航空工业科技词典

飞行器结构强度

国防工业出版社

航空工业科技词典

飞行器结构强度

《航空工业科技词典》编辑委员会 编

国防工业出版社

内容简介

本分册包括飞机强度规范、飞行器结构的静强度、动强度、疲劳、断裂、热强度及其有关测试技术共收词342条。

本《词典》可作为从事航空工业的具体专业人员，在了解航空工业整个领域的全貌和扩大知识面时的一部实用工具书，并可供对航空工业技术有一般常识的广大干部、技术人员以及高等院校学生参考使用。

航空工业科技词典

飞行器结构强度

《航空工业科技词典》编辑委员会　编

*

国防工业出版社 出版

新华书店北京发行所发行　各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

$787\times1092^{1}/_{16}$　印张 $6^{1}/_{8}$　133千字

1983年9月第一版　1983年9月第一次印刷　印数：0,001—3,900册

统一书号：17034·38-2　定价：0.99元

前　言

本《词典》是一部航空工业科学技术领域的综合性词典。是从事航空工业的具体专业人员，在了解航空工业整个领域的全貌和扩大知识面时的一部实用工具书，并可供对航空工业技术有一般常识的广大干部、技术人员以及高等院校学生参考使用。

本《词典》在编写过程中，参照了国内外一些同类型词典的编写经验，力求作到内容既能反映出我国航空科技研究的成果，又能够体现当代世界航空科技水平，以满足读者的需要。本《词典》的选词原则是：以航空专用名词术语为主，注重选收理论词目和新技术词目，产品词目以整机为主；一般选用国家标准规定的和常用的名词术语，也适当兼收一些非标准名词术语，以扩大查找途径。释文力求作到政治观点正确，技术内容准确，概念清楚，逻辑严密，语言通俗易懂，文图并茂。

本《词典》共收词目七千余条，分十三大类：1．空气动力学与飞行力学；2．飞行器结构强度；3．飞机、部件、系统与附件；4．航空发动机与附件；5．航空仪表；6．导航与飞行控制系统；7．航空电子设备；8．航空电气设备；9．航空军械；10．航空救生、个体防护、降落伞与航空医学；11．航空材料与工艺；12．飞行试验与测试技术；13．航空科研与生产管理。为了便于读者查阅，还编制了包括十三大类全部词目目录的汉字笔划、汉语拼音和英文三种索引，并单独出版。

本《词典》先按大类以分册出版，随后装订一部分合订本。各分册是整部词典的组成部分，内容互为补充；为了便于读者使用某一分册，每分册内容又保持一定的系统性和完整性，因此各分册间存在着约二百余条重复的词目，它们大都采用了统一的释文。

本《词典》是为了响应提高整个中华民族的科学文化水平的号召和促进农业、工业、国防和科学技术的现代化的实现，根据广大干部、科技人员的要求组织编写的。参加编写工作的共有七十四个单位，主要单位是三机部有关研究所、高等院校和工厂，此外，空军、民航、总后、中国科学院、四机部、五机部等单位也给予了大力支持，并参加了有关专业释文的编写。在《词典》释文审查中，许多同志提出了宝贵意见，在此一并致谢。

由于我们经验不足和水平有限，《词典》中一定还会存在不少的错误和不妥之处，欢迎广大读者批评指正，以便再版时修订。

《航空工业科技词典》编辑委员会

一九八〇年三月

说　明

1．分册按专业分类，各分册正文前有词目目录，词典正文一般先列概念词目，然后列产品词目；产品词目的排列是主词或整机在先，派生词目、部件词目在后，但与产品性能有关的理论词目则与产品或部件词目排列在一起。如：

航空电气设备理论词目：飞机电源系统

⋮

电压调节点

⋮

频率精度

⋮

航空电气设备产品词目：发 电 机

⋮

无刷交流发电机

⋮

空载特性

⋮

2．词目均用黑体字印刷。词目释文中出现的需要参见的词目也用黑体字印刷。如：

"提高级载荷系数能减少涡轮的级数，从而减轻重量，使发动机有更大的**推力重量比**。"

