

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2024.04.001

民用飞机静气弹载荷快速修正方法研究

张 强 尼 早* 罗文莉

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘 要: 本文旨在研究民用飞机静气弹载荷修正方法。在充分考虑现代大展弦比民用飞机设计特征和载荷修正要求的基础上,对现有的基于工程梁和片条气动力理论的静气弹载荷修正方法进行补充和完善,建立了一套完整的设计流程和计算方法,并结合风洞试验数据对该方法进行了验证。数值算例表明该方法计算速度快,计算精度满足工程应用需求,具有工程实用价值。

关键词: 弹性变形;载荷分布;静气弹;载荷修正;风洞试验

中图分类号: V211.4

文献标识码: A

OSID:



0 引言

飞机在飞行过程中,无时无刻不承受着载荷,准确预测飞机载荷是研制新机的关键技术^[1],也是飞机结构强度设计的基础。由于真实飞机为连续弹性体,分布载荷的作用必然引起结构变形,使得气动力分布发生变化。且随着飞机设计技术的不断发展,大量复合材料以及大展弦比设计应用到机翼中,考虑飞机的弹性变形对载荷的影响越来越重要。同时,民用飞机适航条款也规定:如果载荷作用下的变形会显著改变外部载荷或内部载荷的分布,则必须考虑载荷分布变化的影响^[2]。可见建立有效的民用飞机静气弹载荷修正方法是十分必要的。另一方面,民用飞机运行场景复杂、工况数量庞大,这对修正方法的计算效率也提出了很高的要求。

截至目前,国内外学者已经建立了多种有效的静气弹载荷修正方法以考虑载荷分布变化的影响。MSC. Flightloads 平台^[3]利用线性结构有限元方法考虑弹性变形,采用偶极子格网法计算气动力,通过求解气动弹性线性方程组得到载荷重分布结果。另外,采用计算结构动力学(computational structural

dynamics,简称 CSD)与计算流体力学(computational fluent dynamics,简称 CFD)耦合计算进行静气弹载荷修正也成为了近年的研究趋势^[4],该耦合方法一般采用模态法^[5]进行结构变形计算,基于动网格技术^[6]进行迭代计算,计算精度较高。但存在计算量大、计算周期长的问题,不能满足大量工况的修正需求。

目前,在工程中应用得更多的是基于 NACA-TN3030 报告^[7]所发展起来的一种快速修正方法,该方法的理论基础是工程梁法^[8]和片条气动力理论^[8]。它的气动模型建模简单,能与结构模型高效配合,计算速度快,能够满足大量载荷工况的修正要求。刘亚美等人^[9]将此方法应用到某型号飞机分布载荷计算中,结果表明,该方法是一种实用且可靠的线性方法。瞿进^[10]结合飞行载荷设计的特点,对该方法的设计细节进行了完善。郭天天等人^[11]用亚音速线性化理论改进了该方法中的二元升力线气理论,并应用于疲劳载荷计算,扩展了该方法的应用范围。尽管该方法已得到了一定程度的应用,但对其结果的试验验证工作还鲜有报道^[12],其在解决实际工程问题中的精确程度依然未知。

* 通信作者。E-mail: nizao@comac.cc

引用格式: 张强,尼早,罗文莉.民用飞机静气弹载荷快速修正方法研究[J].民用飞机设计与研究,2024(4):1-7. ZHANG Q, NI Z, LUO W L. Fast correction method of static aeroelastic load correction for civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2024(4):1-7(in Chinese).

本文对现有的基于工程梁和片条气动力理论的静气弹载荷修正方法进行了补充和完善,建立了一套完整的设计流程和计算方法,并结合风洞试验数据对该方法进行了验证。

1 修正流程

首先建立静气动弹性载荷修正流程,以机翼的几何外形、刚度以及刚性载荷作为输入,以弹性修正后的分布载荷作为输出。

修正流程主要包括以下 4 个步骤:

a) 刚性载荷计算

刚性载荷的数据来源于风洞试验中刚性模型测压点的压力系数。因为输出的分布载荷将直接转换为有限元节点载荷,所以对网格密度有较高的要求。但测压数据点分布相对稀疏,所以需要先基于气动外形建立致密的面元网格,然后将测压点数据插值到面元节点上。

