

技术研究

jì shu yán jiū



气动载荷压心外移对机翼结构重量的影响

王春梅

(上海飞机设计研究院强度设计研究部, 上海 200232)

Related Research on the Assessment of
Airborne Software Maturity Prior to TIA

Wang Chunmei

(Stress Department of SADRI, Shanghai 200232, China)

摘要:以某型飞机机翼气动分布载荷和结构重量为基础,研究气动载荷压心外移对机翼结构重量的影响,得到了气动压心外移量与机翼结构增重之间的函数关系。这个结论可以为其他型号的民机机翼设计提供参考依据。

关键词:结构重量;气动压心;气动效率

[Abstract] In this paper, the effect on the wing structure weight due to the location changing of the aerodynamic center is studied based on researching the wing aerodynamic load distribution and structure weight of one civil aircraft. The simple relation between the wing aerodynamic center moving distance and the wing structure weight increase is formulated. The conclusion can provide some reference for civil wing design of other aircraft.

[Key words] Structure weight; Aerodynamic center; Aerodynamic efficiency

0 引言

近些年来,油价的巨幅震荡、噪声和排放标准限制的加强、对飞机经济型和舒适性要求的不断提高,飞机的发展方向和重点逐渐变为提高容量、效率和性能、安全性和可靠性、降低能耗和环境影响等^[1]。

飞机诱导阻力的存在是不可避免的,它是伴随升力的产生而产生的,并且占总阻力比较可观的一部分。在巡航阶段,飞机的诱导阻力通常占据总阻力的40%左右,而在二次爬升阶段飞机的诱导阻力则会占据总阻力的80%~90%^[2],由此可见,减少诱导阻力将是研究工作的重点。翼稍小翼的存在可以有效减小飞机的诱导阻力,提高飞机的效率。从气动力的角度考虑,翼稍小翼的作用与原来机翼的载荷分布有很大的关系。比较接近椭圆分布的机翼,翼稍附近局部翼型升力系数较大,翼稍小翼的效率较高,反之载荷分布不是椭圆形,翼稍部分局部翼型升力系数较低,翼稍小翼的效率较低。同时,椭圆分布的气动载荷压心通常会比不是椭圆分布的气动载荷压心向外偏移。

影响飞机机翼结构重量的因素有很多,如机翼的翼型、结构使用的材料、结构承受的载荷、飞机的使用寿命等。李宏明给出了在飞机研制的各个阶段机翼重量的确定方法,并着重论述了在飞机总体方案论证过程中机翼重量的估算方法^[3]。邓扬晨等通过基于“变满应力”优化策略与有限元技术相结

合研究飞机翼面结构质量的估算方法^[4]。Bindolino等通过编写相关程序来估算商用飞机翼盒的重量,并且其计算结果与现有文献预测结果几乎一致^[5]。本文主要研究气动载荷对机翼结构重量的影响,气动载荷的影响主要体现在各个计算剖面弯矩的大小,即剪力与压心的乘积。如果气动载荷压心外移,势必引起剖面弯矩增大,为保证机翼强度足够,结构重量必会相应增加。

从气动效率的角度来考虑,气动载荷压心的外移可以提高飞机的效率,降低油耗,但从结构设计的角度来考虑,气动载荷压心外移对于结构减重又是不利的。因此本文着重考虑气动载荷压心位置外移对机翼结构重量的影响,通过计算翼面的应力分布来确定翼面重量的变化趋势,从而为权衡结构减重和提高气动效率提供理论参考,也为研究其他型号的民机研制提供参考依据。

1 计算说明

1.1 模型简介

本文使用的有限元建模软件为 MSC. PATRAN2005,有限元求解软件为 MSC. NASTRAN2005。本文的计算模型为某型飞机的金属翼面结构有限元模型,如图1所示,翼面结构模型简化原则如下:

- 蒙皮:膜元;
- 长桁:CROD单元;
- 梁缘条:CROD单元;
- 梁腹板:膜元;

