0 \\ (\lambda \geq 0, \nu \geq 0, \lambda \nu = 0) \end{aligned} \quad (10)$$

上述两种情况下,对应的方程(5,7,8,10)可统一表示为

$$\begin{aligned} F = K^{\max} (\Delta l - s \lambda) \\ s K^{\max} - K^{\min} \Delta l - K^{\max} \lambda + \nu = 0 \\ (\lambda \geq 0, \nu \geq 0, \lambda \nu = 0) \end{aligned} \quad (11)$$

式中 $s = \text{sign}(K^{(-)} - K^{(+)})$, $K^{\max} = \max(K^{(-)}, K^{(+)})$, $K^{\min} = \min(K^{(-)}, K^{(+)})$ 。符号 sign 表示取符号,其定义为

$$\text{sign}(\chi) = \begin{cases} -1 & (\chi < 0) \\ 1 & (\chi > 0) \\ 0 & (\chi = 0) \end{cases} \quad (12)$$

容易证明,式(11)给出的参变量变分原理与式(3,4)给出的平衡方程等价,具体证明过程参见文献[13]。

3.2 直升机重心平衡方程推导

为了求解舰载直升机系留载荷,本文将直升机看作刚体,索具和起落架看作杆单元,建立直升机重心处的平衡方程。直升机静止停放时,重心 O 的坐标为 $\mathbf{X}_O = [x_0, y_0, z_0]^T$,重心 O 点作用的力为 $\mathbf{F}_O = [F_x, F_y, F_z]^T$,力矩为 $\mathbf{M}_O = [M_x, M_y, M_z]^T$,值得注意的是,任意外载荷均可简化为重心点的合力和合力矩。假设机身任意点运动前后的坐标分别为 $\mathbf{X} = [x, y, z]^T$ 和 $\bar{\mathbf{X}} = [\bar{x}, \bar{y}, \bar{z}]^T$,沿着坐标轴转动的角度为 θ_x, θ_y 和 θ_z ,沿着坐标轴移动距离为 $\delta x, \delta y$ 和 δz ,则机身任意点运动前后的坐标转换关系为

$$\bar{\mathbf{X}} = \mathbf{Q}_z \mathbf{Q}_y \mathbf{Q}_x \mathbf{X} + \delta \mathbf{X} \quad (13)$$

式中 $\delta \mathbf{X} = [\delta x, \delta y, \delta z]^T$,且

$$\begin{aligned} \mathbf{Q}_x &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_x & -\sin \theta_x \\ 0 & \sin \theta_x & \cos \theta_x \end{bmatrix} \\ \mathbf{Q}_y &= \begin{bmatrix} \cos \theta_y & 0 & \sin \theta_y \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta_y & 0 & \cos \theta_y \end{bmatrix} \\ \mathbf{Q}_z &= \begin{bmatrix} \cos \theta_z & -\sin \theta_z & 0 \\ \sin \theta_z & \cos \theta_z & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (14)$$

对于第 i 根索具 Q_i ,机身系留点坐标为 $\mathbf{X}_i = [x, y, z]^T$,舰船系留窝坐标为 $\mathbf{X}'_i = [x', y', z']^T$,则索具原长为 $l_i = \sqrt{(x - x')^2 + (y - y')^2 + (z - z')^2}$ 。由式(13)可知,机身系留点的坐标 \mathbf{X}_i 在运动后变为

$$\bar{\mathbf{X}}_i = \mathbf{Q}_z \mathbf{Q}_y \mathbf{Q}_x \mathbf{X}_i + \delta \mathbf{X}_i \quad (15)$$

式中 $\bar{\mathbf{X}}_i = [\bar{x}, \bar{y}, \bar{z}]^T$, $\delta \mathbf{X}_i = [\delta x, \delta y, \delta z]^T$,且变形后的索具长度变为 $\bar{l}_i = \sqrt{(\bar{x} - x')^2 + (\bar{y} - y')^2 + (\bar{z} - z')^2}$,则变形前后索具的伸长量为 $\Delta l_i = \bar{l}_i - l_i$ 。引入参变量 λ_i ,根据式(11)索具的本构方程可写作为

$$F_i = K_i^{\max} (\Delta l_i - s_i \lambda_i) \quad (16)$$

式中 $s_i = -1$, $K_i^{\max} = K_i^{(+)}$, $K_i^{\min} = 0$,且

$$\lambda_i = \begin{cases} 0 & (\Delta l_i \geq 0) \\ -\Delta l_i & (\Delta l_i < 0) \end{cases} \quad (17)$$

