

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2025.03.034

大型民用飞机非线性弹性载荷设计方法研究

刘晓晨, 谭林林

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘 要:结合载荷设计中工程实际需求,研究一种适用于民用大型飞机的非线性静气动弹性配平分析和载荷计算方法。以某民用飞机为算例进行大变形状态的非线性静气动弹性载荷设计分析,并对不同主梁刚度下的非线性配平分析和载荷设计结果进行研究和比较。研究表明:大变形情况下线性配平分析与非线性配平分析的结果差异较大,所得全机攻角、结构变形以及载荷分布均存在一定程度的不同,说明在结构发生较大变形后,线性方法无法对载荷设计正确指导;对比机翼不同主梁刚度计算结果可以看出,弹性载荷计算结果和机翼主梁刚度直接相关,主梁刚度越小,线性和非线性配平结果差异越大。

关键词:民用飞机;非线性;气动弹性;载荷设计

中图分类号:V211.47 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2025)03-0176-04

Research on Nonlinear Elastic Load Design of Large Civil Aircraft

LIU Xiaochen, TAN Linlin

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: Based on the actual engineering requirements in load design, a nonlinear static aeroelastic trimming analysis and load calculation method for civil large aircraft is developed. A civil aircraft is taken as an example to analyze the nonlinear static aeroelastic load of large deformation state, and the nonlinear trim analysis and load design results under different main beam stiffness are studied and compared. Research shows that there is a significant difference in the results of linear and nonlinear trim analysis under large deformation conditions, resulting in varying degrees of attack angles, structural deformation, and load distribution across the entire aircraft, which indicates that linear methods cannot accurately guide load design after significant structural deformation occurs. The comparison of the stiffness calculation results of different main beams on the shows that the elastic load calculation results are directly related to the stiffness of the wing main beam. The smaller the stiffness of the main beam, the greater the difference between linear and nonlinear trim results.

Keywords: civil aircraft; nonlinear; aeroelastic; load design

0 引言

进入 21 世纪以来,超大容量运输机开始研制,其中当前比较著名的机型有 A380、B787 和 An-225。为了得到良好的升阻比和飞行性能,这些飞机一般设计为大展弦比机翼,同时结构中大量复合材料的应用使得飞机质量降低,柔性进一步增大,在气动载荷作用下机翼发生较大的弹性变形,从而产生比较显著的几何非线性效应^[1]。从公布的资料看,B787 飞机巡航状态翼尖变形达到 12% 半展长,最大承载状态翼尖变形达到 26% 半展长^[2]。然而,据了解该飞机在设计时并未考虑结构几何非线性问题,静力试验达到翼尖变形 38% 半展长而机翼未破坏,也说明机翼结构承载效率还有待提高^[3]。

非线性气动弹性问题一般来源于两类非线性因素^[4],一是气动力的非线性问题如大攻角失速颤振问题、跨声速非线性颤振问题、大变形曲面气动动力问题等;另一方面为结构非线性,包括结构间隙、材料以及几何等方面的非线性问题等^[5]。其中结构几何非线性对民用飞机的影响主要体现在两个方面,一方面部件刚度属性会随着受力方式和大小的差异发生改变;另一方面气动外形变形也会导致载荷的大小和分布发生变化。这些非线性问题一直是困扰人们研究气动弹性的难题,也是非线性气动弹性比较突出的研究方向。目前国内针对大型民用客机的几何非线性气动弹性理论研究已有一定基础,包括北航的谢长川团队和中科院力学所的杨国伟团队,其在气动方面分别采用曲面涡格法和 CFD 方法,前者计算速度快但精度较低,

第一作者简介:刘晓晨(1990—),男,陕西渭南人,高级工程师,硕士,研究方向为飞行载荷、气动弹性、飞行仿真等,1203701947@qq.com。

后者计算精度高但效率较低,并且在实际工程型号中的应用还比较少^[6]。为应对我国下一代民用宽体客机的设计需求,必须在飞机设计全周期的不同设计阶段分层次开展系统的基础理论研究、应用方法开发、试验验证研究和工程应用研究。