(e) 肋缘条: CROD 单元;
(f) 肋腹板: 膜元。

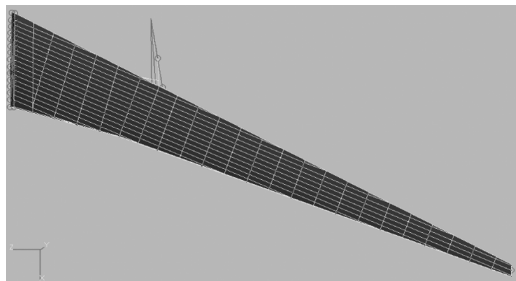


图 1 某型飞机翼面结构有限元模型

1.2 载荷

以某型飞机的翼面总载荷及压心位置为初始计算条件,保持总载荷不变,压心位置在初始压心位置向外偏移一个小量,建立多个载荷工况的有限元模型。对全机采用三点静定约束,左右两侧机翼对称加载。

压心外移时始终遵循气动载荷总载保持不变的原则。图 2 为两个工况的气动载荷的简化曲线,假定曲线 1 为原始气动载荷,压心在 A 点位置,曲线 2 为压心外移后的气动载荷。通过在曲线 1 的气动载荷的基础上叠加一组分布载荷得到曲线 2 的气动载荷。如图 3 所示,图中的分布载荷满足压心 A 位置左侧的总载荷等于压心位置 A 位置右侧的总载荷,由此可知曲线 2 的总载与曲线 1 的总载是相等的,并且通过计算可以得到曲线 2 的压心位置。图 3 中的分布载荷相对于原始气动载荷是一个很小的量,因此通过两者的叠加可近似模拟新的气动分布载荷。

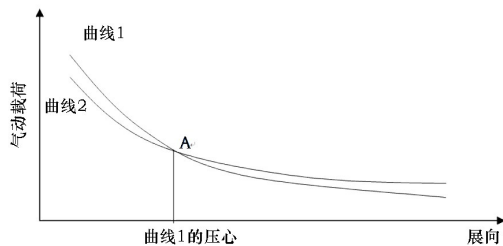


图 2 气动载荷分布图

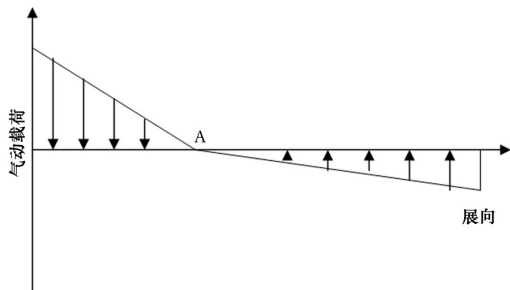


图 3 叠加的分布载荷

1.3 计算原理

弯矩使机翼产生弯曲变形。当机翼向上弯曲时,翼梁下缘条、机翼下表面的蒙皮和长桁都会产生拉伸的轴向内力,而翼梁上缘条、机翼上表面的蒙皮和长桁则产生压缩的轴向内力,它们组成内力偶与弯矩平衡^[6]。机翼压心位置外移引起弯矩增大,从而引起机翼上下表面的蒙皮和长桁的内力增大。由于机翼的变形在线性变化范围内,因此随着压心的小量外移,机翼蒙皮和长桁的应力变化均是线性的。为保证机翼强度足够,则需增加机翼蒙皮厚度和长桁面积,并且其增长率与机翼蒙皮和长桁应力增长率应该一致。例如:假设机翼蒙皮(或长桁)应力从 300MPa 增加到了 600MPa,如果要把应力降到 300MPa,则必须将蒙皮的厚度(或长桁的面积)增加一倍。由此,可以得到压心外移引起翼面结构重量的增量:

$$\Delta M_i = M_i \times ((\sigma_1)_i / (\sigma_0)_i - 1) \quad (1)$$

其中:

