

基于非线性静力学模型的飞机系留载荷计算方法研究

徐春雨 章仕彪

(上海飞机设计研究院强度设计研究部,上海 200232)

Research of the Method for Tie-Down Loads Calculation
Based on Nonlinearstatical Model

Xu Chunyu Zhang Shibiao

(Stress Department of SADRI, Shanghai 200235, China)

摘要:由于飞机在强风下系留时,机体承受各方向的载荷较大,因此需对系留结构及系留索是否具有足够的承载能力进行分析,而其中系留载荷的计算就显得异常重要。采用 MSC. Nastran 软件,针对飞机在系留情况下,系留索的单向承载性及起落架与地面的非线性接触特性,通过应用非线性间隙单元,建立了非线性静力仿真模型,并计算了飞机在系留状况下,各系留索承受的张力及各系留点所受的载荷,计算中同时考虑了起落架缓冲支柱空气弹簧力对于系留载荷的影响,从而为飞机系留载荷提供了一种新的有限元计算方法。

关键词:MSC. Nastran;非线性;系留载荷;非线性间隙单元;有限元

【Abstract】 When the airplane is tied-down at high wind velocity, it will be subjected to the large loads. So the carrying capacity of mooring structures and mooring cables should be analyzed, and the calculation of tie-down loads becomes very important. The software of MSC. Nastran is used to establish the nonlinear static model by the application of nonlinear gap elements, in which the one-way bearing characteristics of mooring cables, the nonlinear contact characteristics of landing gear with the ground and the influence of the shock absorber loads on tie-down loads are took into account. Then the tension of mooring cables and the loads at mooring points are calculated. The finite element analysis provides a new method for calculation of the tie-down loads.

【Key words】 MSC. Nastran;nonlinear;tie-down loads;nonlinear gap element;the finite element analysis

0 引言

飞机的停放与系留是指飞机在铺筑的道面上停放与系留。在正常的气候条件下,飞机一般采用轮挡制动。但当出现或预计会出现恶劣的天气时,为了防止飞机产生侧翻或滑移^[1]等破坏现象,保证飞机的安全性,须增加系留措施。尤其在强风情况下,由于飞机承受的各个方向的载荷较大,需对系留结构及系留索是否具有足够的承载能力进行分析^[2],而其中系留载荷的计算就显得异常重要。因此,为了保证飞机系留时的安全性,系留结构及系留索需满足强度要求,需要对飞机的系留状况进行计算分析,得到飞机在外载荷作用下系留索的受力和各个系留点的载荷,从而为系留结构和系留索的强度校核提供关键的载荷条件。

飞机系留载荷传统的计算方法主要有矩阵力法和位移法^[3],但是这两种方法在应用上较为繁琐^[2]。本文基于大型通用软件 MSC. Nastran,研究了飞机系留载荷的有限元计算方法,针对飞机在系留情况下,系留索的单向承载性及起落架与地面的非线性接触特性,通过应用非线性间隙单元,建立了飞机系留载荷计算的 nonlinear 静力仿真模型,并计算了飞机在系留状况下,各系留索承受的张力及各系留点所受的载荷,计算中同时考虑了起落架缓冲支

柱空气弹簧力对于系留载荷的影响,从而为飞机系留载荷分析提供了一种新的计算方法。

1 系留方案简介

通过对国内外民用飞机系留方案的调研,飞机系留点通常布置在机翼、中后机身及起落架上,而根据不同机型各自的构型特点及气动性能,可合理地选择不同的系留点布置方案。本文计算案例根据某型号民用飞机系留要求选用机翼、中后机身及前起落架系留方案,如图 1 所示。



图 1 飞机系留方案示意图

图中前起落架为左、右对称系留,系留索处于系留点所在机身站位平面内;机翼系留点处,系留索左右各两根,对称布置;中后机身系留点处,系留索处于系留点所在机身站位平面内,系留索左右对称布置。