释文中未出现而又需要参见的词目，也用黑体字印刷，但放在括号内，其前加白体"参见"二字。如：

"五十年代的固体推进剂火箭发动机的比冲(参见**火箭发动机**)仅有210秒左右。"

3．本《词典》大类与大类间的词目一般不作"参见"，但考虑到有关飞机、部件的理论性、概念性词目，主要在空气动力学与飞行力学、飞行器结构强度类内，故该类中有跨类"参见"。

4．各词目均有相应的英文对照词。一般只收一个常用的英文词，也有些词目列了几个英文对照词，词与词间用逗号隔开。

5．释文中所列数据多系常见值，只作为知识介绍给读者，不宜在技术工作中作为依据。

目　录

飞行器结构强度

一、静 强 度

二、静 力 试 验

三、动 强 度

四、疲劳、断裂强度

五、热 强 度

六、飞机强度规范

飞行器结构强度

一、静 强 度

飞机强度计算

structure analysis of aircraft

属应用力学范畴。基本内容是：1. 按**飞机强度规范**计算具体飞机所受的外载荷，并对该结构加以工程简化，求出构件中的**应力**或变形；2. 计算结构和构件所允许的载荷、应力或变形。比较所得结果，判断结构强度、刚度是否足够。

早先用人工计算飞机强度，速度慢、精度低。五十年代以来，主要使用电子计算机，不仅使计算速度和计算精度都大大提高，而且可对整架飞机求解。其中，**有限元素法**用得最为广泛。

随着航空科学的发展，飞机强度计算除静强度外，还包括动力分析、疲劳断裂强度、热强度等。按材料又分为金属材料结构强度和复合材料结构强度等。计算结果的正确程度靠飞机强度试验和飞行实践检验。

弹性力学

theory of elasticity

又称弹性理论。固体力学的一个分支。研究弹性物体在力、温度等外部因素作用下所产生的应力及变形。弹性理论认为物体是均匀连续介质，而且当外部因素除去后能完全恢复原状。采用上述最少基本假设的弹性力学称为数学弹性力学。如果除基本假设外在各类具体问题中还引入某些补充的假设，则称为应用弹性力学。

弹性理论是古典力学之一。从1638年伽里略（Galileo）首先提出了强度见解之后，经过虎克（R. Hooke），欧拉（L. Euler），拉密（G. Lame），柯西（A. Cauchy）等数学家和力学家的努力，使该学科逐渐形成。二十世纪五十年代以后，有限元素法的迅速发展，使弹性力学中的许多难题都能得到数值解答。

塑性力学

theory of plasticity

又称塑性理论。固体力学的一个分支。研究受力物体应力超过屈服点后的应力和应变分布规律的一门学科。塑性力学和**弹性力学**有密切关系，弹性力学中的大部分基本概念可在塑性力学中应用，但是塑性力学中的应力-应变不成比例关系（非线性），常需结合试验进行分析研究。

结构力学

structural mechanics

固体力学的一个分支。运用力学和数学原理，研究如何计算结构在载荷、温度等外界条件下的内力、变形和稳定性等问题的一门学科。

工程中象飞机、船舶、建筑一类结构，一般是弹性组合体。当受到外力作用时，它必须满足：1. 力的平衡条件(有加速度的结构也可按力学原理化为处于平衡状态的物体处理)；2. 物理条件，即应力应变之间的关系；3. 几何条件即变形协调条件，表明结构变形是连续的。

一般地说，小变形和线弹性是本学科的两个基本假设。这时，结构的内力、变形和

外载荷之间呈线性关系。本学科的分析方法主要有**力法**和**位移法**两种。力法的基本未知量是力。某一结构，若只需根据平衡条件就可解出未知力，则称之为静定结构；若需联合平衡条件和变形协调条件才能解出未知力，则称之为静不定结构。位移法的基本未知量是位移，它需要综合利用平衡、物理、几何三方面条件求解。随着电子计算机的发展，古典的力法、位移法已经发展成为今天的**矩阵力法**，**矩阵位移法**以及介乎两者之间的**混合法**。

