改进升力线理论和风洞试验结合的 气动弹性修正方法

作者一, 党西军

摘 要:本文介绍了一种基于亚音速稳态定常流改进升力线理论与风洞试验相结合的大展弦比亚音速飞机 的弹性翼面气动力分布载荷修正方法,设计目的是为了考虑具有大展弦比、弹性翼面结构的飞机翼面结构 弹性变形对气动载荷分布的影响。

本方法在飞机翼面载荷设计中考虑了弹性变形的影响,满足了飞机设计规范中对结构载荷设计的条款 要求,对静强度和疲劳设计都有直接影响,对刚度设计和气动力设计优化有重要的反馈评估作用。 关键词:升力线理论,大展弦比,风洞试验,气动弹性修正,气动载荷分布 中图分类号: V 211.8 **文献标识码:** A

Aircraft Aeroelastic Correction Method Based on Combination of Improved Lifting-line Theory and Wind Tunnel Test

Dang Xijun

Abstract: In this paper, a modified method for aerodynamic load distribution on the elastic wing surface of a subsonic high aspect ratio aircraft based on the improved lift line theory of subsonic steady flow and wind tunnel test is presented, and the purpose of the design is to consider the influence of the elastic deformation of the wing structure on the aerodynamic load distribution.

This method considers the influence of the elastic deformation and meets the requirements of structural load design in the aircraft design specification which has direct influence on static strength and fatigue design and plays an important role in the feedback evaluation of stiffness design and aerodynamic design optimization.

Key words: lift line theory, high aspect ratio,tunnel test, aerodynamic elastic correction, aerodynamic load distribution

0 引言

现代飞机的大部件如机翼、平尾和垂尾 等主翼面是飞机结构的主要承力、传力部件, 其设计技术是飞机设计的核心关键技术之 一,《民用飞机适航规章》、《军用飞机结构 强度规范》^[1]、《飞机设计载荷计算指南》^[2]、 《飞机设计手册》(第9册)^[3]要求必须飞 机载荷计算必须考虑结构弹性, 它对飞机的 安全性、经济性有着重大影响。由于结构的 柔性影响,在载荷作用下会产生几何形状和 相对几何位置的变化,这种变化必然会影响 原来内部和外部载荷的分布,以机翼为例, 由于弯曲和扭转变形的影响,不仅表面气动 力的分布和方向都发生了变化,而且结构内 部的燃油也要发生流动,从而改变了原惯性 力的分布。所以在飞机翼面载荷设计中必须 考虑弹性变形影响。

气动弹性对机翼的载荷分布有着重要 的影响,特别是对于后掠机翼,在外载荷的 作用下,扭转及弯曲都将造成后掠机翼顺流 仰角展向分布的改变。对于直机翼,弯曲并 不造成迎角改变,仅扭转引起迎角变化。

一般而言,气动弹性影响将造成后掠机 翼的负扭角,并且该弹性扭角的分布是从翼 根到翼尖逐渐增大,造成机翼压力中心沿展 向的内移。所以,在保持总升力不变的条件 下,气动弹性对机翼载荷的贡献主要表现在 翼根及中外翼弯矩减小,同时机翼扭矩也会 发生变化。计入弹性影响降低机翼弯矩从而 减小结构重量有着重要的实际意义。

载荷的重新分布主要是考虑气动载荷 和惯性载荷的重新分布,分析计算的关键在 于确定结构的影响系数矩阵。

当前该问题处理的方法一是对基础压 力分布进行修正,二是先按刚性飞机处理, 待求出净载荷后再进行弹性修正。

对于大展弦比升力面,将结构简化为悬 臂梁是一种可接受的工程方法;对于小展弦 比的翼面,可采用有限元方法确定结构的影 响系数矩阵。在获得结构的影响系数矩阵后, 通过计算便可以给出各站位的弹性修正量。

该方法在对翼面涡单元的升力线斜率 取理论值,只适用于缺乏风洞试验数据的情况。但各涡单元的升力线斜率的实际值并非 如此。因此这种设计方法已经不能满足实际 需求。需要一种科学的方法来完善载荷设计 中弹性修正的处理流程。