2 基于 MSC. Nastran 系留载荷计算方法

根据 CCAR25 部 § 25. 519(C) 要求,主系留点

及局部结构必须能承受任何方向的 65 节水平风引起的限制载荷^[4]。因此本文针对某型号民用飞机 65 节风速下的系留状况,采用航空业普遍认可的大型通用软件 MSC. Nastran 进行计算,从而有效地为验证条款提供载荷基础。

2.1 模型假设

本文对计算模型做了如下假设:

1) 机身较系留索及起落架缓冲支柱等刚度大很多,因此在模型中假设机身为一刚体,这一假设使结果偏于安全^[3]。

2) 假设起落架缓冲支柱在气动载荷的作用下压缩性能处于线性的范围,因此本文取线性弹簧单元来近似模拟其弹性性能。

2.2 模型简介

根据上述假设,机体采用大刚度梁单元进行模拟;钢索与地面采用 gap 单元连接,以模拟钢索受拉不承压的特性;起落架与地面之间采用非线性 gap 单元以模拟接地点的接触特性,接触时引入了摩擦力的作用,根据国外某机型的参数,地面摩擦系数取 0.2;同时考虑到起落架若是用简单的梁元来模拟的话,会导致向上的气动力首先由飞机重力来平衡,而事实上由于起落架缓冲支柱气动弹性的作用,向上的气动力主要由系留索来承担,因此本文在接地点处建立 spring 单元以模拟缓冲支柱的弹性性能,并通过施加强迫位移的方式来模拟初始静停机状态下起落架缓冲支柱的空气弹簧力。

前起接地点计算模型示意图如图 2 所示,图中 Node22、Node85 和 Node99 为重节点。通过在 Node85 和 Node99 之间建立 spring 单元,并在 Node99 上施加垂向(自由度 3)的强迫位移以模拟初始静停机状态下前起缓冲支柱上的空气弹簧力,其他自由度为刚性约束;在 Node22 和 Node85 之间建立非线性 gap 单元以模拟前起与地面的接触特性(即该单元受压不受拉),并通过释放 Node85 垂向(自由度 3)的位移自由度,使 Node85 和 Node99 之间可以传递垂向载荷。主起接地点计算模型类似。

机体系留计算模型示意图如图 3 所示。

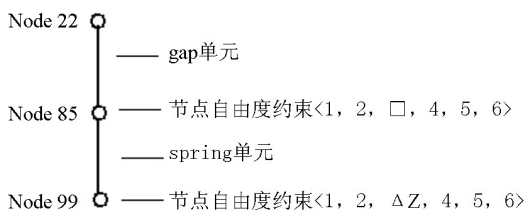


图 2 前起接地点计算模型示意图

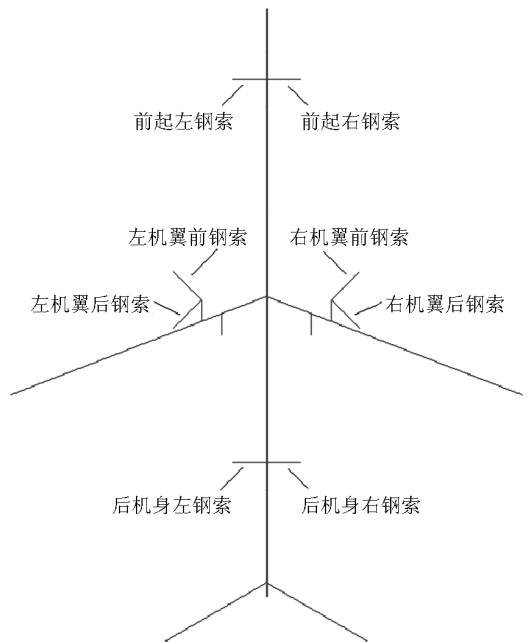


图 3 机体系留计算模型

2.3 载荷条件

飞机在系留状况下,除了受自身的重力外,还受各方向气动载荷的作用。本文由于是方法性研究,因此这里只选取前后左右四个方向 65 节水平风引起的气动力作为载荷条件进行说明,见表 1(为充分验证条款,必要时应选取更多来流方向的气动载荷)。表中升力、阻力、侧力单位为 kg,俯仰、偏航、滚转力矩单位为 kg·m, β 为飞机的对称面与来流方向的夹角,单位为度, 0° 表示正前方来流, 90° 表示正右侧来流, -90° 表示正左侧来流, -180° 表示正后方来流。力矩参考点为飞机的重心,升力、偏航力矩正方向向上,滚转力矩正方向向前,阻力正方向向后,侧力、俯仰力矩正方向向右。

