

文章编号:1674-8190(2020)05-686-08

# 基于局部应力的大展弦比飞机载荷设计包线研究

党西军,郭少楠,党祯宁

(中航飞机股份有限公司 西飞设计院,西安 710089)

**摘要:** 由于技术条件和飞机研制周期限制,结构强度计算的载荷设计情况必须进行筛选,因此有必要对结构部件总载荷、简化工程梁内载荷分布的包络线进行研究。通过分析载荷包线法和结构局部应力包线筛选法的优缺点,提出结构载荷-应力包线快速筛选法,并针对一段承载翼盒进行算例验证。结果表明:该方法结合结构有限元分析技术可以快速得到结构模型局部应力,能够对结构临界危险部位进行识别、筛选,精度满足工程要求。

**关键词:** 内力包线;应力;载荷设计

中图分类号: V215.2

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.05.011

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Research on High Aspect Ratio Aircraft Load Design Envelops Using Structural Stress Selecting Method

DANG Xijun, GUO Shaonan, DANG Zhenning

(XAC Institute, AVIC Aircraft Co., Ltd., Xi'an 710089, China)

**Abstract:** The load design condition of structure strength computation must be selected due to the limited technique condition and aircraft development time, so it is necessary to study the envelopes of total load for structure component and simplified engineering girder load distribution. The load envelope method and structure local stress envelope selection method are introduced to propose a structure load and stress envelop fast selection method, and the method is verified with instance about a load bearing wing box. The results show that the method combining structural finite element analysis technology can fast obtain the local stress of structural model, and can recognize and select the structural critical dangerous parts, which satisfies the engineering requirement.

**Key words:** internal force envelop; stress; load design

## 0 引言

在飞机设计中,结构所遭受的外载荷是结构和强度设计的源头和依据。飞机从滑跑、起飞、爬升、巡航,直至下滑、着陆,无时不在承受着外载荷的作

用。这些载荷主要分为三大类,一类为空气动力载荷(飞机发动机推力也属于空气动力载荷),二类为惯性力载荷,三类为地面载荷。决定载荷大小及分布的主要因素亦分为两个方面:一为外部环境,包括大气环境、机场地面环境;二为飞机自身特性。飞机自身特性指由气动构型及布局决定的气动力

收稿日期:2019-10-22; 修回日期:2020-05-21

通信作者:党西军,1972817380@qq.com

引用格式:党西军,郭少楠,党祯宁. 基于局部应力的大展弦比飞机载荷设计包线研究[J]. 航空工程进展, 2020, 11(5): 686-693.

DANG Xijun, GUO Shaonan, DANG Zhenning. Research on high aspect ratio aircraft load design envelops using structural stress selecting method[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(5): 686-693. (in Chinese)

特性,重量、重心、重量分布,惯量,飞行性能,系统特性等<sup>[1]</sup>。

飞行情况下飞机的总载荷为气动载荷和惯性载荷这两种类型载荷之和,一般称为外载荷。气动载荷是飞机气动力、速度、质量、高度、载荷系数、舵偏角等的函数;而惯性载荷由飞机质点模型质心处的线和角加速度计算给出。

地面情况下飞机的总载荷为气动载荷、惯性载荷和地面载荷三种类型载荷之和。其中气动载荷最大为飞机重量,地面载荷来自起落架系统和地面的接触运动<sup>[2]</sup>。

在飞机载荷设计中,必须按照适航规章(CCAR-25、CCAR-23)、相关国家标准进行飞机载荷计算,给出飞机各个部件的载荷,供结构和强度设计使用,进行校核和强度试验。由于飞机载荷设计需要考虑的输入多(气动构型及气动力特性、重量特性、动力特性、飞机性能、刚度特性、地面力特性),包线多(重量重心包线、速度高度包线、机动包线、突风包线),即使不考虑时间历程,采用设计点法,其载荷设计情况的数量从数千至数万种,复杂结构的大型飞机,其载荷设计情况的数量达数十万种。若考虑机动仿真时间历程,其载荷设计情况的数量会急剧增大<sup>[3]</sup>。在众多的载荷设计情况中挑选临界载荷情况或载荷严重情况作为飞机结构设计载荷成为一个不可避免的挑战任务,而且新飞机或大改飞机必须通过全尺寸结构静力试验验证。