1 气动弹性修正方法

对具有大展弦比、弹性翼面结构的飞机 来说,其翼面结构弹性变形对气动载荷分布 的影响计算分析通常是不可忽略,必须考虑 这种载荷分布变化的影响。本发明旨在介绍 一种适合大展弦比、亚音速飞机的弹性翼面 气动力分布载荷修正方法,该方法是基于亚 音速稳态定常流改进升力线理论与风洞试 验相结合的气动弹性修正方法。

本方法以通常飞机的提供升力的主翼面 作为研究对象,如机翼、平尾和垂尾。按照 《空气动力学基础》^[4]中的理论,此类结构 往往具有大展弦比(展弦比大于3.0)弹性 翼面,气动外形具有薄翼的特点,翼面上布 置有操纵面(如副翼、升降舵、方向舵)。

翼面结构变形假设:

a) 翼面结构在外载荷作用下的变形是 线弹性、小变形;

b) 操纵面的弹性变形与其翼面结构连 接处的相同;

c) 翼面结构可以简化为工程梁或杆板 有限元模型;

d)分布力作用在未变形的翼面几何结 构上。

气动力假设及限制:

a)远方来流为亚音速,满足小扰动位 流条件,即:流动不考虑边界层效应、分离, 压缩波;

b)翼面剖面升力单元满足"剖面流动" 假设(认为有限翼展机翼各剖面所受气动力 与以有效速度流过形状与该剖面形状相同、 攻角为有效攻角的二维翼剖面所受气动力 相同);

c) 翼面是薄翼, 后缘点为驻点;

d)采用基本解叠加法建立翼身组合体 气动力模型。

2 基本方程

2.1 几何模型和气动模型

称机身、发房、吊挂物等为非升力厚物体,

几何模型尽量接近其理论外形; 翼面、挂架等称为薄翼升力体, 简化为其弦平面内的薄板。

参考《飞行器部件空气动力学》^[5]理论,假 设考虑的几何模型是翼身组合体,根据不可压小 扰动线化位流理论,采用基本解叠加法,翼身组 合体扰流速位可表示为:

Φ=**Φ**F +**Φ**F' +**Φ**W (2-1) 式中:

ΦF ——单独机身绕流的速位;

 $\Phi F'$ ——机翼存在对机身的干扰速位;

Φ₩ ——机翼的绕流速位(单独机翼的速位与机身对机翼的干扰速位之和)。

Φ F'表示了机翼对机身的干扰,它满 足的边界条件是Φ F'在机身表面所产生的 法向速度必须与机翼绕流速位Φ W 在机身表 面所产生的法向速度相抵销。

ΦF,**Φ**F'用在机身表面布面源(汇) 来模拟;**Φ**W用在机翼弦平面内布马蹄涡模 拟,即按传统的涡格法要求划分翼面为小块, 在各小块 1/4 弦线上布马蹄涡,各小块中央 弦线3/4弦线点作为满足边界条件的控制点。





2.2 ΦF的求解

采用面元法(也称鳞片法)求解ΦF。 对机身表面进行离散化逼近,将表面划分成 N块小四边形面元,在每一块上布常值面源 (汇)。取面元的面心作为满足边界条件的控 制点,取其两个对角线矢量的叉乘矢量为该 面元的法向矢量。引入面元的单位外法向矢 量矩阵[D],它是 N×3 阶矩阵,它第 i 行的 3 个元素表示机身第 i 块面元单位外法矢量的 3 个分量(dx, dy, dz)。

引入矩阵[A],其元素aij表示机身只有 第 j 块面元上布**o** j=1 常值源时对第 i 块面 元控制点处外法向上的扰动速度。[A]是一 个 N×N 阶强主对角矩阵。各面元未知面源 强度用列阵{σ}表示。