为了探索一种对复杂结构通用的分析方法，从十九世纪七十年代开始，人们把能量的概念具体应用到结构中来，相继发现了能量原理和**能量法**。能量原理用能量关系概括了上述三方面条件，给出了结构分析的统一原则。常用的有**虚功原理**、**最小位能原理**和**最小余能原理**等。能量法则是应用能量原理分析力学问题的一般方法。无论是对杆件、组合结构或者是弹性连续体，且不管其边界条件如何，均可按此通用的分析方法，采用电子计算机求解，从而有效地解决了工程实际问题。

有限元素法

finite element method

即有限单元法或有限元法。一种在分析弹性连续体应力和位移分布中提出的数值计算方法，是当代计算数学的一项重要进展。它从力学和数学的基本原理出发，用一个工程上等价的模型来代替真实的连续体，这个模型是由许多个有限小的离散元素组成的，各元素之间在节点上保持连续，而在元素分界处的应力、应变不一定保证完全连续。元素的形状可以是多样的，元素的特性用矩阵形式表示。按照弹性力学导出的规律把它们装配起来，得到以矩阵表示的线性代数方程式，最后解出所需要的未知量。全部计算工作由电子计算机完成。

在结构分析中，按未知量是广义位移、广义力或是两者兼有的不同情形，有限元素法又相应地划分为：**矩阵位移法**、**矩阵力法**以及**混合法**。

此法产生于五十年代中期。最先用于固体力学，后来推广到流体力学、热传导、电磁场等学科。其物理概念清楚，且有各种标准程序，对求解复杂结构问题非常有效。

线性系统

linear system

数学用语。系统的基本方程和边界条件皆可用比例关系表达，小位移弹性理论中的问题都属于此。若采用能量法，此类问题最终可化为一组多元线性代数方程来求解。

几何非线性

geometric nonlinear

力学用语。在外力作用下，结构产生很大变形，几何位置发生显著变化，**应变**和位移不再保持比例关系，并且在建立平衡关系时必须考虑力作用的方位的变化，如大挠度，弹性稳定问题皆属此类。

材料非线性

material nonlinear

力学用语。结构材料的应力应变关系不再遵守虎克定律，如弹塑性问题。为了减轻飞机结构的重量可从这个方面来挖掘材料的潜力。

应力（应变）张量

stress (strain) tensor

固体力学名词。弹性体中一点的应力状态，可用 σ_x、τ_{xy}、τ_{xz}、……九个应力分量表示。由于它们在坐标变换时，满足一定的变换规律，故称

$$\boldsymbol{\sigma}=\left\{\begin{matrix}\sigma_x & \tau_{xy} & \tau_{xz}\\ \tau_{yx} & \sigma_y & \tau_{yz}\\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \sigma_z\end{matrix}\right\}$$

为应力张量。式中 σ_x、σ_y、σ_z 是垂直于坐标轴 x、y、z 面上的法向应力，而 τ_{xy}、τ_{yz}、

τ_{xz}、τ_{zx}、τ_{yz}、τ_{zy}则为这些面上的切向应力。

同样，弹性体中一点的应变张量，也可用相似的矩阵形式表示。

虚功原理

principle of virtual work, principle of virtual displacements

又称虚位移原理，由伯努利(1667—1748)于一七一七年最先提出，后来拉格朗日(1736—1838)于一七八八年完成了它的普遍形式。它是力学分析中的一个基本原理（参见**结构力学**）。

使具有理想约束的质点系在已知位置上处于平衡状态的必要和充分条件是：作用于系统上所有的力在从该位置出发的任何**虚位移**中的元功之和等于零，此即为虚功原理。

在弹性力学中，此原理又可叙述为：如果对于任何从协调的变形状态开始的位移，虚功等于虚应变能时，则弹性体或结构在给定的载荷系统下，是处于平衡的。这里所选择的虚应变和虚位移应满足变形协调（包括位移边界）条件。