通过参变量 λ_i 可判断索具的拉压状态,当 $\lambda_i = 0$ 时,索具处于拉伸状态;当 $\lambda_i > 0$ 时,索具处于松弛状态。 F_i 沿着 x, y 和 z 方向的分量分别为

$$F_i^x = F_i \frac{\bar{x} - x'}{\bar{l}_i}, F_i^y = F_i \frac{\bar{y} - y'}{\bar{l}_i}, F_i^z = F_i \frac{\bar{z} - z'}{\bar{l}_i} \quad (18)$$

令 $\mathbf{F}_i = [F_i^x, F_i^y, F_i^z]^T$, 则索具拉力对重心点的力矩为

$$\mathbf{M}_i = \mathbf{F}_i \otimes (\mathbf{X}_i' - \mathbf{X}_0) \quad (19)$$

式中 符号 \otimes 表示两个向量的叉积运算。

对于第 j 个起落架 Q_j , 起落架与机身连接点的坐标为 $\mathbf{X}_j = [x, y, z]^T$, 起落架与地面接触点的坐标为 $\mathbf{X}_j' = [x', y', z']^T$, 则起落架的原长为 $l_j = \sqrt{(x-x')^2 + (y-y')^2 + (z-z')^2}$ 。由式(13)可知,当机身变形后,起落架与机身连接点的坐标 \mathbf{X}_j 变为

$$\bar{\mathbf{X}}_j = \mathbf{Q}_z \mathbf{Q}_y \mathbf{Q}_x \mathbf{X}_j + \delta \mathbf{X}_j \quad (20)$$

式中 $\bar{\mathbf{X}}_j = [x, y, \bar{z}]^T$, $\delta \mathbf{X}_j = [\delta x, \delta y, \delta z]^T$, 且变形后起落架长度变为 $\bar{l}_j = |\bar{z} - z'|$, 则变形前后起落架的伸长量为 $\Delta l_j = \bar{l}_j - l_j$ 。引入参变量 λ_j , 根据式(11)索具的本构方程可写为

$$F_j = K_j^{\max} (\Delta l_j - s_j \lambda_j) \quad (21)$$

式中 $s_j = 1, K_j^{\max} = K_j^{(-)}, K_j^{\min} = 0$, 且

$$\lambda_j = \begin{cases} \Delta l_j & (\Delta l_j \geq 0) \\ 0 & (\Delta l_j < 0) \end{cases} \quad (22)$$

通过参变量 λ_j 可判断起落架的拉压状态,当 $\lambda_j = 0$ 时,起落架处于压缩状态;当 $\lambda_j > 0$ 时,起落架不受力离开地面。 F_j 沿着 x, y 和 z 方向的分量向量分别为 $\mathbf{F}_j = [F_j^x, F_j^y, F_j^z]^T$, 其中

$$F_j^x = 0, F_j^y = 0, F_j^z = F_j \frac{\bar{z} - z'}{l_j} \quad (23)$$

起落架压力对重心点的力矩为

$$\mathbf{M}_j = \mathbf{F}_j \otimes (\mathbf{X}_j' - \mathbf{X}_0) \quad (24)$$

整个结构的平衡方程可写为

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^N \mathbf{F}_i + \sum_{j=1}^M \mathbf{F}_j + \mathbf{F}_0 = \mathbf{0} \\ \sum_{i=1}^N \mathbf{M}_i + \sum_{j=1}^M \mathbf{M}_j + \mathbf{M}_0 = \mathbf{0} \end{cases} \quad (25)$$