来流速度是(Vx∞,Vy∞,Vz∞),根据 各面元块控制点处法向无流动的边界条件, 有:

$$\begin{bmatrix} A \end{bmatrix} \bullet \{\sigma\} + \begin{bmatrix} D \end{bmatrix} \bullet \begin{cases} V_{x\infty} \\ V_{y\infty} \\ V_{z\infty} \end{cases} = \{0\}$$

$$\{\sigma\} = -\begin{bmatrix} A \end{bmatrix}^{-1} \bullet \begin{bmatrix} D \end{bmatrix} \bullet \begin{cases} V_{x\infty} \\ V_{y\infty} \\ V_{y\infty} \\ V_{z\infty} \end{cases}$$
(2-3)

式中:

 $V_{X} \propto = V \propto \cdot \cos(\alpha r - \phi i) \cdot \cos(\beta) \approx V \propto$ $V_{Y} \propto = V \propto \cdot \sin(\beta) \approx V \propto \cdot \beta$ $V_{Z} \propto = V \propto \cdot \sin(\alpha r - \phi i) \cdot \cos(\beta) \approx V$

∞ • (α r-φ i)

可以看出, {**σ**}的求解归结为矩阵[A] 的计算。[A]的计算方法见 AD 282255, 该报 告推导出了任意平面四边形内分布常值面 源时对空间某点的扰动速度的解析公式。它 是一个强主对角矩阵。{**σ**}求得后, 它对空 间的扰流速度亦可求出。

式(2-2)的应用范围很广。只要物面 没有突然的凹陷都可以使用,对多个非升力 体同时存在时也适用;有顺气流的空腔也可 用;当物面有已知的法向流速时,只要对式 (2-2)的右端进行相关的修改,也是适用 的,它曾被广范应用于进气道的设计,计算 进气道的内外压力分布。

2.3 气动弹性理论

按照《大型飞机载荷计算中的气动弹性 修正方法》⁶⁰和《气动弹性力学理论与计算》 ⁷⁷,考虑对称绕流情况,假设机翼共划分了 M 个网格,按要求布置的反映 Φ W 的未知马 蹄涡强度用列阵{ Γ }表示。表示机身干扰速 位 Φ F'的面源强度是{ σ '}列阵。

引入矩阵[B],其元素bij表示机身只有 第 j块面元上布**o** j=1 常值源时对机翼上第 i 个马蹄涡所在控制点处的外法向(即向上 方向)的扰动速度。[B]是一个M×N阶矩阵。 求法与矩阵[A]类似。

引入矩阵[V],其元素 vij表示机翼只有 第 j 个马蹄涡上布Γ j=1 常值涡时对机身上 第 i 个面元控制点处的外法向的扰动速度的 负值(下洗为正)。[V]是 N×M 阶矩阵。

引入矩阵[SS],其元素 ssij 表示机翼 只有第 j 个马蹄涡上布 「j=1 常值涡时对机 翼上第 i 个马蹄涡控制点处的外法向的扰动 速度的负值(下洗为正)。[SS]是 M×M 阶矩 阵。

马蹄涡对空间点的扰动速度计算见通 常的气动力教科书。

根据ΦF'满足的机身边界条件有: $[A] \bullet \{\sigma'\} - [V] \bullet \{\Gamma\} = \{0\}$ (2-4)根据机翼网格控制点处法向无流动的条 件有: $[SS] \bullet \{ \Gamma \} = V \infty \bullet \{ \alpha \ f \} + [B] \bullet \{ \{ \sigma \} \}$ 把式(2-3)、式(2-4)式代入式(2-5)中, 并今: $[S] = - [B] \bullet [A] - 1 \bullet [V] + [SS],$ $\{\alpha_i\} = -[B] \bullet [A]^{-1} \bullet [D] \bullet \begin{cases} 1\\ \alpha_r - \phi_i\\ 0 \end{cases} = \{\alpha_{i1}\} + \{\alpha_{i2}\}$ $\{\alpha_{i1}\} = -[B] \bullet [A]^{-1} \bullet [D] \bullet \begin{cases} 0\\ \alpha_r\\ 0 \end{cases} = \begin{bmatrix} \bullet\\ E \end{bmatrix} \{\alpha_r\}$ $\{\alpha_{i2}\} = [B] \bullet [A]^{-1} \bullet [D] \bullet \begin{cases} 1 \\ \phi_i \\ 0 \end{cases}$ 阵。 式 (2-5)可以简化为: $[S] \bullet \{\Gamma\} = V_{\infty} \bullet \{\alpha_i\} + \{\alpha_i\}$ $_{$ 考虑到</sub> $\{\alpha_{f}\}=\{\alpha_{r}\}+\{\alpha_{s}\}+\{\alpha_{s}\}$ 可导出: $[S] \bullet \{\Gamma\} = V_{\infty} \bullet \left\{ [[I] + \left\lceil \dot{E} \right\rceil] \{\alpha_r\} + \{\alpha_s\} + \{\alpha_s\} + \{\alpha_{i2}\} \right\}$ (2-6)各涡单元的气动力 F=**o**∞•V∞ •**Γ**•H,有: • {*F*}=2• q• {[[*I*]+ $\begin{bmatrix} \bullet \\ E \end{bmatrix}$]{ (α_r) + { α_s }+{ (α_s) +{ (α_{s2}) } $\dots \dots \dots \dots \dots (2-7)$