此原理是有限元素法的理论基础之一，是平衡关系另一种表达形式，用得十分广泛。

虚位移

virtual displacement

力学用语。与结构系统实际发生的位移不同，它是一种假想的、可能发生的、满足约束条件的、无限小的位移。此时假想结构的内力没有变化。**虚功原理**中计算虚功时用此概念。

最小位能原理

principle of minimun potential energy

力学分析中的一个基本原理（参见**结构力学**）。它以位移（或广义位移函数）为基本变量，在弹性力学中可叙述为：在适合已知位移边界条件的一切位移中，只有适合平衡方程的位移所造成的总位能为最小。换言之，系统的总位能泛函（参见**变分法**）取极小。

此原理是有限元素法的理论基础之一，运用它通常导致位移法，在结构矩阵分析中用得十分广泛。

位能

potential energy

又称势能，物理学用语。由于某物体各部分的相互位置或该物体对其他物体的位置的改变而具有的一种能量。例如，弹性连续体变形时所引起的物体的能量。力学中常用此概念。

最小余能原理

principle of complementary potential energy

力学分析中的一个基本原理（参见**结构力学**）。它以应力（或广义应力函数）为基本变量，在弹性力学中可叙述为：在适合平衡方程和应力边界条件的一切应力函数中，适合变形协调（参见**结构力学**）的应力，一定能使总余能为最小。换言之，系统的总余能泛函（参见**变分法**）取极小。此原理是有限元素法的理论基础之一，运用它通常导致力法，在结构矩阵分析中使用得颇为广泛。

能量法

energy method

力学用语。利用能量原理(如**虚功原理**、**最小位能原理**、**最小余能原理**等）分析力学问题诸方法的统称，如**里茨法**、伽辽金法等。这是人们利用能的概念，根据自然界能量守恒与转化的基本规律而得来的。

变分法

variational method

应用数学的一个分支。凡变量的值由一个或几个函数的选取而确定者，该变量就叫做泛函。简单地说，函数的函数叫做泛函。变分法是在所有满足连续条件与边界条件的函数中间，寻求一个使给定的泛函为驻值的

特定函数的方法。简单的例子是求连接空间两定点所有曲线中最短线的问题。本法在飞机结构应力分析中有广泛的应用。

里茨法

Ritz method, Rayleigh-Ritz method

又称瑞利-里茨法。变分问题(参见**变分法**)中的直接解法之一。其基本步骤如下：先将所求的函数用级数近似地表示为

$$u_m=\sum_{r=1}^{m}C_r\Phi_r$$

式中 Φ_r——被选取的函数(它们彼此线性独立)；

C_r——待定参数；

m——总项数，并且 u_m 满足有关的边界条件。

将 u_m 代入总位能泛函 Π(或总余能泛函 Π^*)计算式子中，积分后，所得 Π(或 Π^*)为待定系数 C_r 的函数。根据最小位能原理(或最小余能原理)求该函数极值，得到关于 C_r 的线性代数方程组，求解后就可决定 C_r($r=1, 2, \cdots, m$)。将 C_r 代入 u_m 公式后便得所求函数的近似表达式。

实际问题中，例如对梁有时仅取两个参数($m=2$)精度就已足够。对比较复杂的问题，误差较难估计。这时可采用逐次取更多参数的办法，比较相邻两次所得的解，若它们相差很小，则可认为此近似解已相当精确。

力法

force method

见**结构力学**。

位移法

displacement method

见**结构力学**。

矩阵力法

matrix force method

见**有限元素法**。飞机强度计算中广泛采用的一种方法。

矩阵位移法

matrix displacement method

见**有限元素法**。飞机强度计算中广泛采用的一种方法。

混合法

mixed method

见**有限元素法**。飞机强度计算中应用的一种方法。

直接刚度法

direct stiffness method

属矩阵位移法(参见**有限元素法**)。

子结构法

substructure method

矩阵结构分析方法之一。分析一个大结构，元素数目很多，需求解的矩阵阶数很高，往往超过电子计算机的容量。这时，可把整个结构分成若干个较小的子结构来处理。如一架中程运输机可分成机翼、前机身、中机身、后机身、发动机悬挂支架以及垂直安定面六个子结构，然后，按照公式计算它们的刚度特性或柔度特性等有关数据。分析全结构时，则可以把这些已集合好的子结构，当作单个元素使用，十分方便。因子结构与子结构之间仅在公共边界上(如通过边界刚度)发生联系，故集合后的矩阵阶数比原来的低得多，容易求解。一旦求出整体解，取出单个子结构边界上的位移和力，就可分别用位移法或力法对它们逐一加以分析。