无论国外和国内的飞机设计公司,在出现高性能计算机和结构有限元分析技术之前,飞机结构强度计算均建立在对结构进行传力分析的基础上,合理地结构进行工程简化,之后应用结构力学、材料力学、弹性体力学理论和试验、工程手册方法等进行内载荷计算、应力计算,完成强度校核评估和结构变形评估,主要采用工程杆、板、梁理论。由于技术条件和飞机研制周期限制,结构强度计算的载荷设计情况必须进行筛选,压缩分析工况数量,所以要求对结构部件总载荷、简化工程梁内载荷(弯矩、轴力、剪力和扭矩,简称 MAST)分布的包线进行深入应用研究。

国外,J. R. Wright 等<sup>[2]</sup>对飞机内载荷进行了较为详细的论述,临界载荷挑选也采用 MAST 包线法,并且指出采用直接的方法来表示结构元件应力与 MAST 载荷的依赖关系能进一步改善设计情

况筛选/选择的准确度;T. L. Lomax<sup>[4]</sup>阐述了波音公司传统的结构载荷设计方法及适航条款符合性方法,临界载荷情况挑选采用 MAST 包线法,此方法已广为人知;J. C. Rowan 等<sup>[5]</sup>论述了准静状态下基于升力面理论、梁结构模型以及板、杆、梁结构模型下的载荷求解方法,指出“假想梁”的 MAST 载荷不能满足结构应力分析的需求;R. D'Vari 等<sup>[6]</sup>阐述了波音公司开发的 AILS(Aeroelastic Integrated Loads Subsystem)项目 6 种分析功能及其方法,其中第 3 种是基于应力的临界载荷挑选(Stress-based Critical Loads Selection),MSC 公司的 Nastran、Flightload 软件模块已在气动弹性领域实现上述目标,并达到工业级应用;A. Dharmasaroja 等<sup>[7]</sup>提出了矩阵奇异值分解(Singular-value Decomposition)法,是临界载荷挑选的新技术,离按照全应力条件进行筛选的最终目标只有一步之遥。

国内,《飞机设计手册》<sup>[1]</sup>指出先按照设计点和飞行参数组合法进行载荷筛选,再用一维(单载荷)、二维(组合 2 个载荷)载荷包线进行终选;顾诵芬<sup>[3]</sup>提出了一个“载荷模型”,并前瞻性地提出了应该研究飞控系统对载荷设计的影响;郑诚行<sup>[8]</sup>指出在应用模态法进行静气动弹性分析时,可以指定感兴趣的结构元件的模态应力结构部件应力进行监测,但此方法更适用于优化、应力应变监测和健康诊断,需要进一步研究以应用于临界载荷筛选。上述方法对于临界载荷的挑选没有充分利用结构有限元模型以及载荷工况的应力、变形分析结果,没有考虑结构的应力水平,脱离了具体结构的传力路径,也没有考虑增压、燃油等载荷。由于没有计入结构细节应力水平,这样的筛选方式可能遗漏严重情况,影响产品设计、开发。如果按照结构载荷结合结构应力进行筛选,形成设计工况,结构强度设计的可靠度会大幅提高。

本文通过对工程梁模型和结构有限元模型载荷施加方法内在关系的研究,对比载荷包线法和结构局部应力包线筛选法的优缺点,建立从工况载荷得到结构局部应力的模型方法,并利用功互等原理,提出结构载荷—应力包线快速筛选法,并构建一段翼盒进行算例验证。

## 1 载荷包线法

普通机翼结构,如图 1 所示<sup>[8]</sup>,其中 1 是翼梁,

2 是翼肋, 3 是襟翼, 4 是扰流片, 5 是副翼, 6 是蒙皮壁板, 7 是机翼前缘缝翼(见 A-A 剖面), 8 是发动机架, 9 是梁腹板。实际的机翼结构很复杂, 但是其主要承力、传力结构是翼盒。翼盒用工程梁理论近似, 其弯曲刚度  $EI$ 、扭转刚度  $GJ$  沿机翼展向变化<sup>[9]</sup>。由理论计算及试验相结合方法获得合理的弯曲刚度  $EI$ 、扭转刚度  $GJ$ , 此项工作难度大, 因为到目前为止, 在载荷统揽性分析评估、机翼振动特性和颤振分析计算中, 机翼结构的弯曲刚度、扭转刚度是最基本的数据<sup>[9-11]</sup>。