再考虑约束条件

$$\begin{cases} s_i (K_i^{\max} - K_i^{\min}) \Delta L_i - K_i^{\max} \lambda_i + \nu_i = 0 \\ \lambda_i \geq 0, \nu_i \geq 0, \lambda_i \nu_i \geq 0 \\ i = 1, 2, \dots, N \end{cases} \quad (26)$$

$$\text{和} \begin{cases} s_j (K_j^{\max} - K_j^{\min}) \Delta L_j - K_j^{\max} \lambda_j + \nu_j = 0 \\ \lambda_j \geq 0, \nu_j \geq 0, \lambda_j \nu_j \geq 0 \\ j = 1, 2, \dots, M \end{cases} \quad (27)$$

式(26,27)分别对应于索具和起落架的约束方程。

根据以上推导,直升机系留载荷计算最终归结为求解带有约束条件(26,27)的关于方程组(25)的二次规划问题。由于式(25)为非线性方程组,需要通过迭代方法进行求解。本文在求解时运用 MATLAB 软件的 fmincon 函数,计算时选择序列二次规划算法(SQP)进行求解。通过带有约束条件(25~27)即可求参变量 λ , 然后根据方程(16, 21)可分别计算出索具的拉力和轮胎的压力。

4 数值算例

以某舰载直升机在舰船上的系留问题为例,证实本文方法的性能。直升机质量为 6815 kg, 利用机身上的 10 个系留点 (A', B', C', D', E' , 每侧各一点) 布置 14 根系留索具, 其中点 B' 和点 D' , 每个点 2 根; 点 A', C' 和点 E' 每个点 1 根, 舰船甲板上布置 14 个系留窝, 机身左右两侧分别布置 7 个系留窝; 起落架采用后三点布置, 由左右两个主起落架和一个尾起落架组成, 系留方案如图 3 所示, 机身系留点、舰船甲板系留窝和起落架坐标列入表 1。直升机重心坐标为 (8512, 1, 3417)。索具的弹簧刚度为 900 N/mm, 主起落架的刚度为 705.9 N/mm, 尾起落架的刚度为 437.5 N/mm。分别考虑 3 种不同的载荷工况, 其对应的载荷数据列入表 2, 载荷作用于重心处。

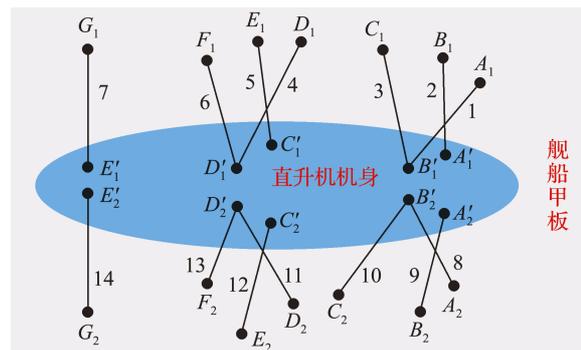


图3 某型舰载直升机系留方案

Fig. 3 Mooring scheme of the helicopter on the warship

为验证本文方法的性能,分别使用通用有限元软件 NASTRAN 和 ABAQUS 建立全机系留模型进行计算(不考虑预紧力和起落架初始压缩),并将计算结果与本文方法的计算结果进行比较,三种方法在计算时直升机机身均简化为刚体。本文算例均是在中央处理器为 12 核、32 G 内存和主频 3.6 GHz 的计算机上进行。运用 NASTRAN 软件计算时,索具采用只承拉不承压的杆单元来模拟,而

起落架采用 Gap 单元模拟;运用 ABAQUS 软件计 nector 单元)模拟索具和起落架非线性刚度特性。
算时,索具和起落架均采用非线性连接单元(Con- 三种工况下的计算结果分别列入表 3~表 5。

表 1 机身系留点、甲板系留窝和起落架坐标(单位:mm)

Tab.1 Coordinates for mooring dot of the helicopter, mooring nest of the deck and undercarriage (unit:mm)