本法基本上是对一个个子结构进行分析、综合、再分析的过程，各个子结构相对独立，故比较灵活。因而，在全机结构分析中得到广泛的应用。

矩阵

matrix

数学名词。一个 m 行 n 列的矩阵 $\boldsymbol{A}$ 可表示为

$$A=\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13}\cdots a_{1n} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23}\cdots a_{2n} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33}\cdots a_{3n} \\ \vdots & & \\ a_{m1} & a_{m2} & a_{m3}\cdots a_{mn} \end{bmatrix}$$

式中典型元素 a_{ij} 或代表符号，或代表数，它位于第 i 行第 j 列上。当 $m=n$ 时，称矩阵 A 为方阵；当 $n=1$ 时，则称之为列阵。

矩阵在形式上虽然与行列式有相似之处，但它们的性质和运算法则完全不相同。首先，行列式的行数与列数必须相等，而矩阵则可以不等。其次，行列式代表一个数，可以求其值，而矩阵只是把一组数按一定秩序排成阵列。在采用电子计算技术对飞机进行分析的过程中，需要作大量的矩阵运算。

对称矩阵

symmetric matrix

数学名词。一种特殊类型的方阵，其元素对称于主对角线，即

$$a_{ij}=a_{ji}\quad (i,\ j=1,2,\cdots,n)$$

式中　n——方阵阶数。

在矩阵结构分析中经常用到它。

带状矩阵

band matrix

数学名词。一种特殊类型的方阵。该阵中非零元素分布在主对角线附近的带状区域内，而带外全为零元素。

飞机强度计算中用**位移法**作结构分析，其**刚度矩阵**往往呈对称、带状。

稀疏矩阵

sparse matrix

数学名词。矩阵中包含大量零元素，非零元素很少者。它的分布形式是各式各样的，**带状矩阵**便是其中的一种。为了有效地使用电子计算机，紧缩其存贮量，尽量减少对零元素的运算，因此，开展对稀疏矩阵运算方法的研究是十分必要的。

转置矩阵

transpose of matrix

数学名词。一个 $m\times n$ 阶矩阵 A，互换其行与列的位置而得到的一个 $n\times m$ 阶矩阵，记为 A^T。于是

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12}\cdots\cdots a_{1n} \\ a_{21} & a_{22}\cdots\cdots a_{2n} \\ \vdots & \vdots \quad\quad \vdots \\ a_{m1} & a_{m2}\cdots\cdots a_{mn} \end{bmatrix}^T=\begin{bmatrix} a_{11} & a_{21}\cdots a_{m1} \\ a_{12} & a_{22}\cdots a_{m2} \\ \vdots & \vdots \quad \vdots \\ a_{1n} & a_{2n}\cdots a_{mn} \end{bmatrix}$$

这是结构分析中所常见的一种矩阵运算法。

弹性矩阵

elasticity matrix

线弹性理论中，弹性体内任一点的应力分量 σ_x、σ_y、σ_z、τ_{yz}、τ_{zx}、τ_{xy} 和应变分量 ε_x，ε_y、ε_z、γ_{yz}、γ_{zx}、γ_{xy}，存在下列关系：

$$\left.\begin{aligned} \sigma_x&=d_{11}\varepsilon_x+d_{12}\varepsilon_y+\cdots+d_{16}\gamma_{xy} \\ \sigma_y&=d_{21}\varepsilon_x+d_{22}\varepsilon_y+\cdots+d_{26}\gamma_{xy} \\ &\cdots\cdots \\ \tau_{xy}&=d_{61}\varepsilon_x+d_{62}\varepsilon_y+\cdots+d_{66}\gamma_{xy} \end{aligned}\right\}$$