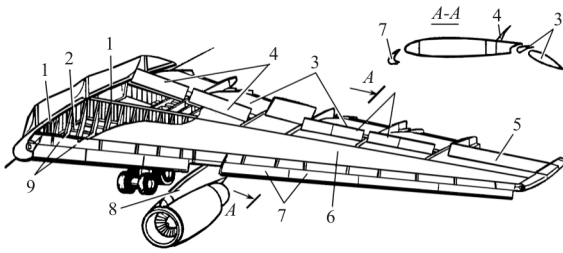
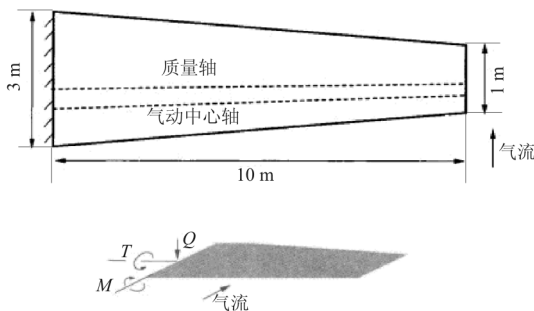


图 1 机翼结构布置示意图

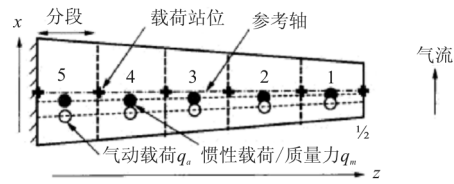
Fig. 1 A schematic of wing structure layout

机翼载荷计算工程梁简化示意图如图 2 所示, 其中气动力  $q_a$  以吸力和压力形式直接作用在蒙皮上的分布气动力; 分布质量力  $q_m$  分布在机翼整个体积上, 与升力方向相反, 是一个卸载的力; 集中质量力  $P_p$  或地面力是与机翼连接的其他部件(如起落架发动机)、装载物(油箱、炸弹)以及各类增升翼面从它们的连接接头上传给机翼的力。

弹性轴指经典梁结构的剖面, 当横向载荷作用线通过剖面的特定点时, 梁结构只有弯曲, 该剖面没有扭转, 此特定点即为剖面剪心, 弹性轴即为剪心的连线, 假设载荷作用在弹性轴上, 也称为载荷参考轴(如图 2(b)所示)。



(a) 简化的质量力、气动力作用轴线



(b) 简化的载荷作用点—参考轴线

图 2 机翼载荷计算工程梁简化示意图

Fig. 2 A schematic diagram of calculation wing load using beam theory

机翼上的载荷基本上可以分为质量力和气动力两个类型。质量力由飞机质量分布点处的线和角加速度计算, 而气动力是飞机速度、质量、高度、过载、舵偏角、表面压力分布等的函数<sup>[4]</sup>。

质量力和气动力一般由简化的质量模型和气动力模型进行计算<sup>[12-13]</sup>。将离散的质量力和气动力, 移至参考轴, 沿参考轴从翼尖到翼根方向计算站位进行积分, 得到梁的剪力  $Q$ 、弯矩  $M$  和扭矩  $T$ 。

$$\begin{cases} Q = \int_{l/2}^z q_a(z) dz + \int_{l/2}^z q_m(z) dz + \sum P_p \\ M = \int_{l/2}^z q_a(z) z dz + \int_{l/2}^z q_m(z) z dz + \sum P_p (z - z_p) \\ T = \int_{l/2}^z q_a(z) (x - x_a) dz + \int_{l/2}^z q_m(z) (x - x_m) dz + \sum P_p (x - x_p) \end{cases} \quad (1)$$

简化机翼的梁变形计算用“莫尔—马克其士威尔”公式计算, 在梁变形计算中忽略轴向力和剪力引起的变形, 此法亦称为单位载荷法<sup>[9, 14-15]</sup>。

$$\alpha_{s_A} = \int_0^A \frac{mM}{EI} ds + \int_0^A \frac{tT}{GJ} ds \quad (2)$$

式中:  $m$  为 A 切面处作用一个单位垂直力(计算挠度)/单位俯仰力矩(计算扭转角)之后在各计算点处所引起的弯矩;  $t$  为 A 切面处作用一个单位法向力/俯仰力矩之后在各计算点处所引起的扭矩;  $\alpha_{s_A}$  为刚轴 A 切面处的垂向挠度/扭转角, 积分范围是从根部到 A 切面处的刚轴段。

对于海量的设计情况, 计算每个情况的梁剪力  $Q$ 、弯矩  $M$  和扭矩  $T$ , 沿机翼展向对各计算站位分别按照剪力  $Q$ 、弯矩  $M$  和扭矩  $T$  单力素进行其最大、最小值比较挑选, 可以得到载荷单值包线。这个计算过程并没有增加太多的计算工作量和计算时间。