ΔM_i ——肋站位对应的翼面结构重量增量;

M_i ——肋站位对应的翼面结构初始重量;

$(\sigma_1)_i$ ——压心外移后的肋站位质心处翼面结构应力;

$(\sigma_0)_i$ ——初始肋站位质心处翼面结构应力。

由于应力增长随压心外移呈线性变化,而结构重量的增长与应力增长成比例关系,因此结构重量的增长随压心外移也呈线性变化,压心外移引起翼面结构重量的变化趋势为:

$$\sum \Delta M_i / (Z_1 - Z_0) \quad (2)$$

其中:

Z_1 ——外移后的压心位置;

Z_0 ——初始压心位置。

为验证翼面结构应力是线性变化,本文对机翼施加简单的分布载荷,保持总载不变,变化载荷压心位置,从而得到机翼蒙皮和长桁典型单元的应力变化趋势。

2 计算结果

通过五组简单分布载荷工况计算得到机翼蒙皮、长桁典型单元的应力变化趋势如图 4 ~ 图 7 所示,可见随着压心的外移,翼面结构应力确实呈线性变化。

计算真实气动载荷作用下的翼面结构应力,通过分析两种载荷工况的有限元计算结果得到机翼上壁板的蒙皮应力和长桁应力的变化趋势一致,并且

与机翼下壁板的蒙皮和长桁应力的变化趋势也一致。因此本文选取机翼上壁板蒙皮的应力进行分析计算。

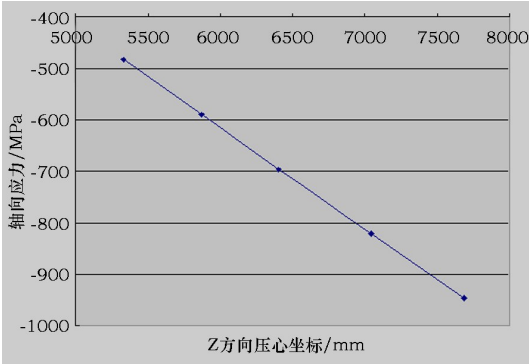


图4 机翼上壁板杆单元的应力变化趋势

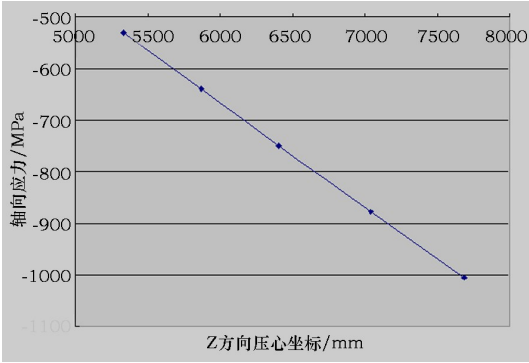