b) 机翼变形计算

计算外载荷引起的机翼变形时,采用一根变刚度的工程梁来描述机翼,机翼变形用梁的变形代替,分为弯曲变形和扭转变形。对于后掠机翼,顺气流剖面的迎角改变量由这两部分变形共同决定。

c) 各站位气动力变化计算

机翼变形会引起各站位气动力发生改变,采用马蹄涡影响系数法可计算出各站位气动力增量,由气动力增量计算出各站位由弹性变形引起的迎角改变量,循环迭代可得到各站位收敛后的气动力增量。

d) 弹性修正后的分布载荷计算

上述计算步骤获得了弹性修正后各站位的迎角改变量以及气动力增量,该步骤进一步将它们转化为弹性修正后的分布载荷并完成输出。

详细的计算流程如图 1 所示。

需要说明的是,在各站位气动力分布变化计算过程中,需将计算出的各站位气动力分布变化量作为输入进行下一次迭代计算,以获取各站位附加迎角变化量。根据各站位附加迎角变化量是否为 0 来判断计算是否收敛,如果还未收敛,将更新各站位迎角,进入下一次迭代运算,直至收敛为止。

2 修正方法

2.1 刚性分布载荷计算

首先,对机翼进行网格划分,将风洞试验数据

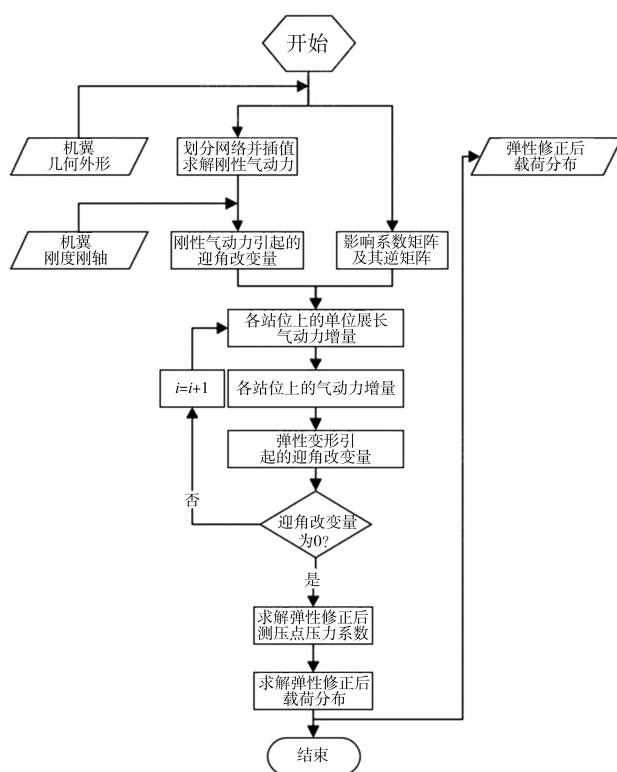


图 1 静气动弹性载荷修正流程图

库中各个剖面的压力系数通过双线性插值的方法插值到网格单元点上,得到每个网格单元的压力系数,如图 2 所示。已知第 i 个网格单元中心点 $O = (x, z)$, 与其相邻的四个风洞数据测压点为 $Q_{11} = (x_1, z_1)$ 、 $Q_{12} = (x_1, z_2)$ 、 $Q_{21} = (x_2, z_1)$ 、 $Q_{22} = (x_2, z_2)$, 它们对应的风洞测压点的压力系数分别为 $cp(Q_{11})$ 、 $cp(Q_{12})$ 、 $cp(Q_{21})$ 和 $cp(Q_{22})$ 。