位置	甲板系留窝和起落架						机身系留点				
	X	Y	Z	位置	X	Y	Z	位置	X	Y	Z
A ₁	4730	1950	1384	F ₁	12230	1950	1384	A' ₁	5403.5	1085	3527
A ₂	4730	-2350	1384	F ₂	12230	-2350	1384	A' ₂	5403.5	-1085	3527
B ₁	5480	2750	1384	G ₁	15830	1950	1384	B' ₁	5870	760	1970
B ₂	5480	-3250	1384	G ₂	15830	-2350	1384	B' ₂	5870	-760	1970
C ₁	6930	2750	1384	左起机身	6867	-1355	1720	C' ₁	11175.5	722	3489
C ₂	6930	-3250	1384	右起机身	6867	1355	1720	C' ₂	11175.5	-722	3489
D ₁	10730	1950	1384	尾起机身	11650	0	1615	D' ₁	11822.5	245	2013
D ₂	10730	-2350	1384	左起接地	6867	-1355	1389	D' ₂	11822.5	-245	2013
E ₁	11260	3550	1384	右起接地	6867	1355	1389	E' ₁	15830	220	2420
E ₂	11260	-2350	1384	尾起接地	11650	0	1389	E' ₂	15830	-220	2420

表 2 重心处作用三种载荷工况

Tab.2 Three types of load cases on the center of gravity

序号	F _x /N	F _y /N	F _z /N	M _x /N·mm	M _y /N·mm	M _z /N·mm
工况 1	-9054	-6751	-2311	-5324774	3064553	-20823002
工况 2	3000	5000	-10000	-5000000	3000000	-40000000
工况 3	-10000	0	-20000	0	-4000000	-10000000

表 3 工况 1:系留载荷计算结果(单位:N)

Tab.3 Case 1:Computational results for the mooring load (unit:N)

	索具														起落架		
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	左	右	尾
本文方法	0	0	9387	543	0	5746	1563	0	0	7897	0	0	1256	0	4459	3217	2008
NASTRAN	0	0	8350	454	0	6780	1830	0	0	7400	0	0	1940	0	4240	2620	2970
ABAQUS	0	0	9374	694	0	5703	1503	0	0	7936	0	0	1241	0	4404	3315	2012

表 4 工况 2:系留载荷计算结果(单位:N)

Tab.4 Case 2:Computational results for the mooring load (unit:N)

	索具														起落架		
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	左	右	尾
本文方法	0	0	0	0	3069	0	1330	3844	4492	2645	0	0	0	0	6792	3367	5925
ABAQUS	0	0	0	0	3103	0	1312	3733	4514	2728	0	0	0	0	6825	3272	5936
NASTRAN	结果不收敛																

表 5 工况 3:系留载荷计算结果(单位:N)

Tab.5 Case 3:Computational results for the mooring load (unit:N)

	索具														起落架		
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	左	右	尾
本文方法	0	0	9026	0	0	4704	0	0	0	10472	0	0	2745	0	12261	10979	4452
NASTRAN	0	0	7990	0	0	5640	0	0	0	9860	0	0	3580	0	12700	8120	6060
ABAQUS	结果不收敛																

对于工况 1,由表 3 可知,本文方法的计算结果与 NASTRAN 和 ABAQUS 软件的计算结果符合良好,所有索具和起落架的拉压状态均一致,这证实了本文方法的正确性。同时,表 3 还表明本文方法与 ABAQUS 软件的计算结果更接近,因为 ABAQUS 软件在求解非线性接触问题时精度更高。对于工况 2,NASTRAN 软件不收敛,无法进行计算,而本文方法和 ABAQUS 软件能够很好地收敛,并在表 4 中给出了对应的计算结果,可以看出结果符合良好;而对于工况 3,ABAQUS 软件不收敛,无法进行计算,而本文方法和 NASTRAN 软件能够很好地收敛,并在表 5 中给出了本文方法和 NASTRAN 软件的计算结果。以上分析表明,ABAQUS 和 NASTRAN 软件在某些工况下可能不收敛,而本文方法具有较好的收敛性。