式(2-7)是机翼气动力求解的基本方程。 其假设是各涡单元的流动是"二维剖面流 动",各涡单元的升力线斜率为理论值 2π。 但各涡单元的升力线斜率的实际值并非如 此,取试验值比取理论值 2π更合理,在估算 时取 2π亦可。假设{Mo}是各涡单元升力的 基于测压试验的升力线斜率。式(2-7)可修 正为:

$$[S] \bullet \left[I / H \right] \bullet \{F\} = q \bullet \left[Mo / \pi \right] \bullet \left\{ [[I] + \left[\dot{E} \right]] \{\alpha_r\} + \{\alpha_s\} + \{\alpha_s\} + \{\alpha_{r_2}\} \right\}$$

$$(2-8)$$

$$[S] \bullet \begin{bmatrix} i \\ I \\ H \end{bmatrix} \bullet \{F\} = 2 \bullet q \bullet \left\{ [[I] + \begin{bmatrix} i \\ E \end{bmatrix}] \{\alpha_r\} + \{\alpha_s\} + \{\alpha_s\} + \{\alpha_{r_2}\} \right\}$$

$$(2-9)$$

式 (2-9) 是机翼气动力求解的基本方程。 根据《A Method for Calculation the Subsonic Steady-State Loading on an Airplane with a Wing of Arbitrary Plan Form and Stiffness》^[8]和《Calculation of Non-lifting Potential Flow About Arbitrary Three-dimensional Bodies》^[9] 中的机翼气动特性,假设各涡单元的流动是 "二维剖面流动",各涡单元的升力线斜率 为理论值2**π**。但各涡单元的升力线斜率的 实际值并非如此,取试验值比取理论值2**π** 更合理。假设{Mo}是各涡单元升力的基于测 压试验的升力线斜率。式(2-9)可修正为: [8] $\cdot [1/H] \cdot (x) = q \cdot [Ma/\pi] \cdot [Ma/(a) + (a) + ($

$$[s] \bullet [1/H] \bullet (r) = q \bullet [Mo/\pi] \bullet \{[1/1] + [s] = [(a_r) + (a_g) + (a_$$

矩阵[S]称气动力影响下洗矩阵,其中 包括了机翼机身对机翼的干扰影响,它有对 称和反对称形式;{a_I}是机身纵向、横向流 动对机翼的干扰影响量。翼面的弹性扭转角 与机翼所受的气动力和惯性力有关。由结构 分析理论、或试验、或现有的结构强度分析 软件(如NASTRAN程序)可得出机翼的柔度系 数矩阵[S2],气动力{F}产生的弹性扭转角 {a_s}可表示为:

 $\{a_{s}\} = [S2] \{F\}, 将此式代入(2-10) 式:$ $\left[\left(\frac{\dot{\pi}}{Mo \cdot q}\right] \bullet [S] \bullet \left[1/H\right] - [S2]\right] \bullet \{F\} = [[I] + \left[\frac{\dot{F}}{B}\right] \{\alpha_{s}\} + \{\alpha_{s}\} +$