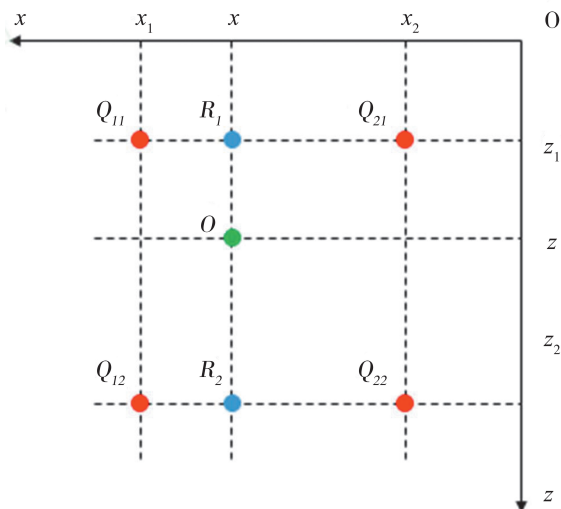


图 2 双线性插值

其次,在 X 方向进行线性插值得到 R_1 以及 R_2 的压力系数 $cp(R_1)$ 、 $cp(R_2)$; 再对 Z 方向进行线性插值,通过上一步计算出的 R_1 与 R_2 在 z 方向上插值计算出 $cp(O)$, 则第 i 个网格单元的压力系数 $cp(i) = cp(O)$ 。计算公式如下:

$$cp(R_1) = \frac{x_2 - x}{x_2 - x_1}cp(Q_{11}) + \frac{x - x_1}{x_2 - x_1}cp(Q_{21}) \quad (1)$$

$$cp(R_2) = \frac{x_2 - x}{x_2 - x_1}cp(Q_{12}) + \frac{x - x_1}{x_2 - x_1}cp(Q_{22}) \quad (2)$$

$$cp(O) = \frac{z_2 - z}{z_2 - z_1}cp(R_1) + \frac{z - z_1}{z_2 - z_1}cp(R_2) \quad (3)$$

通过公式(4),可以计算得到每个网格单元所受气动力,从而计算每个刚轴点所受的累积剪力 F 、弯矩 M 和扭矩 T 。

$$\vec{f}(i) = cp(i) \times s(i) \times \vec{v}(i) \times q \quad (4)$$

式中: $s(i)$ 为网格单元面积; $\vec{v}(i)$ 为网格单元方向向量; q 为动压。

如图 3 所示, $P(x', y', z')$ 为任一网格单元的中点坐标, $G(x, y, z)$ 为任一刚轴点的坐标, 累积载荷从翼尖往翼根累积, 通过 $z'(i) < z(i)$ 判断共有 n 个网格单元在此刚轴点的翼尖侧, 则此刚轴点的累积载荷为:

$$F = \sum_{i=1}^n f_y(i) \quad (5)$$

$$M_x = \sum_{i=1}^n \{ [x'(i) - x(i)]f_y(i) - [y'(i) - y(i)]f_x(i) \} \quad (6)$$

$$M_z = \sum_{i=1}^n \{ [y'(i) - y(i)]f_z(i) - [z'(i) - z(i)]f_y(i) \} \quad (7)$$

式中: $f_x(i)$ 、 $f_y(i)$ 以及 $f_z(i)$ 为网格单元气动力分别在 x 、 y 以及 z 轴上的分量, 求得弯矩和扭矩

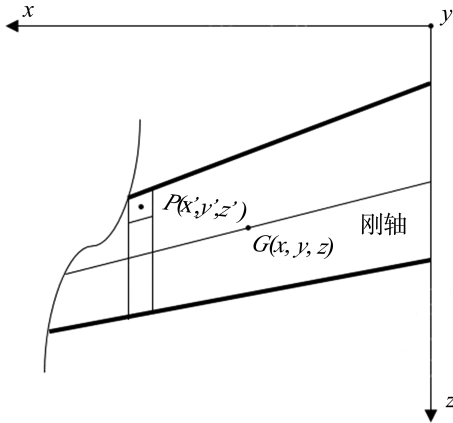


图 3 累积载荷求解

都是对 x 轴和 z 轴取矩, 若要对刚轴取矩, 需进行以下转化 (Λ 为机翼后掠角):

$$T = M_x \cos \Lambda + M_z \sin \Lambda \quad (8)$$

$$M = -M_x \sin \Lambda + M_z \cos \Lambda \quad (9)$$

2.2 机翼变形计算

在机翼变形计算中, 假设机翼为弹性悬臂梁, 通过求解机翼刚轴上的弯矩 M 和扭矩 T 来求解顺气流剖面迎角变化量 (如图 4 所示) [7]:

$$\Delta \alpha_{s0} = -\int_0^s \frac{\Delta M \cdot \sin \Lambda \cdot ds}{EI} + \int_0^s \frac{\Delta T \cdot \cos \Lambda \cdot ds}{GJ} \quad (10)$$