为了说明本文方法的高效性,在均采用并行计算的情况下,随着工况数量的增加,将本文方法与 NASTRAN 和 ABAQUS 软件批处理计算效率进一步比较。图 4 给出了 NASTRAN 软件批处理、ABAQUS 软件批处理和本文方法随工况数量增加的 CPU 时间。可以看出,与 NASTRAN 软件和 ABAQUS 软件相比,本文方法具有非常高的计算效率,而且由于运用 NASTRAN 和 ABAQUS 软件批处理计算时需要读取结果命令文件,随着工况数量的增加,NASTRAN 和 ABAQUS 软件的计算时间急剧增加,而本文方法方便实现程序化处理,且不需要读取其他软件的数据文件。因此,本文方法在计算多工况的直升机系留载荷时具有非常高的效率。

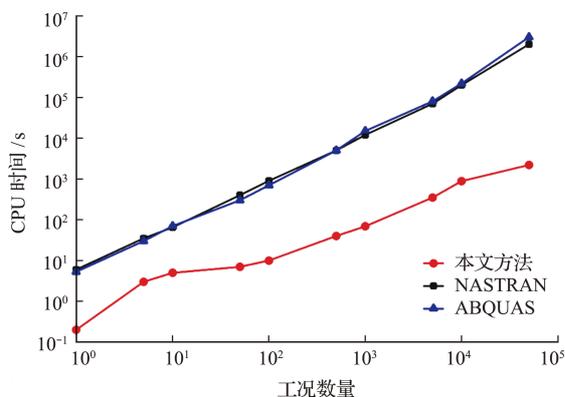


图 4 NASTRAN 软件、ABAQUS 软件和本文方法的 CPU 时间
Fig. 4 CPU times of NASTRAN software, ABAQUS software and the proposed method

5 结论

基于参变量变分原理建立了直升机系留载荷求解的有效方法,将由索具和起落架组成的拉压不

同刚度的材料和几何双重非线性问题,转换为仅几何非线性互补问题求解,极大地提高了结果的收敛性。数值算例中,通过与 NASTRAN 和 ABAQUS 软件比较,结果表明,本文方法对于计算舰载直升机的系留载荷具有较好收敛性和较高计算效率。该方法对提高系留载荷计算效率、快速优化系留方案和设计直升机机身系留接头提供了更可靠的计算依据。

参考文献(References):

- [1] 孙淑苓,田石麟,黄 蓝. 舰载直升机系留载荷及全机应力计算方法研究[J]. 航空学报,1989,10(10):489-494. (SUN Shu-ling, TIAN Shi-lin, HUANG Lan. Analysis methods of Tie-down loads and airframe stress for shipboard-helicopters[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1989, 10(10): 489-494. (in Chinese))
- [2] 徐春雨,章仕彪. 基于非线性静力学模型的飞机系留载荷计算方法研究[J]. 民用飞机设计与研究,2011(3): 14-16. (XU Chun-yu, ZHANG Shi-biao. Research of the method for Tie-down loads calculation based on nonlinearstatical model[J]. *Civil Aircraft Design and Research*, 2011(3): 14-16. (in Chinese))
- [3] 顾伟彬,金秀芬,马 建. 大型固定翼民用飞机系留载荷非线性计算分析[J]. 应用力学学报,2014,31(4): 496-501,2. (GU Wei-bin, JIN Xiu-fen, MA Jian. Non-linear analysis of mooring load for large fixed-wing civil aircraft[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2014, 31(4): 496-501, 2. (in Chinese))
- [4] 王 丹. 舰载直升机系留载荷分析及优化设计研究[D]. 哈尔滨工程大学,2008. (WANG Dan. Research on Analysis of Mooring Loads and Optimization Design for Ship-Based Helicopter[D]. Harbin Engineering University, 2008. (in Chinese))
- [5] 李进军,刘士光,夏鸿飞. 舰载直升机系留计算分析[J]. 华中理工大学学报,1996,24(8): 94-96. (LI Jin-jun, LIU Shi-guang, XIA Hong-fei. Mooring computation of the ship-based helicopter[J]. *Journal of Huazhong University of Science and Technology*, 1996, 24(8): 94-96. (in Chinese))
- [6] 金海波,戴元伦,王 云. 考虑轮胎变形的系留计算模型研究[J]. 航空学报,2008,29(4): 948-953. (JIN Hai-bo, DAI Yuan-lun, WANG Yun. Study on mooring computation model by considering deformation of tyre[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(4): 948-953. (in Chinese))
- [7] 郑亚雄. 基于能量原理的直升机系留载荷计算[J]. 直升机技术,2011(1): 6-9. (ZHENG Ya-xiong. Mooring