根据梁理论,一般对于弯曲和拉压受载组合,弯曲主应力  $\sigma$  是弯矩  $M$  的线性函数;对于弯曲和扭转组合,是一个双向应力状态,主应力:

$$\sigma_{1,3} = \frac{1}{2}(\sigma \pm \sqrt{\sigma^2 + 4\tau^2}) \quad (\tau = \frac{T}{W_\tau}) \quad (3)$$

内载荷单值包线是一种统揽性载荷包络线,对载荷分布规律、集中载荷影响、载荷压心位置及其合理性进行识别,进而初步判断出临界载荷情况。结合结构总体应力水平、变形情况,以及与以前类似型号飞机的载荷情况进行比较,能够定性、定量判断载荷计算的正确性、合理性。

根据弯曲主应力  $\sigma$  和式(3)可知,若结构承载以弯矩为单一主导,或以扭矩为单一主导,载荷单值包线能够给出足够准确的载荷设计工况。

实际上结构承载以弯扭组合、扭剪组合及弯剪组合为主,因此在特定切面处可以按照该切面的弯扭组合、扭剪组合及弯剪组合再进行组合包线筛选,挑选出其外轮廓的凸多边形包络线点,作为补充临界载荷设计工况,弥补载荷单值不是最大、最小组合后可能成为临界载荷设计工况的受载情形。

载荷包线法为临界载荷设计情况筛选提供了现实的解决方案,在求解时间和可信度方面能满足工程需求,一直在应用。在商业软件如 MSC Flightload 中也支持应用该方法。随着技术进步,该方法的不足点也显露出来,具体为:

(1) 将机翼等结构简化为抽象的工程梁,丢失了结构部、组件固有的传力路径和特性,为了获得结构部、组件内力,需要先进行具体结构传力受力和内力计算,然后才能进行应力计算和强度校核,即工程梁载荷和结构局部应力计算之间脱节,不能用结构应力进行临界载荷设计情况筛选。

(2) 对接头、传递集中大载荷的结构部、组件等不能提供载荷。

(3) 当结构内部有增压(或负压)、燃油载荷时,载荷包线法不适用。

(4) 没有将不同阶段的结构有限元模型应用到临界载荷设计工况筛选方法中,即缺乏结构细节载荷/应力评估。

## 2 结构局部应力包线筛选法

载荷包线法是一种基于工程梁理论统揽性载荷筛选法。随着结构有限元技术的发展,采用梁、杆和板壳单元构建的有限元总体模型和细节模型

是结构设计中不可或缺的,当施加载荷和边界条件后,可以直接解出结构构件内载荷、应力场,识别高应力部位和结构薄弱区。这样筛选出的临界载荷设计工况将会更加精确,对结构的优化设计更具有指导意义。

由于有限元模型结构单元数和节点数量巨大,不可能对海量的载荷设计情况逐一进行有限元分析,再按照高应力进行筛选<sup>[16-17]</sup>。

一种比较可行的方法是:对预计的结构部位,应用力的叠加法和结构影响系数法进行分开计算,方法如下。

(1) 假设有限元模型上有  $n$  个载荷作用结点,每个点作用有 6 个载荷,用  $P_{ij}$  表示,  $i=1,2,3,4,5,6$ ;  $j=1,2,\dots,n$ ;  $i=1,2,3$  表示力的 3 个分量,  $i=4,5,6$  表示矩的 3 个分量。矩阵  $\mathbf{P}$  是 6 行  $n$  列载荷矩阵。

(2) 假设想要预计应力的局部结点有  $m$  个,在其每个结点分别作用单独单位力、单位矩(共 6 个),进行 6 个工况的结构有限元分析,每个工况在  $n$  个载荷作用点处得到的应力(有限元分析中常用 Von Mises 应力),排列成矩阵,用矩阵  $\mathbf{C}_k$  表示,  $k=1,2,3,4,5,6$ (代表单位力序号),矩阵  $\mathbf{C}_k$  的元素  $C_k(i,j)$  表示第  $j$  个结点作用单位力,在第  $i$  个结点处得到的应力,  $\mathbf{C}_k$  是  $n$  行  $m$  列应力矩阵。

(3) 令  $\mathbf{B}$  为行矩阵,有  $n$  个元素均为 1。  $\mathbf{D}_k$  为行矩阵,有  $m$  个元素,  $\mathbf{D}_k = \mathbf{B}\mathbf{C}_k$ ,  $k=1,2,3,4,5,6$ 。