图5 机翼上壁板膜单元的应力变化趋势

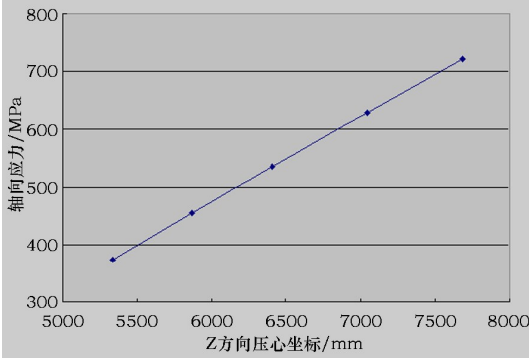


图6 机翼下壁板杆单元的应力变化趋势

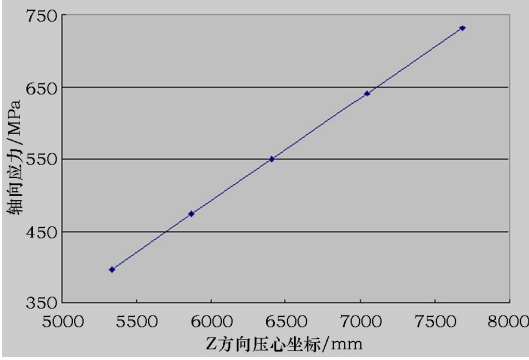


图7 机翼下壁板膜单元的应力变化趋势

图8为某型飞机归一化后的翼面结构重量分布图,横坐标为翼面结构按肋站位分布的质心位置,纵坐标为各个肋占位对应的翼面结构重量。图9为压心外移前后质心处机翼上壁板蒙皮的应力。图10为质心处对应的蒙皮应力的增长率,即各质心处压心外移后蒙皮应力相对于压心外移前的蒙皮应力增长百分比。图11为机翼结构重量增量随质心的分布图,其计算方法见1.3节中的式(1)。

由1.3节中的式(2)可以得到机翼结构重量随压心位置变化的趋势,本文计算的两个载荷工况下,机翼结构重量增加4.3%,压心位置外移1.7%,因此压心每外移1%机翼结构重量增加2.46%。

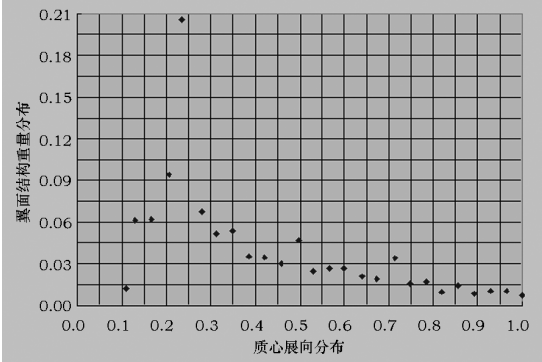


图8 归一化的机翼结构质量分布

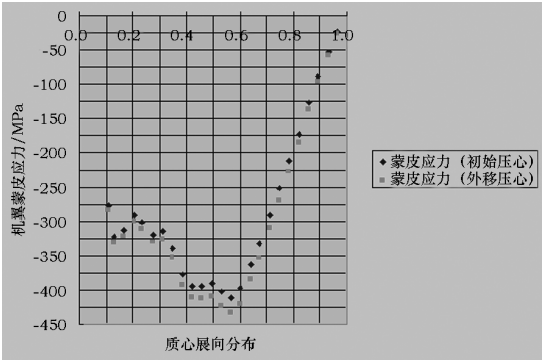


图9 压心外移前后质心处机翼上表面蒙皮应力分布

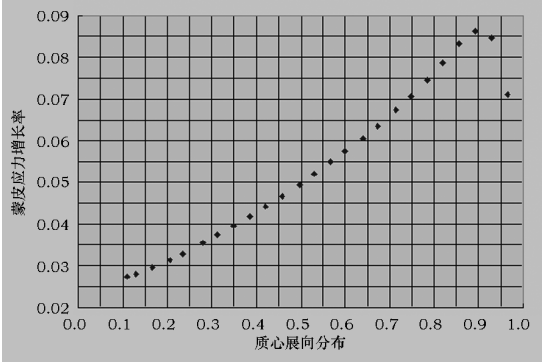


图10 质心处对应的机翼上蒙皮的应力增长率
(下转第20页)