式中, s 为沿刚轴方向自翼根到计算点的距离, Λ 为机翼后掠角, EI 为抗弯刚度, GJ 为抗扭刚度。

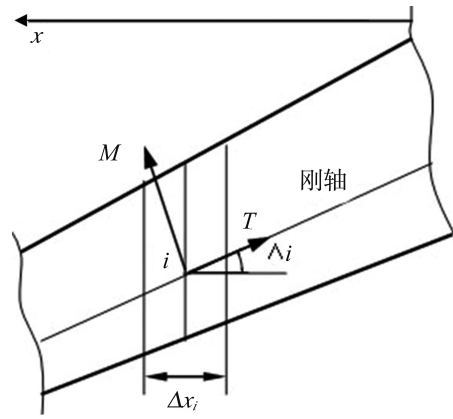


图 4 机翼刚轴上的弯矩和扭矩

将机翼从翼尖到翼根离散成 n 段, 可将弯矩和扭矩写成列向量形式:

$$\{M\} = [M(1) \quad M(2) \quad \cdots \quad M(n)]^T \quad (11)$$

$$\{T\} = [T(1) \quad T(2) \quad \cdots \quad T(n)]^T \quad (12)$$

由图 4 中的几何关系可得:

$$ds \approx \Delta s = \frac{\Delta x(i)}{\cos \Lambda(i)} \quad (13)$$

其中, Δx 为划分片条宽度。

计算迎角变化量时从翼根到翼尖累积, 则可以求得由每个刚轴站位上的刚性分布载荷引起的顺气流剖面的迎角变化 $\{\Delta \alpha_{s0}\}$ 。机翼的弹性变形会带来机翼载荷变化 $\{\Delta M_1\}$ 和 $\{\Delta T_1\}$, 此部分载荷变化引起 $\{\Delta \alpha_{s1}\}$, 以此迭代计算, 直到翼尖处顺气流剖面迎角变化 $\Delta \alpha_{sk}(1) = 0$, 最终得到顺气流剖面迎角变化为:

$$\{\Delta \alpha_s\} = \{\Delta \alpha_{s0}\} + \{\Delta \alpha_{s1}\} + \cdots + \{\Delta \alpha_{sk}\} \quad (14)$$

2.3 影响系数计算

首先在机翼上布置如图 5 所示的马蹄涡, 从翼

尖至翼根编号 1 到 n 。马蹄涡的参考点布置在机翼的 1/4 弦线处,为满足后缘边界条件在 3/4 弦线上布置控制点,由这个马蹄涡系构造马蹄涡影响系数矩阵 $[K]$,其元素值 K_{ij} 表示第 i 个控制点受到同侧翼面上(图中左翼) Γ_j 以及另一侧翼面相同位置的马蹄涡的共同影响。其中, Γ_j 为第 j 个马蹄涡的强度,由毕奥-萨瓦公式可计算各个涡段对第 i 个控制点的影响系数^[13]。

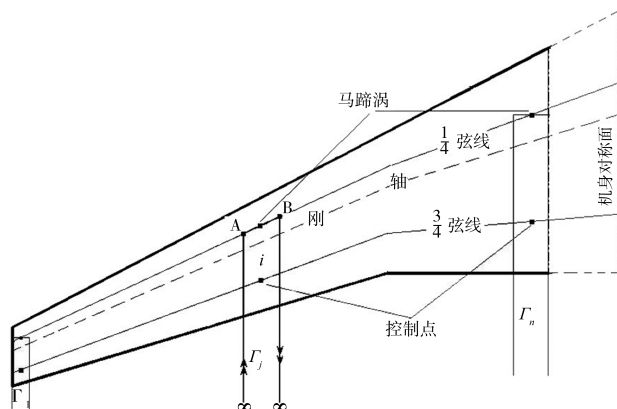


图 5 马蹄涡布置

2.4 气动分布变化计算

此部分计算中不考虑机翼剖面弯度变形及剖面弦向压心的变化,对机翼剖面的顺流迎角增量采用线性处理。按前文机翼上马蹄涡的布置,在刚性机翼计算中,矩阵方程见公式(15):