得到的 6 组  $\mathbf{D}_k$  行矩阵转置后,排列成新矩阵,用矩阵  $\mathbf{C}_s$  表示,有  $m$  行 6 列,  $\mathbf{C}_s$  称为结构影响系数。运用力的叠加法,令  $\mathbf{A} = \mathbf{C}_s\mathbf{P}$ ,  $\mathbf{A}$  是  $m$  行  $n$  列矩阵,预计的  $m$  个结点处的应力为

$$\sigma_j = \sum_{i=1}^n a_{ji} \quad (j=1,2,\dots,m) \quad (4)$$

结构影响系数矩阵计算工作量大,但可以接受,其可以由结构分析程序单独计算,形成一个数据文件供载荷计算程序模块调用。

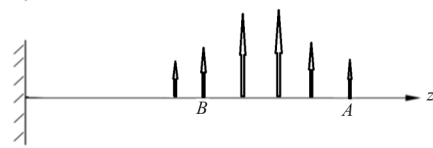
载荷计算程序只需计算每个载荷工况的载荷作用点处的载荷,再运用式(4)就可以得出预计结构部位的应力,根据应力极值,按设计强度条件进行临界工况筛选,形成包线。

这种方法适用于静定及静不定结构,适合各种载荷情况,但对预计的结构部位选取要求较高,必须有足够的工程经验。若增大预计的结构部位数,计算量会陡增。

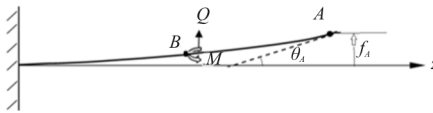
### 3 结构载荷—应力包线快速筛选法

结构局部应力包线筛选法是一种计算量偏大的临界载荷选取方法。将工程梁方法和结构有限元法结合,本文提出一种结构载荷—应力包线快速筛选法。

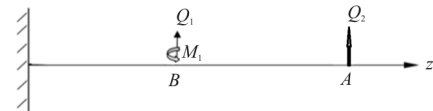
结构载荷—应力包线快速筛选法的缺点是载荷作用点可能很多,应设法进行精简,分解示意图如图 3 所示,其中 A 是机翼简化工程梁的翼尖点, B 是工程梁一切面。抽象的工程梁的一部分段受载示意图如图 3(a)所示, B 点作用的切面总载荷剪力 Q、弯矩 M 如图 3(b)所示,该工况(图 3(a)所示)因梁弯曲, A、B 点的挠度为  $f_A$ 、 $f_B$ , A、B 点切面转角为  $\theta_A$ 、 $\theta_B$ 。



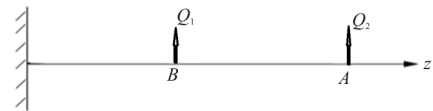
(a) 梁的一部分段受载示意图



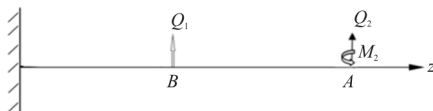
(b) 梁 B 点所在切面总载荷



(c) A、B 点载荷分解方法 1



(d) A、B 点载荷分解方法 2



(e) A、B 点载荷分解方法 3

图 3 工程梁受载和切面载荷等效分解示意图

Fig. 3 Equivalent decomposed section load

将 B 点作用的切面总载荷剪力 Q、弯矩 M 分解成 A、B 点的等效载荷,通常有 3 种分法。最常用的是按照杠杆比分解,如图 3(d)所示, A、B 点仅作用力  $Q_1$ 、 $Q_2$ ,这种分法最简单。

图 3(c)、图 3(e)所示的分法考虑了 A、B 点作用力  $Q_1$ 、 $Q_2$  之外,还保留了一个切面的力矩  $M_1$  或  $M_2$ ,其分解方法更通用一些,其中图 3(c)所示的分法主要是如何求解  $Q_1$ 、 $Q_2$ 、 $M_1$ 。但是考虑一般翼尖点结构不承受弯矩,图 3(e)的分法不符合实际,实际上不适用,本文不考虑。

令  $\Delta l = Z_A - Z_B$ ,对 B 点的剪力 Q 进行分解,  $Q_2$  作用在 A 点,剩余部分  $Q_1$  作用在 B 点,弯矩  $M_2$  作用在 A 点。分解满足方程:

$$\begin{cases} Q_1 + Q_2 = Q \\ M_1 - Q_2 \cdot \Delta l = M \end{cases}$$

再根据力系的功互等原理有:

$$M_1 \cdot \theta_B + Q_2 \cdot f_A + Q_1 \cdot f_B =$$

$$M \cdot (\theta_{Q_1}^B + \theta_{Q_2}^B + \theta_{M_1}^B) + Q \cdot (f_{Q_1}^B + f_{Q_2}^B + f_{M_1}^B)$$