方程(2-11)是弹性机翼气动力求解的 基本方程。左面的系数矩阵,也可以称为机 翼气动力的广义柔度系数矩阵,翼身布局、 机翼平面形状、机翼刚度特性、速压和机翼 局部各涡单元的升力线斜率Mo对广义柔度 系数矩阵起决定作用,其中Mo直接反映出机 翼不同部位产生升力效率的高低。方程 (2-11)的右面是来流、机翼固有扭转、气动 力干扰引起的机翼各涡单元局部攻角位移, 进一步而言,飞机角速度、舵面偏角、惯性 力产生的弹性扭转等产生的机翼各涡单元 局部攻角位移都可以在方程(2-11)的右面 计入,其综合反映机翼各涡单元局部气流相 对当地涡单元零升线的角位移。

3 测压试验的升力线斜率求法

参考《Aeroelastic Loads and Sensitivity Analysis for Structural Loads Optimization》^[10],通常通过测压试 验,可以获得刚性飞机表面的压力分布。假 设机翼弦向等百分比处下翼面、上翼面的压

通讯作者: 郭天天, 228344692@qq.com

力系数之差为∆ Cp, ∆ Cp在机翼翼面的分布 真实地反映了翼面上的气动载荷分布。∆ Cp 一般随攻角呈线性变化,或分段线性变化。 仿照涡格法的要求划分翼面,各块的气动力 可表示为:

 $F = \Delta Cp \cdot H \cdot c \cdot q$

 Δ Cp是各块压力系数差的平均值。把此 式代入(2-8)中, 令 { α s}=0, 有:

$\{\alpha_{gi}\} = \{\alpha_g\} + \{\alpha_{i2}\} \dots (3-1)$
$[S] \bullet \begin{bmatrix} \cdot \\ c \end{bmatrix} \bullet \{ \triangle Cp \} = \begin{bmatrix} Mo' / \pi \end{bmatrix} \bullet \{ [[I] + \begin{bmatrix} i \\ B \end{bmatrix}] \{\alpha_r\} + \{\alpha_{gi}\} \}$

式 (3-2) 中, [S]、[Ė]、 {c} 是可以计 算出的, { Δ Cp}, { α _r}是由试验测定的, Mo 是未知的;考虑到计算模型的简化特性,认 为{ α _{gi}}是未知的,以弥补气动力模型的缺 陷。当有一系列的{ α _r}时,每一网格单元处 就有一系列相应的试验值{ Δ Cp},所以(5) 式的每一行就表示了一系列的方程。就每一 翼面网格单元块对这一系列方程进行最小 二乘法线形拟合,可得该单元的{Mo}, { α _{gi}}。

{Mo}反映了各块产生气动力效率的高低,{ a gi}反映了各块的总气动干扰扭转角的大小。{Mo}和{ a gi}的值已经剔除了各部件间的干扰影响,是带有本质意义地反映了机翼局部气动特性的参数。由试验数据得出的{Mo},{ a gi}是十分珍贵的有价值的数据,它们已包含M数影响,若测压模型试验有尾翼、或滑流,其气流阻滞、滑流影响、下洗或侧洗影响也已包含其中。当飞机有局部更改,如机身加长,机翼局部改装等时,利用原有的数据可迅速计算其载荷变化。总之,用此法得出的修正系数{Mo}和{ a gi},也包含了计算模型未考虑的一些因素,如机翼的厚度影响等,把这些修正用到气动方程中去,更真实地反映了实际情况。

如果测压试验模型要考虑模型刚度影 响,可以通过计算或试验得到模型刚度影响 系数,在(3-2)式中添加模型气动力引起 的变形角或利用公式(2-11),使用本方法 可以反算出刚性模型飞机的{Mo}、{ a_{gi}}分 布,实际就确定了刚性模型飞机的压力分布。