本文研究一种针对民用大型飞机的非线性全机配平分析和载荷设计方法,其中气动载荷通过高阶面元法中的气动影响系数矩阵进行迭代计算;结构变形利用非线性结构有限元计算方法进行分析;位移和载荷的传递分别引入曲面样条函数和形函数面积坐标加权法进行插值,在保证计算精度的同时可以极大地提升计算效率,便于工程实际型号的大批量工况计算分析。同时,基于以上理论编写了相应的计算分析和结果处理程序,以某民用客机为计算模型,分别进行了典型工况下的线性与非线性配平计算和载荷分析,同时研究了不同的机翼主梁刚度对配平结果的影响,为今后大型民用客机基于非线性的弹性载荷计算和分析提供设计依据和理论支持。

1 理论基础

1.1 高阶气动力计算

本文气动载荷通过高阶面元法中的气动影响系数矩阵基于变形后新的气动外形进行迭代计算,这样能够较好地模拟大变形产生的三维气动力效应^[7]。求解思路表达如下。

首先是求解奇点强度分布 $\{\lambda\}$,通过特定构型 A_{IC} 矩阵和相应的边界条件 $\{b\}$ 进行计算,如下式所示。

$$A_{IC}\{\lambda\} = \{b\} \quad (1)$$

然后根据所得 $\{\lambda\}$ 求出气动网格上下表面流速的平均值 W 和差值 W_d :

$$[W] = [V_{IC}]\{\lambda\} \quad (2)$$

$$[W_d] = [D_D][\lambda] + [D_S][\lambda]n / \{F_{actor}\} \quad (3)$$

式中: V_{IC} 为速度影响系数矩阵; $[D_D]$ 和 $[D_S]$ 分别为当地偶极子强度梯度和源强强度梯度; n 为法向量; $\{F_{actor}\}$ 表示当地压缩系数。

根据 $[W] + 0.5[W_d]$ 即可计算出不同网格外侧扰动速度的大小和分布,进一步可以得出整个气动模型不同位置处的压力系数。本文所用压力系数 C_p 计算公式如下:

$$C_p = Ma^2 (V_\infty \cdot \Delta V)^2 + 1 - |V_\infty + \Delta V|^2 \quad (4)$$

式中: C_p 为压力系数分布; V_∞ 表示来流速度; Ma 表示马赫数大小; ΔV 表示对应的扰动速度。

1.2 结构几何非线性理论

本文在进行几何非线性求解过程中引入更新的Lagrange增量法,其中相关表达式可以表示如下:

$${}^t\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2}({}^t u_{i,j} + {}^t u_{j,i} + {}^t u_{k,i} {}^t u_{k,j}) \quad (5)$$

式中 ${}^t u_{i,j}$ 为时刻 t 位移 u_i 对坐标 x_j 进行偏导求解。

在逐代对增量部分线性化操作之后,可以得到如下积分方程:

$$\int_{IV} {}^t D_{ijkl} {}^t e_{kl} {}^t e_{ij} dV + \int_{IV} {}^t \tau_{ij} {}^t \eta_{ij} dV = {}^{t+\Delta t} Q - \int_{IV} {}^t \tau_{ij} {}^t e_{ij} dV \quad (6)$$

式中 ${}^{t+\Delta t} Q$ 为新增量步的外载荷。

据此可以得出增量部分位移和应变之间的相应关系如下:

$$\begin{cases} {}^t e = {}^t B_L u \\ {}^t \eta = {}^t B_{NL} u \end{cases} \quad (7)$$

将其代入系统积分方程(6),可以建立单元的矩阵方程:

$$({}^t K_L + {}^t K_{NL}) u = {}^{t+\Delta t} \bar{Q} - {}^t F \quad (8)$$

1.3 非线性静气弹分析方法

本文中的非线性静气弹分析通过内外两方面的循环进行求解。其中,结构变形的更新历程对应内部的小循环,气动载荷的求解换代对应外部大循环。在前者的计算过程中,通过弹性变形带来的弹性载荷分量更新气动载荷,以此计算得到新的结构变形,通过传递到新的气动外形产生下一步迭代的增量载荷。在后者计算过程中,通过对内部循环结束后最新的气动载荷进行提取并和目标过载或姿态进行比较,判断是否满足要求。如果存在差异,根据气动数据库修正直至计算结果满足条件。具体的计算过程如图1所示。