(5)

式中:  $\theta_{Q_1}^B$  为在 B 点作用  $Q_1$  在 B 切面产生的切面转角,  $\theta_{Q_1}^B = R_1 \cdot Q_1$ ;  $R_1$  为在 B 点作用相应单位力在 B 切面产生的切面转角;  $\theta_{Q_2}^B$  为在 A 点作用  $Q_2$  在 B 切面产生的切面转角,  $\theta_{Q_2}^B = K_1 \cdot Q_2$ ;  $K_1$  为在 A 点作用相应单位力在 B 切面产生的切面转角;  $\theta_{M_1}^B$  为在 B 点作用  $M_1$  在 B 切面产生的切面转角,  $\theta_{M_1}^B = S_1 \cdot M_1$ ;  $S_1$  为在 B 点作用相应单位力矩在 B 切面产生的切面转角;  $f_{Q_1}^B$  为在 B 点作用  $Q_1$  在 B 切面产生的梁挠度,  $f_{Q_1}^B = R_2 \cdot Q_1$ ;  $R_2$  为在 B 点作用相应单位力在 B 切面产生的挠度;  $f_{Q_2}^B$  为在 A 点作用  $Q_2$  在 B 切面产生的梁挠度,  $f_{Q_2}^B = K_2 \cdot Q_2$ ;  $K_2$  为在 A 点作用相应单位力在 B 切面产生的挠度;  $f_{M_1}^B$  为在 B 点作用  $M_1$  在 B 切面产生的梁挠度,  $f_{M_1}^B = S_2 \cdot M_1$ ;  $S_2$  为在 B 点作用相应单位力矩在 B 切面产生的挠度。

以上系数由结构有限元分析程序计算得到,其包含了结构的内在传力特性,例如可以同时得到单位力、力矩作用下感兴趣部位的应力,为方便后续计算使用。

以上关系可以表达为

$$\begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 \\ 0 & -\Delta l & 1 \\ f_B - R_1 M - R_2 Q & f_A - K_1 M - K_2 Q & \theta_B - S_1 M - S_2 Q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Q_1 \\ Q_2 \\ M_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q \\ M \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} Q_1 \\ Q_2 \\ M_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 \\ 0 & -\Delta l & 1 \\ f_B - R_1 M - R_2 Q & f_A - K_1 M - K_2 Q & \theta_B - S_1 M - S_2 Q \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} Q \\ M \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

通过模型假设和式(7),将切面载荷剪力  $Q$ 、弯矩  $M$  等效为翼尖处的力  $Q_2$  和载荷切面( $B$ 切面)处作用的剪力  $Q_1$ 、弯矩  $M_1$ 。这样处理后,将图 3(a)中某一承载结构部段的载荷作用情况等价为只在承载结构部段的左端( $B$ 切面)施加剪力  $Q_1$ 、弯矩  $M_1$ ,及翼尖( $A$ 切面)施加剪力  $Q_2$  的简单受载情况。也就是说,在结构根部(支持端)至  $B$  切面之间的承载结构的应力分布在这两种情形下是等效的。

当承载结构部段的位置、载荷情况变化时,其左端( $B$ 切面)位置变化,施加的剪力  $Q_1$ 、弯矩  $M_1$  变化,翼尖( $A$ 切面)施加剪力  $Q_2$  也变化,但是翼尖( $A$ 切面)位置固定。利用力的叠加法和结构区段分段组合,能够对载荷包线法的不足点进行改进,以满足对结构进行应力分析、判断危险部位的需求。

对剪力  $Q$ 、扭矩  $T$  的处理可以仿上,公式原理类似不再赘述。

对比结构局部应力包线筛选法,有限元模型  $n$  个载荷作用点简化为工程梁上的切面计算点,数目大为减少,并且要计算的结构影响系数矩阵减少,结构分析工作量骤减。

上述方法为工程梁方法和结构有限元法结合提出了具体技术途径,可以对结构有限元模型的元素应力进行计算和筛选。当局部结构更改或载荷发生变化时,计算效率更高,也是实际工程中经常面临和需要解决的问题。该方法还有一个优点就是可以隐藏某些不需要结构分析区域的细节模型,只需提供边界条件。