式中　$d_{ij}(i,\ j=1,\ 2,\ \cdots,\ 6)$——弹性常数。

称

$$D=\begin{bmatrix} d_{11} & d_{12}\cdots d_{16} \\ d_{21} & d_{22}\cdots d_{26} \\ \vdots & \vdots \quad \vdots \\ d_{61} & d_{62}\cdots d_{66} \end{bmatrix}$$

为弹性矩阵，且有 $d_{ij}=d_{ji}$。它在矩阵结构分析中经常出现。

几何矩阵

geometric matrix

有限元素法中，用以联系“元”内应变和节点位移之间关系的矩阵。以平面问题中三角元为例，其应变分量 ε_x、ε_y、γ_{xy} 和节点位移 δ_1、δ_2、δ_3、δ_4、δ_5、δ_6 有下列关系：

$$\left.\begin{aligned} \varepsilon_x&=b_{11}\delta_1+b_{12}\delta_2+\cdots+b_{16}\delta_6 \\ \varepsilon_y&=b_{21}\delta_1+b_{22}\delta_2+\cdots+b_{26}\delta_6 \\ \gamma_{xy}&=b_{31}\delta_1+b_{32}\delta_2+\cdots+b_{36}\delta_6 \end{aligned}\right\}$$

式中　$b_{ij}(i=1,\ 2,\ 3;\ j=1,\ 2,\ \cdots,\ 6)$——几何常数。

称

$$\boldsymbol{B}=\begin{bmatrix} b_{11} & b_{12}\cdots b_{16} \\ b_{21} & b_{22}\cdots b_{26} \\ b_{31} & b_{32}\cdots b_{36} \end{bmatrix}$$

为几何矩阵。此阵中第 j 列的物理意义是：当位移 δ_j 单独为 1 其余为零时的应变值。

柔度矩阵

flexibility matrix

结构力学名词，**对称矩阵**，由结构柔度影响系数 f_{ij} 所组成：

$$\boldsymbol{F}=\begin{bmatrix} f_{11} & f_{12}\cdots f_{1m} \\ f_{21} & f_{22}\cdots f_{2m} \\ \vdots & \vdots \quad \vdots \\ f_{m1} & f_{m2}\cdots f_{mm} \end{bmatrix}$$

若结构受外力 $\boldsymbol{R}=\{R_1R_2\cdots R_m\}$ 作用，设各力作用点沿力的方向出现位移 $\boldsymbol{r}=\{r_1\,r_2\cdots r_m\}$。则可写出

$$r_1=f_{11}R_1+f_{12}R_2+\cdots+f_{1m}R_m$$
$$r_2=f_{21}R_1+f_{22}R_2+\cdots+f_{2m}R_m$$
$$\cdots$$
$$r_m=f_{m1}R_1+f_{m2}R_2+\cdots+f_{mm}R_m$$

可知 f_{ij}(i ， $j=1, 2,\cdots, m$) 为 $R_j=1$ 单独作用下结构在 R_i 作用点沿 R_i 方向的位移。

结构的位能可表示为

$$\frac{1}{2}\boldsymbol{R}^T\boldsymbol{F}\boldsymbol{R}$$

刚度矩阵

stiffness matrix

结构力学名词，对称方阵，由结构刚度影响系数 k_{ij} 所组成：

$$\boldsymbol{K}=\begin{bmatrix} k_{11} & k_{12}\cdots k_{1m} \\ k_{21} & k_{22}\cdots k_{2m} \\ \vdots & \vdots \quad \vdots \\ k_{m1} & k_{m2}\cdots k_{mm} \end{bmatrix}$$

设使结构出现一组独立的节点位移 $\boldsymbol{r}=\{r_1\ r_2\cdots r_m\}$ 而需加于各节点的沿各位移方向的一组力 $\boldsymbol{R}=\{R_1\ R_2\cdots R_m\}$。则可写出

$$R_1=k_{11}r_1+k_{12}r_2+\cdots+k_{1m}r_m$$
$$R_2=k_{21}r_1+k_{22}r_2+\cdots+k_{2m}r_m$$
$$\cdots\cdots$$
$$R_m=k_{m1}r_1+k_{m2}r_2+\cdots+k_{mm}r_m$$