襟翼收回时,副翼相对于固定机翼仍有2°的下偏偏度。副翼仅在低速时的滚转机动中使用,此时襟副翼和扰流板也用来辅助滚转。副翼下垂后,仍然具备足够的滚转机动能力。

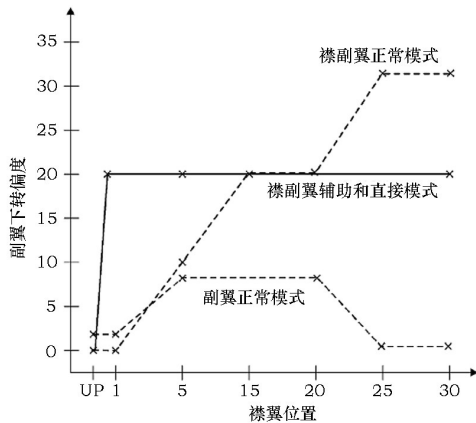


图3 Y7 副翼下垂和襟副翼下垂偏度与襟翼偏度的关系

3 结论

副翼下垂功能用于飞机起飞/复飞和着陆飞行阶段,当襟/缝翼放下时副翼也随之对称地下偏一定偏度,这就增加了机翼的弯度,提高了机翼升力,从

而减少飞机的起飞/着陆速度和减少起飞/着陆距离,改善了飞机的起飞/着陆性能。另外,副翼下垂功能本身对于飞行控制系统的实现相对难度不大,对于采用电传飞控系统的飞机来说不需要专门的硬件,只需确立相应的控制逻辑,通过控制律在飞控计算机中形成指令。由于副翼下垂功能具有以上的收益和优点,X 和 Y 具有电传飞控系统的飞机全部采纳了该功能,因此本文通过较详细地介绍了 X 与 Y 飞机的副翼下垂功能,以期对民用飞机飞控系统的设计有所借鉴。

参考文献:

[1] S. F. J. BUTLER. Low-Speed Wind-Tunnel Tests on a Sweptback Wing Model (Buccaneer Mark I) with Blowing at the Wing Leading Edge and Blowing over the Flaps and Drooped Ailerons. RAE Tech Report No. 67 223—A. R. C. 29 976[R]. LONDON: HER MAJESTY'S STATIONERY OFFICE, 1971.
[2] 方宝瑞. 飞机气动布局设计[M]. 北京:航空工业出版社,1997.

(上接第 7 页)

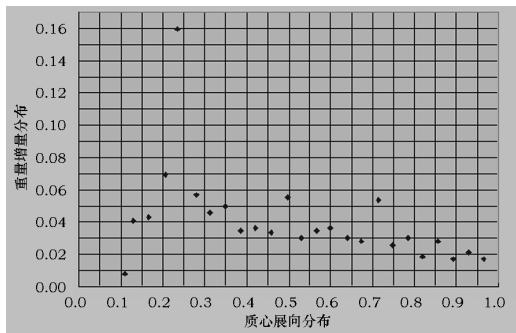


图11 归一化后的翼面结构重量增量随质心的分布

3 结论

由于机翼的变形在线性变化范围内,因此翼梁缘条、机翼蒙皮和长桁应力的变化随压心位置的变化成正比,并且通过有限元计算得到验证。由于气动载荷压心外移,翼面结构应力增大,如果把应力控制在许用应力以下,则需要增加结构尺寸(蒙皮厚度、长桁面积),其增加比值就是应力增大的比例。由此可知,随压心外移,翼面结构需要增加的重量与

压心位置外移量成正比,通过本文计算得到,机翼气动分布载荷压心每外移 1%,翼面结构重量增加 2.46%。

参考文献:

[1] 张庆伟,林左鸣. 世界民用飞机手册[M]. 北京:航空工业出版社,2009.05: 5-6.
[2] S. Andrew Ning, Ilan Kroo. Multidisciplinary Considerations in the Design of Wings and Wing Tip Devices[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47: 534-543.
[3] 李宏明. 飞研制中的机翼重量问题[J]. 飞机设计,1999, 1:6-11.
[4] 邓扬晨,蔡为民,韩冬,陈华. 基于结构优化的大展弦比机翼质量估算[J]. 飞机设计,2006,2:1-7.
[5] G. Bindolino, G. Ghiringhelli, S. Ricci, M. Terraneo. Multi-level Structural Optimization for Preliminary Wing - Box Weight Estimation[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47: 475 - 489.
[6] 宋静波. 飞机构造基础[M]. 北京:航空工业出版社, 2004.02:9-11.