梁模型结合有限元模型,采用此法,可以直接计算具体结构部位的应力,具有较高的载荷、强度分析计算效率。

### 4 算例验证

本文所述工程梁方法和结构有限元法结合的

核心方法就是求解式(7)。构造的算例是一段金属铝斜削翼盒(切面外形均为不同的矩形),如图 4 所示,其中上、下壁板厚度 4 mm,前后梁腹板厚 5 mm,肋腹板厚 2 mm,所有有限元单元为板壳元,在根部固支。肋腹板中心点为刚轴点,也作为加载点,节点 125 所在切面为  $B$  切面,节点 139 所在切面为  $A$  切面。 $P$  点是要检验变形的刚轴点,肋腹板单元 E1、梁腹板单元 E2、壁板单元 E3 用来检验应力。

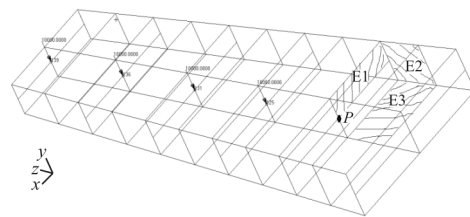


图 4 模型和工况 1 示意图

Fig. 4 Element model and load case 1

考虑 3 个载荷工况,工况 1 载荷均匀(如图 4 所示),工况 2、3 载荷有梯度,如图 5~图 6 所示。

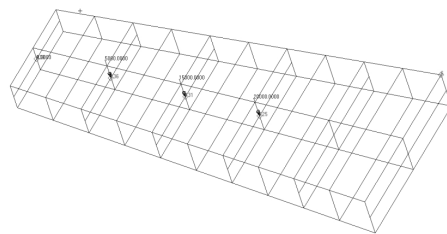


图 5 模型和工况 2 示意图

Fig. 5 Element model and load case 2

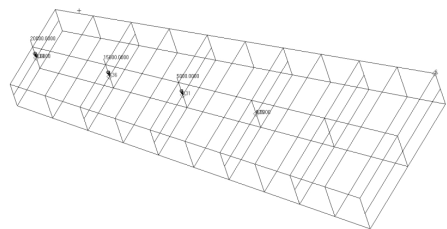


图 6 模型和工况 3 示意图

Fig. 6 Element model and load case 3

按照图 3(c)建立的、施加按照公式(7)解出载荷的等效载荷模型如图 7 所示。

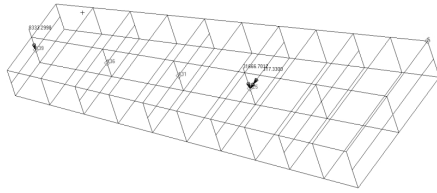


图 7 等效载荷模型示意图

Fig. 7 Element model and equivalent load case

3 个载荷工况计算结果如表 1 所示,3 个等效载荷工况计算结果如表 2 所示,可以看出:检验点 P 点的挠度  $f_p$ ,单元 E1、E2、E3 的综合应力几乎一样,P 点所在切面的转角  $\theta_p$  稍有差别;载荷边界 B 切面的挠度  $f_b$  差别在 10% 以内,转角  $\theta_b$  差别大,这是载荷梯度差别和边界影响导致的正常现象。

表 1 各工况检验点计算结果

Table 1 Checked calculation result of all 3 load cases

参 数		工况 1	工况 2	工况 3
载荷/(N·mm)	B 点剪力 Q	-4.000E+04	-4.000E+04	-4.000E+04
	B 点弯矩 M	6.000E+07	2.500E+07	9.500E+07
挠度/mm	$f_b$	-3.575 975	-2.980 835 0	-4.171 114
	$f_p$	-1.156 713	-0.932 503 3	-1.380 923
切面转角/(°)	$\theta_b$	1.830E-03	9.445E-04	1.218E-03
	$\theta_p$	7.402E-04	2.622E-04	2.715E-03
VON MISES 应力/MPa	E1 单元	3.597E+00	2.360E+00	4.835E+00
	E2 单元	1.142E+01	1.212E+01	1.072E+01
	E3 单元	2.195E+01	1.434E+01	2.987E+01

表 2 各等效工况检验点计算结果

Table 2 Checked calculation result of equivalent load cases

参 数		等效工况 1	等效工况 2	等效工况 3
载荷/(N·mm)	B 点剪力 Q	-4.000E+04	-4.000E+04	-4.000E+04
	B 点弯矩 M	6.000E+07	2.500E+07	9.500E+07
挠度/mm	$f_b$	-3.791 102	-3.231 368 0	-4.350 891
	$f_p$	-1.158 735	-0.934 892 9	-1.382 597
切面转角/(°)	$\theta_b$	3.341E-03	1.306E-03	5.185E-03
	$\theta_p$	7.169E-04	2.238E-04	1.208E-03
VON MISES 应力/MPa	E1 单元	3.613E+00	2.381E+00	4.847E+00
	E2 单元	1.145E+01	1.215E+01	1.074E+01
	E3 单元	2.206E+01	1.442E+01	2.998E+01