4 实际算例

利用上述方法对某型大展弦比飞机的 机翼载荷做静气弹修正,分别给出了弹性机 翼和刚性机翼的计算结果。

某型飞机全机载荷计算气动模型如图1 所示,本算例仅为说明机翼弹性修正方法, 故为仅取其中左机翼部分作为研究对象,机

翼载荷计算模型如图1所示。

气动模型将机翼划分成20个块条,在顺 气流方向上布置马蹄涡来代替每块机翼所 产生的升力,马蹄涡的参考点为每块的1/4 弦线上,控制点在3/4弦线上。机翼的结构 模型为弹性梁,见图中机翼刚轴,机翼刚轴 具有弯曲刚度和扭转刚度。本算例仅考虑气 动力产生的机翼弹性变形,故忽略了惯性力 的影响,计算模型不包含机翼质量分布。



2 ×

图1 机翼载荷计算模型

Fig.1 Wing load calculation model

本算例计算工况参数如表1所示。 表1工况计算参数

Table 1	Subcase calculation	paramet	er
19	10 33	/44 -	z.1

Ŧ	利			机異	襟	副
 уд	动	油耳 (leaf/m ²)	高度	法向	翼	翼
几	情	<u>(Kg1/Ⅲ</u>)	(m)	力系	位	偏
7	况			数	置	度
т	俯					
上	仰	080	2000	0.30	收	0°
1	机	200	2000	0.00	上	Ū
÷	动					

5 计算结果分析

通过运用该方法对上述计算工况进行 求解,分别得出弹性机翼和刚性机翼的气动 力分布载荷。机翼各分块气动力及力矩分布 示意图见图2所示。

机翼各气动块的气动力见表2,机翼气动力产生的刚轴内力见表3~表4。



图2 工况1弹性机翼各分块气动力

Fig.2 Subcase1 elastic wing block aerodynamic force

表2 工况一左机翼各气动块分布力

Table	2	Subca	se1	left	wing	aerod	lynami	ic
block	dist	ributed	l fo	rce				

气动	气动力作用点			气动力]分布	電力上
块			_	刚	弹	苓井刀
序号	Х	Y	Z	性	性	矩
1	7.649	1.55	0.625	885	922	745
2	9.292	1.46	1.600	487	504	-304
3	9.249	1.46	2.350	647	664	-1118
4	9.209	1.47	3.095	575	588	-1216
5	8.253	1.52	3.695	374	382	-3903
6	8.271	1.51	4.205	343	348	-3266
7	9.102	1.47	4.580	191	193	-814
8	9.197	1.47	5.150	731	737	-3648
9	9.289	1.46	5.775	297	298	-1216
10	9.357	1.46	6.225	481	481	-1481
11	9.468	1.45	6.950	815	814	-1177
12	9.607	1.44	7.850	834	827	-1108
13	9.727	1.44	8.750	824	814	-1922
14	9.816	1.42	9.675	815	802	-1961
15	9.910	1.37	10.62	723	708	-1765
16	10.01	1.33	11.57	625	609	-1520
17	10.12	1.29	12.52	532	514	-1128
18	10.23	1.25	13.47	433	415	-686
19	10.32	1.21	14.20	166	158	-206
20	10.36	1.20	14.52	294	284	-20

表 3 工况 1 机翼气动力产生的刚轴内力 (刚性假设)

Table 3 Rigid axis internal force resulted from subcase1 wing aerodynamic force distributed force(Rigid assumption)

Zi-el	Qx	Qy	Qz	Mx	My	Mz
0.625	580	10366	125	-67712	3854	-3686
1.600	545	96801	125	-57939	3304	-2611
2.350	514	91133	125	-50883	2906	-2311

通讯作者: 郭天天, 228344692@qq.com

3.095	483	85014	125	-44320	2535	-1964
3.695	458	80267	125	-39365	2252	-1505
4.205	439	76678	125	-35365	2023	-9532
4.580	425	74001	125	-32538	1860	-6247
5.150	401	69392	125	-28450	1627	-5413
5.775	373	64243	124	-24272	1390	-4923
6.225	352	60360	124	-21467	1230	-4609
6.950	315	53878	123	-17324	9934	-4109
7.850	268	45630	122	-12843	7365	-3442
8.750	218	37344	122	-91104	5237	-2864
9.675	168	29155	106	-60380	3481	-2687
10.62	121	21467	794	-36412	2099	-2560
11.57	814	14739	539	-19299	1118	-2128
12.52	481	8953	324	-8140	481	-1530
13.47	216	4129	147	-2030	127	-834
14.20	49	1128	39	-196	10	-235
14.52	0	147	0	0	0	-29