- load computation of helicopter based on energy principle[J]. *Helicopter Technique*, 2011(1):6-9. (in Chinese))
- [8] 钟万勰,张洪武,吴承伟.参变量变分原理及其在工程中的应用[M].北京:科学出版社,1997.(ZHONG Wan-xie,ZHANG Hong-wu,WU Cheng-wei. *Parametric Variational Principle and Its Application in Engineering*[M]. Beijing: Science Press, 1997. (in Chinese))
- [9] 张洪武.参变量变分原理与材料和结构力学分析[M].北京:科学出版社,2010.(ZHANG Hong-wu. *Parametric Variational Principle and Mechanics Analysis of Materials and Structures*[M]. Beijing: Science Press, 2010. (in Chinese))
- [10] Zhang H W, He S Y, Li X S, et al. A new algorithm for numerical solution of 3D elastoplastic contact problems with orthotropic friction law[J]. *Computational Mechanics*, 2004, **34**(1):1-14.
- [11] Zhang H W, He S Y, Li X S. Two aggregate-function-based algorithms for analysis of 3D frictional contact by linear complementarity problem formulation[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2005, **194**(50-52):5139-5158.
- [12] 高强,张洪武,张亮,等.拉压刚度不同桁架的动力参变量变分原理和保辛算法[J].振动与冲击, 2013, **32**(4):179-184. (GAO Qiang, ZHANG Hong-wu, ZHANG Liang, et al. Dynamic parametric variational principle and symplectic algorithm for trusses with different tensional and compressional stiffnesses [J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2013, **32**(4):179-184. (in Chinese))
- [13] 刘相斌,张允真.拉压不同模量有限元法剪切弹性模量及加速收敛[J].大连理工大学学报,1994, **34**(6):641-645. (LIU Xiang-bin, ZHANG Yun-zhen. Modulus of elasticity in shear and accelerate convergence of different extension-compression elastic modulus finite element method[J]. *Journal of Dalian University of Technology*, 1994, **34**(6):641-645. (in Chinese))

High-performance method for mooring load computation of helicopter based on parametric variational principle

ZHANG Yan-hui¹, GAO Qiang^{*2}

(1. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China;

2. State Key Laboratory of Structural Analysis for Industrial Equipment, Department of Engineering Mechanics, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: To ensure the security of the carrier helicopter on a warship, the helicopter must be moored on the deck by using a mooring device. The mooring problem of the helicopter can be simplified to a truss consisting of the helicopter body, the rope and undercarriage. The rope is subject only to tension not compression, while the undercarriage is subject only to compression not tension. This indicates that the mooring problem of the helicopter is strongly nonlinear and the effective numerical algorithms are needed. Based on the parametric variational principle, a high-performance method is proposed to compute the mooring load of the helicopter when the large deformation of the structure is considered. This method can accurately determine the states of tension and compression for rope and undercarriage by using the parametric variational principle, and the material nonlinearity analysis of the mooring system is transformed into a complementary problem. The convergence of the results is greatly improved. Compared with the results of NASTRAN and ABAQUS software packages, the accuracy, convergence and efficiency of the proposed method are verified by numerical examples.

Key words: helicopter; mooring load; parametric variational principle; convergence; nonlinear

引用本文/Cite this paper:

张燕辉, 高强. 基于参变量变分原理的直升机系留载荷高性能计算方法[J]. 计算力学学报, 2022, **39**(6):699-705.

ZHANG Yan-hui, GAO Qiang. High-performance method for mooring load computation of helicopter based on parametric variational principle[J]. *Chinese Journal of Computational Mechanics*, 2022, **39**(6):699-705.