## 5 结 论

(1) 本文提出的结构载荷—应力包线快速筛选法弥补了载荷包线法对结构细节载荷/应力评估的缺陷,提高了结构局部应力包线筛选法对载荷、强度分析的计算效率。

(2) 该方法原理正确,能够对结构临界危险进

行识别,满足工程要求。

### 参考文献

- [1] 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.  
General Editorial Board of Aircraft Design Manual. Aircraft design manual: Vol. 9—loads, strength and stiffness[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [2] WRIGHT J R, COOPER J E. 飞机气动弹性力学及载荷导

- 论[M]. 上海:上海交通大学出版社, 2010.
- WRIGHT J R, COOPER J E. Introduction to aircraft aeroelasticity and loads[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2010. (in Chinese)
- [3] 顾诵芬. 关于新一代飞机的载荷设计[J]. 飞机设计, 2005(3): 1-12.
- GU Songfen. Design loads for new generation fighter aircraft[J]. Aircraft Design, 2005(3): 1-12. (in Chinese)
- [4] LOMAX T L. Structural loads analysis for commercial transport aircraft; theory and practice[M]. Reston, Virginia: AIAA, 1996.
- [5] ROWAN J C, BURNST T A. Aeroelastic loads predictions using finite element aerodynamics[J]. Journal of Aircraft, 1975, 12(11): 890-898.
- [6] D'VARI R, BAKER M. Aeroelastic loads and sensitivity analysis for structural loads optimization[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(1): 156-166.
- [7] DHARMASAROJA A, ARMSTRONG C G, MURPHY A, et al. Load case characterization for the aircraft structural design process[J]. AIAA Journal, 2007, 55(8): 2783-2792.
- [8] 郑诚行. 大型运输机的飞行载荷设计[C]//大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会2007年年会. 北京:中国航空学会, 2007: 251-256.
- ZHENG Chengxing. Flight loads design of large transport aircraft[C]//2007 Chinese Society of Aeronautics and Astronautics Academic Annual Conference about Key technologies for large aircraft. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2007: 251-256. (in Chinese)
- [9] 王志瑾, 姚卫星. 飞机结构设计[M]. 北京:国防工业出版社, 1970.
- WANG Zhijin, YAO Weixing. Aircraft structural design [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1970. (in Chinese)
- [10] GRAY W L, 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[S]. US: NACA, 1953.
- [11] 邓立东, 李天, 薛晓春. 飞机非线性飞行载荷计算方法研究[J]. 航空学报, 2002, 23(4): 317-320.
- DENG Lidong, LI Tian, XUE Xiaochun. Calculation method about nonlinear flight loads of aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(4): 317-320. (in Chinese)
- [12] 瞿进. 机翼载荷弹性修正[J]. 民用飞机设计与研究, 2009(4): 20-22.
- QU Jin. Elastic correction of wingloads[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2009(4): 20-22. (in Chinese)
- [13] 潘登, 杨超. 柔性飞机大变形状态飞行载荷分析[C]//第十一届全国空气弹性学术交流会. 昆明:中国空气动力学学会, 2009: 212-218.
- PAN Deng, YANG Chao. Flight loads analysis of flexible aircraft at large deformation condition[C]//The 11th National Aeroelasticity Academic Conference. Kunming: Chinese Aerodynamic Society, 2009: 212-218. (in Chinese)
- [14] DENIS H. Aircraft loading and structural layout[M]. UK: Professional Engineering Publishing, 2004.
- [15] 刘鸿文. 材料力学[M]. 北京:高等教育出版社, 2011.
- LIU Hongwen. Mechanics of materials[M]. Beijing: Higher Education Press, 2011. (in Chinese)
- [16] STAUFFER W A, LEWOLT J G, HOBLIT F M. Application of advanced methods to design loads determination for the L-1011 transport[J]. Journal of Aircraft, 1973, 10(8): 449-458.
- [17] CASTRICHINI A, COOPER J E. Gust and ground loads integration for aircraft landing loads prediction[J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(1): 184-194.

### 作者简介:

党西军(1968—),男,硕士,研究员级高级工程师。主要研究方向:飞机载荷、气动弹性设计。

郭少楠(1990—),男,学士,工程师。主要研究方向:飞机载荷设计。

党祯宁(1994—),女,学士,助理工程师。主要研究方向:机械结构设计研发。

(编辑:丛艳娟)