表4	上況1机異气	、动力产	"生的刚轴内力	(理
性假	设)			

Table 4Rigid axis internal force resultedfrom subcase1 wing aerodynamic force

distributed f	force(Elastic	assumption)
---------------	---------------	-------------

Zi-el	Qx	Qy	$Q_{\rm Z}$	Mx	My	Mz
0.625	579	10347	122	-66732	3798	-3800
1.600	542	96341	122	-56993	3251	-2680
2.350	510	90496	122	-49978	2855	-2370
3.095	478	84229	122	-43468	2487	-2015
3.695	453	79375	122	-38563	2207	-1546
4.205	433	75727	122	-34610	1980	-9846
4.580	419	73020	122	-31819	1820	-6512
5.150	395	68362	122	-27790	1591	-5629
5.775	367	63184	121	-23677	1357	-5080
6.225	346	59291	121	-20920	1199	-4727
6.950	309	52809	120	-16854	9669	-4178
7.850	262	44610	119	-12468	7149	-3462

8.750	213	36402	119	-88230	5070	-2854
9.675	163	28331	104	-58330	3364	-2648
10.62	117	20790	765	-35078	2020	-2501
11.57	785	14210	520	-18535	1079	-2069
12.52	461	8600	314	-7796	461	-1471
13.47	206	3952	147	-1942	127	-794
14.20	49	1079	39	-186	10	-226
14.52	0	137	0	0	0	-29

由上述计算结果可知,机翼在载荷作用 下因弹性影响产生弯曲和扭转变形,顺气流 剖面迎角变化量自翼根到翼尖逐渐增大,从 而改变了机翼上的气动力分布。翼尖附近气 动力下降,翼根处气动力增大,在保持载荷 系数不变的前提下,翼根处的总剪力不变, 中外翼剪力有不同程度的减小,结果导致从 翼尖至翼根机翼弯矩逐步降低。在弹性变形 的影响下,机翼压力中心沿展向内移的同时 还沿弦向前移,这样还能起到减小平尾配平 气动载荷的作用。由载荷计算结果可见,在 计算中考虑了机翼弹性对降低机翼载荷、减 轻结构重量是很有意义的,设计时必须考虑。

6 总结

本文主要从工程应用角度出发,研究了 考虑机翼弹性变形的载荷计算方法,,并以 某型飞机作为算例进行了测试,可以满足工 程计算的需要,可以在各类飞机的型号研制 与改型设计中应用该方法进行弹性翼面的 气动力分布载荷修正。

本文采用的计算方法是经过工程实践 检验的成熟的方法,该方法的适用范围是亚 音速大展弦比飞机,可以满足现阶段国内飞 机的研制需要。

参考文献

[1] 军用飞机结构强度规范 [S]. 航空工业部, 2008.4.

[2] 王仲燕、王裕昌. 飞机设计载荷计算指南[M]. 航空航 天工业部, 1990.

[3] 解思适.飞机设计手册第 9 册[M].航空工业出版社, 2001. [4] 徐华舫.空气动力学基础[M].北京航空学院出版,

1987

[5] 杨岞生、俞守勤.飞行器部件空气动力学 [M].1982.

[6] 彭小忠、邱传仁. 大型飞机载荷计算中的气动弹性修 正方法[R].

[7] William P. Rodden. 气动弹性力学理论与计算 [M]. 航空工业出版社, 2014.

[8] Gray, W. L., and Schenk, K. M.: A Method for Calculation the Subsonic Steady-State Loading on an Airplane with a Wing of Arbitrary Plan Form and Stiffness, NACA TN3030, 1953

[9] J.L. Hess, A. M. O. smith, Calculation of Non-lifting Potential Flow About Arbitrary Three-dimensional Bodies, AD 282255.

[10] R. D' Vari, M. Bakert. Aeroelastic Loads and Sensitivity Analysis for Structural Loads Optimization