$$[K] \{ \Gamma \} = -V_0 \{ \alpha \} \quad (15)$$

式中: $[K]$ 为影响系数矩阵; $\{ \Gamma \}$ 为环量列阵; V_0 为自由来流速度; $\{ \alpha \}$ 为迎角分布列阵。

根据库塔-儒科夫斯基定理有:

$$\{ e \} = \rho V_0 \{ \Gamma \} \quad (16)$$

式中: $\{ e \}$ 为单位展长的气动分布增量; ρ 为空气密度。

联立公式可得:

$$\{ e \} = -\rho V_0^2 [K]^{-1} \{ \alpha \} \quad (17)$$

2.5 弹性修正后的分布载荷计算

通过 2.2 节方法求得第 i 个测压剖面弹性修正后的迎角 α_i , 风洞试验数据库中的数据包含不同迎角下各个测压点的压力系数。通过 $\alpha_{q_1} < \alpha_i < \alpha_{q_2}$ 判断出修正后的迎角 α_i 在风洞试验数据库两个相邻迎角 α_{q_1} 和 α_{q_2} 的范围内,则可以得此剖面第 i 个测压点弹性修正后的压力系数:

$$cp_i(i) = cp_{q_1}(i) + \frac{\alpha_i - \alpha_{q_1}}{\alpha_{q_2} - \alpha_{q_1}} [cp_{q_2}(i) - cp_{q_1}(i)] \quad (18)$$

式中: cp_{q_1} 和 cp_{q_2} 为对应迎角 α_{q_1} 和 α_{q_2} 的压力系数。

最后,通过 2.1 节的分布载荷计算方法可得到弹性修正后的分布载荷。

3 方法验证

3.1 算例介绍

本文选取某型民用飞机机翼风洞试验模型为分析对象。风洞试验模型包含一副刚性机翼模型和一副弹性机翼模型。对于刚性模型,测量数据包含测压点处的气动压力系数以及翼根的累积载荷(弯矩、剪力和扭矩)。弹性模型的测量数据为翼根累积载荷(弯矩、剪力和扭矩)。

本文选取以下两种典型工况作为算例:工况 1 的计算条件为飞行马赫数 0.6,迎角 5° ;工况 2 的计算条件为飞行马赫数 0.8,迎角 5° 。

3.2 弹性载荷修正分析

根据图 1 的计算流程,需要先按照 2.1 节介绍的理论方法插值计算刚性气动力,并与风洞试验测量出的刚性模型翼根累积载荷对比。选取低、中、高网格密度(对应网格数量为 190、760 以及 1 710),验证刚性气动力插值计算方法的准确性,这里选取工况 1 进行对比分析,如表 1 所示。

表 1 刚性模型翼根累积剪力对比

网格密度	网格数量	插值计算 累积剪力/N	天平测量 累积剪力/N	误差
低	190	6 045.18	6 143.35	1.60%
中	760	6 140.00	6 143.35	0.05%
高	1 710	6 140.60	6 143.35	0.04%

由表 1 的数据可知,使用中密度网格就可以达到满意的计算精度,因此在后续计算中采用中密度网格划分方法,保证计算效率。中密度网格的划分结果如图 6 所示,图中 b 为翼展,展向沿 x 轴,以下用 x/b 代表机翼展向相对位置。

根据第 1 节机翼弹性修正流程对机翼的弹性载荷进行计算,得到如图 7 所示的工况 1 压力分布云图。由图 7 可知,弹性修正后上表面前缘的负压区以及下表面的正压区相比于刚性模型有所减小,尤其是在靠近翼尖的位置变化明显。这是由于靠近翼尖位置刚度较小,由气动力造成的结构变形较大,造成分布载荷变化较大。这与试验中观察到的