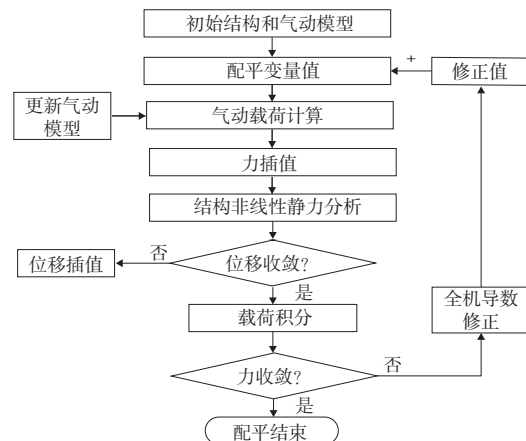


图1 非线性静气弹分析流程图

2 模型描述

结构模型中,飞机被简化为相互连接的梁单元结构,机身、机翼、平尾及垂尾被简化为位于各部件刚轴上的弹性梁并用若干梁单元模拟。全机的质量被离散化为若干集中质量并挂载在对应的结构节点上。算例气动模型为基于真实外形的三维曲面模型。图2为算例的结构有限元模型和气动计算模型。

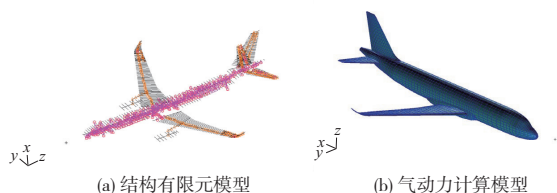


图2 模型示意图

表1 算例计算工况飞行参数

总质量/kg	马赫数	高度/m	速压/Pa	法向过载	俯仰角速度/(°/s)	俯仰角加速度/(°/s ²)	平尾微动角/(°)
78 205	0.698	6 096	15 893	2.50	3.820 4	0.000 0	-0.800 7

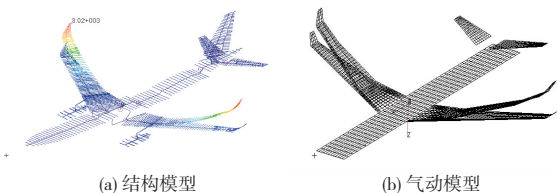


图3 结构和气动模型变形前后对比

3.2 非线性配平分析

基于图1所示的非线性静气动弹性配平流程,得到考虑大变形的非线性配平结果如表2所示。翼尖最大垂向位移为2 729.17 mm,占半翼展的15.25%。

表2 线性与非线性配平结果对比

配平参数	线性	非线性
攻角/(°)	10.23	10.65
翼尖垂向位移/mm	2 936.15	2 729.17
翼尖展向位移/mm	720.90	1 067.80

由表2可以看出,非线性配平的攻角比线性的配平攻角略大,相对线性结果增加了4.1%。翼尖垂向位移相对线性分析减少了7%,而展向位移增加了48.1%。

3 算例分析

本节以上述模型为例进行非线性静气动弹性分析流程方法验证与结果分析,并对线性、仅考虑结构几何非线性以及综合考虑气动和结构非线性的计算结果进行研究比较。表1为算例的计算工况参数。

3.1 线性配平分析

基于 NASTRAN SOL144 对模型进行线性的静气动弹性配平分析,结构和气动变形情况分别如图3所示。可以看出,本工况下线性分析得到的翼尖最大垂向位移为2 936.15 mm,达到了半翼展的16.4%,已经属于大变形的范畴。

线性方法由于是基于小扰动理论,气动载荷采用 DLM 方法进行求解,力和位移都是基于原始结构模型的小范围内计算得出。当结构变形很大时,显然不符合实际情况。而在非线性配平分析流程中,弹性气动载荷利用高阶面元法修正计算,在静气弹迭代中始终根据结构变形更新气动模型。三维气动载荷作用会对计算结果产生影响:1)结构模型主要升力面变形之后投影面积降低,目标载荷下对应更大的攻角;2)刚轴的扭转会使不同站位的局部攻角发生变化,影响载荷的最终分布结果。

图4给出了右机翼不同站位的两个方向的变形大小结果。对比得出,垂向结果中,非线性计算结果稍小于线性,展向结果差异较大,非线性结果中展向变形远大于线性情况,更能反映机翼变形的真实情况,同时产生明显的侧向载荷影响。而侧向变形大小和机翼的弯曲情况正相关,因此会使得线性和非线性分析展向位移产生不同结果。图5给出了线性与非线性得到的机翼气动载荷沿展向的分布情况。可以看出,非线性配平分析采用三维高阶气动力方法,机翼结构弯曲会导致载荷内移,造成气动力臂减小。