3 系留载荷计算结果与分析

通过运用 Nastran 软件中的 106 非线性求解器,对上述系留工况进行非线性静力求解,可得各工况下系留索承受的张力及各系留点所受载荷。各系留索承受的张力见表 2,各系留点所受的载荷见表 3。

通过上述的计算结果,可看到系留索最大载荷发生在 90° 方向来风,如果考虑 1.5 倍的安全系数,需选用破坏载荷在 $33\ 776.92 \times 1.5 = 50\ 665.38\text{N}$ 以上的系留索,从而有效地为地面设备的选取及设计提供了载荷基础;而系留点的最大载荷发生在 -90° 方向来风,根据载荷的作用方向可进一步校核系留结构的承载能力,从而保证结构满足强度要求,确保飞机在系留状况下的安全性。

表1 系留气动载荷

β	升力	阻力	侧力	俯仰力矩	偏航力矩	滚转力矩
-180	1 096.76	-516.55	35.86	-6 819.66	230.15	-92.05
-90	1 431.90	-463.77	5 373.45	3 876.64	13 077.53	8 274.31
0	1 038.71	94.89	11.84	2 249.58	86.64	27.07
90	1 137.11	-552.74	-5 433.08	1 623.81	-12 911.01	-8 532.88

表2 系留钢索载荷

风向	左机翼前钢索 (N)	左机翼后钢索 (N)	右机翼前钢索 (N)	右机翼后钢索 (N)	后机身左钢索 (N)	后机身右钢索 (N)	前起左钢索 (N)	前起右钢索 (N)
-180	0.00	0.00	0.00	0.00	5 761.45	5 416.94	0.00	0.00
-90	8 939.31	33 368.77	0.00	0.00	6 646.26	0.00	0.00	3 774.45
0	0.00	1 944.90	0.00	1 761.21	0.00	0.00	1 170.52	1 196.48
90	0.00	0.00	7 414.08	33 776.92	0.00	8 510.92	2 663.05	0.00

表3 系留点载荷

风向	左机翼系留点(N)	右机翼系留点(N)	后机身系留点(N)	前起系留点(N)
-180	0.00	0.00	7 908.07, 在后机身左右钢索平面内与左钢索成43.23°	0.00
-90	38 622.27, 在左机翼前后钢索平面内与前钢索成48.44°	0.00	6 646.26, 沿后机身左钢索	3 774.45, 沿前起右钢索
0	1 944.90, 沿左机翼后钢索	1 761.21, 沿右机翼后钢索	0.00	1 673.82, 在前起左右钢索平面内与左钢索成45.63°
90	0.00	38 029.91, 在右机翼前后钢索平面内与前钢索成50.28°	8 510.92, 沿后机身右钢索	2 663.05, 沿前起左钢索

4 结论与展望

本文基于有限元分析方法提出了一种新的系留载荷计算方法,有效地考虑了系留索的单向承载性、起落架与地面的非线性接触特性,并引入了摩擦力的作用,同时考虑了起落架缓冲支柱空气弹簧力对于系留载荷的影响。该方法实用便捷,在工程中具有一定的应用价值。计算中由于作了一定的假设,使结果偏于保守,今后可基于此对计算模型进行进一步的完善。

参考文献:

[1]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.
 [2]李书,何忠桓,徐丽娜.舰载直升机系留座的布置优化[J].航空学报,2005,26(6):715-719.
 [3]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.
 [4]《中国民用航空规章·第25部·运输类飞机适航标准》(CCAR25-R3).中国民用航空总局,2001.