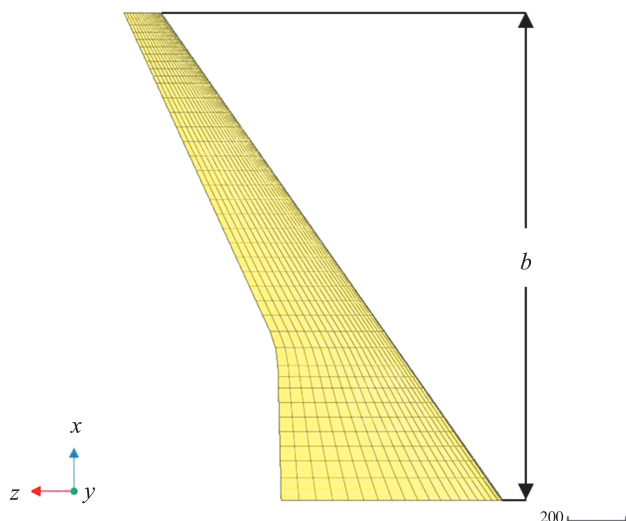


图6 机翼网格划分

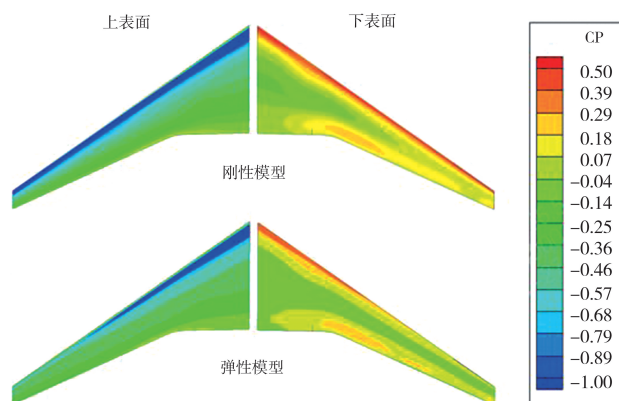


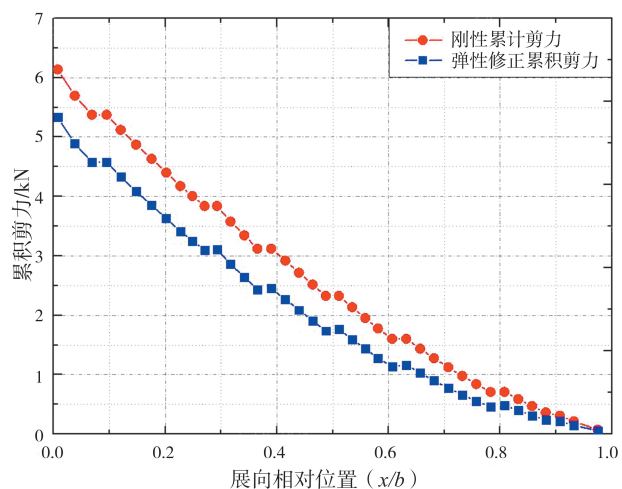
图7 压力系数云图

现象一致,说明了修正方法的有效性。

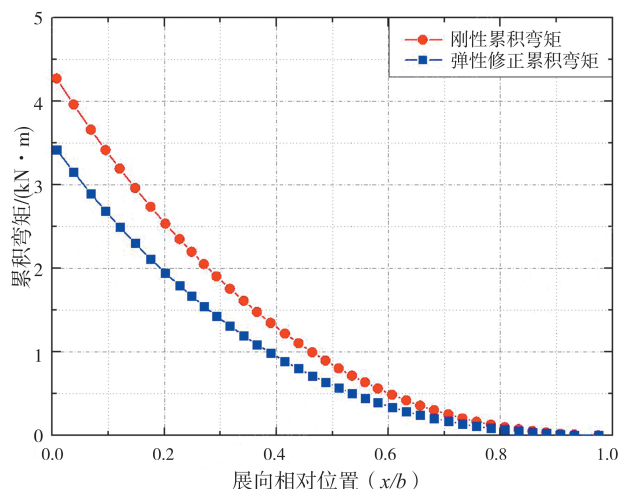
进一步对累积载荷进行求解,弯矩和扭矩是对图3中 x 轴和 z 轴取矩,结果如图8所示。在各个站位上弹性修正的累积载荷均小于刚性累积载荷,同时越靠近翼根的位置累积载荷的差值越大。这是由于机翼的气动压心在刚轴之后,使得机翼产生负扭角(如图9所示),从而使机翼上的升力减小,累积剪力同步减小。