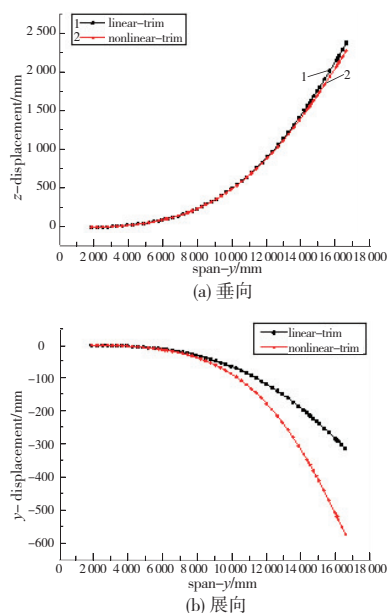


图4 机翼主梁结点垂向和展向位移情况

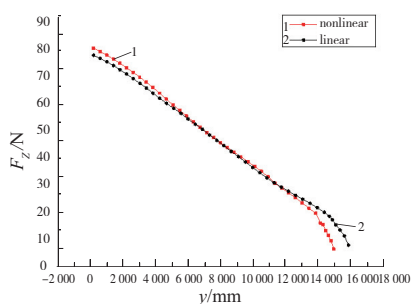


图5 气动载荷沿展向分布情况

3.3 结构刚度对配平分析影响

为了研究结构刚度对配平分析的影响,这里分别选取了 E 为 30 GPa、40 GPa、50 GPa 3 种主梁弹性模量进行本工况的配平分析,并对配平攻角、结构变形以及气动载荷分布进行对比,如表 3 所示。

表3 不同主梁刚度下配平情况对比

E/GPa	项目	线性	非线性
30	攻角/(°)	10.62	11.27
	翼尖垂向位移/mm	3 485.0	3 149.4
	翼尖展向位移/mm	843.4	1 276.1
40	攻角/(°)	10.23	10.65
	翼尖垂向位移/mm	2 936.1	2 729.1
	翼尖展向位移/mm	720.9	1 067.8
50	攻角/(°)	9.89	10.30
	翼尖垂向位移/mm	2 543.3	2 367.8
	翼尖展向位移/mm	631.9	892.0

由表 3 可以看出,无论是线性还是非线性配平分析,机翼主梁的刚度越小,配平时结构变形越大,且飞机所需配平攻角均随着变形的增加而增大。这一变化是由机翼在飞行载荷作用下产生负的扭转变形以及机翼有效升力面积减小所导致的。

对比线性与非线性配平计算的结果可以看出,对于 3 种不同的结构刚度,均有非线性配平攻角略大于线性结果,最大垂向位移相比线性分析减小,最大展向位移相比线性显著增加。同时,机翼结构刚度越小,线性与非线性配平分析结果差异越大。为具体展示结构变形的差异,图 6 给出了 3 种主梁刚度情况下,线性与非线性配平分析得到的机翼主梁结点垂向和展向位移的分布情况。

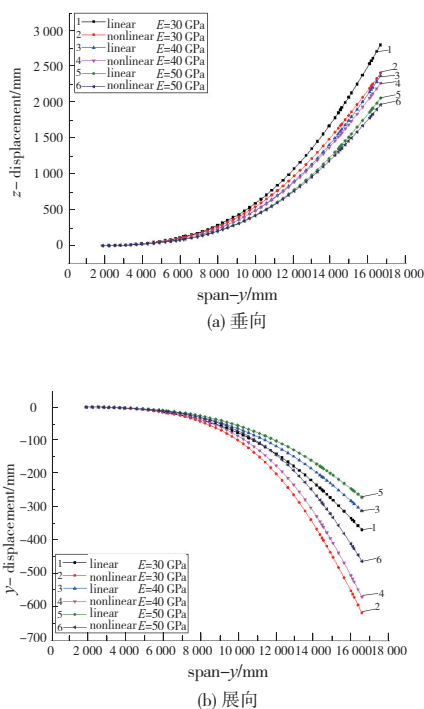


图6 不同主梁刚度下主梁结点垂向和展向位移情况

4 结语

本文结合载荷设计中工程实际需求,研究出一种适用于民用大型飞机的非线性静气动弹性配平分析和载荷计算方法并编写了相应的计算分析和结果处理程序。同时,以某民用客机为例进行全机非线性弹性配平分析,与传统线性分析的结果进行了对比,并对不同主梁刚度下的非线性配平分析和载荷设计结果进行了研究和比较。具体如下:

(下转第 191 页)

- [10] 宋欣,王娜,李广有. 基于模态观测器的挠性航天器自适应滑模控制[J]. 机械制造与自动化,2022,51(4):161-165.
- [11] BAEK J, JIN M L, HAN S. A new adaptive sliding-mode control scheme for application to robot manipulators [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2016, 63(6):3628-3637.
- [12] WANG Y, GU L Y, XU Y H, et al. Practical tracking control of robot manipulators with continuous fractional-order nonsingular terminal sliding mode [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2016, 63(10):6194-6204.
- [13] VAN M, MAVROVOUNIOTIS M, GE S S. An adaptive backstepping nonsingular fast terminal sliding mode control for robust fault tolerant control of robot manipulators[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2019, 49(7):1448-1458.
- [14] GONG W Q, LI B, YANG Y S, et al. Fixed-time integral-type sliding mode control for the quadrotor UAV attitude stabilization under actuator failures[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 95:105444.
- [15] LIU J J, SUN M W, CHEN Z Q, et al. Super-twisting sliding mode control for aircraft at high angle of attack based on finite-time extended state observer [J]. Nonlinear Dynamics, 2020, 99(4):2785-2799.
- [16] 梁天添,王润泽,李科信,等. 基于扰动观测器的卫星姿态控制系统自适应有限时间容错控制[J]. 中国惯性技术学报,2022,30(3):403-411.
- [17] 赵凯旋,王树波,李冬伍. 基于改进型趋近律的机械臂滑模控制[J]. 控制工程,2022,29(12):2221-2226.
- [18] GAOW B, HUNG J C. Variable structure control of nonlinear systems: a new approach [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 1993, 40(1):45-55.
- [19] FALLAHAC J, SAAD M, KANAAN H Y, et al. Sliding-mode robot control with exponential reaching law [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2011, 58(2):600-610.
- [20] BHATS P, BERNSTEIN D S. Finite-time stability of continuous autonomous systems [J]. SIAM Journal on Control and Optimization, 2000, 38(3):751-766.
- [21] BHATS P, BERNSTEIN D S. Geometric homogeneity with applications to finite-time stability [J]. Mathematics of Control, Signals and Systems, 2005, 17(2):101-127.

收稿日期:2023-07-26

(上接第179页)

1) 本文研究的方法中气动模型能够跟随结构位移不断修正,同时在结构静力分析时可进行随动加载,可对民用大型飞机在大变形构型下的配平特性作出较为准确的预测,为载荷设计提供重要依据;

2) 对比线性与非线性计算结果可以看出,载荷严重工况线性配平分析与非线性配平分析的结果差异较大,所得全机攻角、结构变形以及载荷分布均存在一定程度的不同,说明在结构发生较大变形后,线性方法无法对载荷设计正确指导;

3) 对比机翼不同主梁刚度计算结果可以看出,弹性载荷计算结果和机翼主梁刚度直接相关,主梁刚度越小,线性和非线性配平结果差异则越大。

参考文献:

- [1] XIE C C. Static/dynamic coupling theory and test study

of aircraft aeroelastic stability [D]. Beijing: Beihang University, 2009.

- [2] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册(第9册 载荷、强度和刚度)[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
- [3] 杨超,吴志刚,万志强,等. 飞行器气动弹性原理[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2011.
- [4] RODDEN W P, JOHNSON E H. MSC/Nastran aeroelastic analysis user's guide V68 [M]. Los Angeles: MSC Software Corporation, 1994.
- [5] 刘耘臻,万志强,杨超. 飞行载荷外部气动力的二次规划等效映射方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(3):541-547.
- [6] 李旭阳,万志强,王晓喆,等. 考虑多巡航工况的大型飞机气动弹性优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8):1628-1637.
- [7] 刘焱,杨澜,谢长川. 基于曲面网格法的柔性飞机静气动弹性分析[J]. 工程力学, 2018, 35(2):249-256.

收稿日期:2023-08-16