载荷在机翼上是从翼尖向翼根逐渐累积的,因此翼根处的弹性与刚性剪力之间的差异最为显著。具体来说,翼根的弹性累积剪力比刚性累积剪力减少了13.15%。

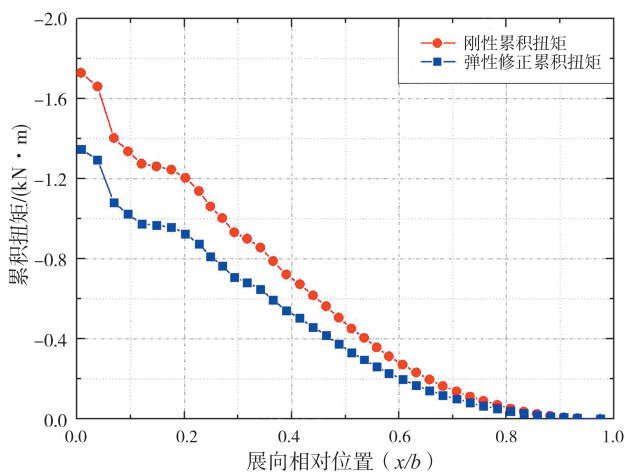
由于机翼的弯曲变形导致压力中心向内移动,升力减小的同时,升力臂的长度也在缩短。因此,弹性累积弯矩相对于刚性弯矩较小,翼根的弹性累积弯矩比刚性弯矩减少了19.80%。



(a) 累积剪力对比



(b) 累积弯矩对比



(c) 累积扭矩对比

图8 累积载荷对比

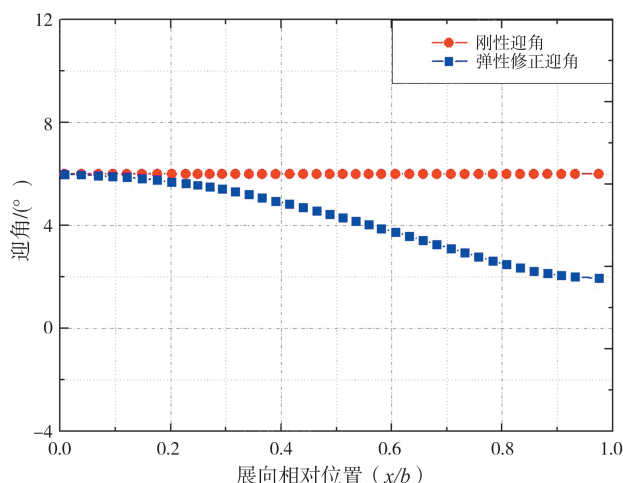


图9 迎角变化

机翼产生的负扭角使得气动压力中心前移,并且升力减小,这导致弹性累积扭矩也比刚性扭矩要小。翼根的弹性累积扭矩比刚性扭矩减少了 22.10%。

工况 2 的计算结果与工况 1 结果的趋势相同。

表 2 展示了本文方法对两个算例工况的计算时间(计算机 CPU 主频为 2.6 GHz,运行内存为 16 GB),数据表明本文所采用的方法计算速度快,能够满足大量工况的修正需求。使用单台计算机对 1 万个工况进行修正,耗时在 30 min 以内。

最后,将计算得到的结果与试验数据进行对比,如表 3 所示。从表 3 可以看出,两个工况计算的翼根剪力和弯矩与试验结果对比,误差都在 10% 以内,翼根扭矩误差稍大,略超 10%。且本文计算结果与试验结果相比均偏保守。

这表明本文所建立的修正方法能够在保证计算效率的同时达到工程满意的精度要求。

表2 理论方法计算时间

工况	计算时间/s
工况 1	0.11
工况 2	0.14

表3 弹性模型翼根累积载荷对比

工况	载荷名称	本文方法	模型风洞试验结果	误差
工况 1	翼根累积剪力/kN	5.33	4.88	9.19%
	翼根累积弯矩/kN·m	3.42	3.26	5.00%
	翼根累积扭矩/kN·m	-1.34	-1.22	10.23%

表3(续)

工况	载荷名称	本文方法	模型风洞试验结果	误差
工况 2	翼根累积剪力/kN	5.90	5.43	8.56%
	翼根累积弯矩/kN·m	3.91	3.68	6.24%
	翼根累积扭矩/kN·m	-1.59	-1.43	11.17%

4 结论

本文充分考虑现代大展弦比民用飞机设计特征和载荷修正要求,对现有的基于工程梁和片条气动理论的静气弹载荷修正方法进行了补充和完善,建立了一套完整的设计流程和计算方法。所建立的修正方法逻辑清晰、建模过程简单、迭代收敛迅速,适合工程应用;进一步结合弹性模型风洞试验数据对该方法进行了验证。算例对比分析结果表明本文所建立的快速修正方法能够在保证计算效率的同时达到工程满意的精度要求。

参考文献:

- [1] 郑诚行. 大型运输机的飞行载荷设计[C]//中国航空学会. 大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年学术年会论文集. [出版地不详: 出版者不详], 2007: 251-256.
- [2] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标准: CCAR-25-R4[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.
- [3] RODDEN W P, JOHNSON E H. MSC/Nastran aeroelastic analysis user's guide[M]. New York: the MacNeal-Schwendler Corporation, 1994: 1-4.
- [4] 张宝升, 王军利, 刘志远, 等. 大展弦比复合材料机翼几何非线性静气动弹性研究[J]. 复合材料科学与工程, 2023(4): 78-86.
- [5] 崔久红, 张建刚, 郑其浩. 大展弦比太阳能无人机气动载荷计算方法研究[J]. 西安航空学院学报, 2023, 41(3): 9-14.
- [6] 范锐军, 冯朝辉, 周洲. 大展弦比无人机的静气弹问题计算及分析[J]. 力学季刊, 2009, 30(4): 548-554.
- [7] GRAY W L, SCHENK K M. A method for calculating the steady-state loading on an airplane with a wing of arbitrary planform and stiffness[M]. Chicago: Boeing Airplane Company, 1953.
- [8] 刘晓晨. 基于外部气动力和片条法的静气动弹性方法研究[J]. 力学与实践, 2019, 41(6): 665-670.
- [9] 刘亚美, 张智. 大展弦比机翼载荷分布的气动弹性修正[J]. 民用飞机设计与研究, 2009(2): 5-7, 10.

- [10] 瞿进. 机翼载荷弹性修正[J]. 民用飞机设计与研究, 2009(4): 20-22, 27-29.
- [11] 郭天天, 王天. 基于静气弹修正的亚音速大展弦比飞机疲劳载荷计算研究[J]. 安徽师范大学学报(自然科学版), 2018, 41(3): 238-245.
- [12] 张建刚, 孙仁俊, 金鑫. 大展弦比后掠机翼静气弹效应对气动载荷的影响实验与分析[J]. 应用力学学报, 2017, 34(3): 570-575, 616.
- [13] 赵永辉. 气动弹性力学与控制[M]. 北京: 科学出版

社, 2007: 21-25.

作者简介

张 强 男, 本科。主要研究方向: 气动弹性设计。E-mail: zhangqiang6@comac.cc

尼 早 男, 博士, 研究员, 博士生导师。主要研究方向: 飞机载荷设计、气动弹性设计。E-mail: nizao@comac.cc

罗文莉 女, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 飞机载荷设计、水上迫降载荷设计。E-mail: luowenli@comac.cc

Fast correction method of static aeroelastic load correction for civil aircraft

ZHANG Qiang NI Zao* LUO Wenli

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

Abstract: The research object of this paper is the static aeroelastic load correction method of civil aircraft. On the basis of fully considering the design characteristics and load correction requirements of modern civil aircraft with high aspect ratio, the existing static aeroelastic load correction method based on the aerodynamic theory of engineering beams and strips is supplemented and improved, and a complete design flow and calculation method is established. The method is verified by the wind tunnel test data. Numerical examples show that the method is efficient and accurate, and has high engineering application value.

Keywords: elastic deformation; load distribution; static areoelasticity; load correction; wind tunnel test

* Corresponding author. E-mail: nizao@comac.cc