可知 k_{ij}(i ， $j=1, 2,\cdots, m$) 为 $r_j=1$ 单独出现时所应加于有关节点上沿 R_i 方向的力。

结构的位能可表示为

$$\frac{1}{2}\boldsymbol{r}^T\boldsymbol{K}\boldsymbol{r}$$

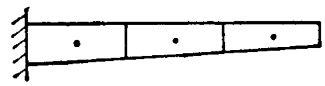
质量矩阵

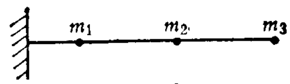
mass matrix

结构动力分析中表达惯性性质的**对称矩阵**。引用质量矩阵 $\boldsymbol{M}$，结构的动能可表示为

$$\frac{1}{2}\dot{\boldsymbol{r}}^T\boldsymbol{M}\dot{\boldsymbol{r}}$$

式中 $\dot{\boldsymbol{r}}$——位移列阵对时间的一阶导数，即速度列阵。


(a)



(b)

悬臂梁集中质量图

以图示悬臂梁为例，若简化成三个集中质量 m_1、m_2、m_3，则其动能等于

$$\frac{1}{2}m_1\dot{r}_1^2+\frac{1}{2}m_2\dot{r}_2^2+\frac{1}{2}m_3\dot{r}_3^2$$

改写成矩阵形式

$$\frac{1}{2}\begin{bmatrix}\dot{r}_1\\ \dot{r}_2\\ \dot{r}_3\end{bmatrix}^T\begin{bmatrix} m_1 & 0 & 0 \\ 0 & m_2 & 0 \\ 0 & 0 & m_3\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\dot{r}_1\\ \dot{r}_2\\ \dot{r}_3\end{bmatrix}$$

于是此例中之质量矩阵就是

$$\begin{bmatrix} m_1 & 0 & 0 \\ 0 & m_2 & 0 \\ 0 & 0 & m_3\end{bmatrix}$$

阻尼矩阵

damping matrix

结构动力分析中表达能量耗散性质的**矩阵**。具有粘性阻尼的结构，在运动过程中单位时间内所耗散的能量可表示为

$$\frac{1}{2}\dot{\boldsymbol{r}}^T\boldsymbol{C}\dot{\boldsymbol{r}}$$

式中　$\dot{\boldsymbol{r}}$——位移列阵对时间的一阶导数，即速度列阵；

$\boldsymbol{C}$——阻尼矩阵，并且是对称的。

高斯消去法

Gauss elimination method

数学用语。线性代数方程组的一种直接解法。飞机强度计算中的许多课题归结为求解一个线性代数方程组，需要选择合适的方法，用电子计算机解算。本法适用于求解系数矩阵为非对称情形（对称情形另有更好的方法)，计算格式分简单消去法和主元素消去法两种。

本法由德国数学家高斯（1777—1855）发现，尔后才产生其他各种直接解法。以下是简单消去法的例子。

求解

$$\begin{cases} 2x_1 - x_2 + 3x_3 = 1 \\ 4x_1 + 2x_2 + 5x_3 = 4 \\ 2x_1 \qquad + 2x_3 = 6 \end{cases}$$

方程组的解仅与下面矩阵

$$\begin{pmatrix} 2 & -1 & 3 & 1 \\ 4 & 2 & 5 & 4 \\ 2 & 0 & 2 & 6 \end{pmatrix}$$

有关。

第一次消元过程：

使第一个方程中 x_1 项的系数为 1，其余方程中 x_1 项的系数为 0。

$$\xrightarrow{\text{第一行} \div 2} \begin{pmatrix} 1 & -\frac{1}{2} & \frac{3}{2} & \frac{1}{2} \\ 4 & 2 & 5 & 4 \\ 2 & 0 & 2 & 6 \end{pmatrix}$$

$$\xrightarrow[\text{第三行}-(\text{第一行})\times 2]{\text{第二行}-(\text{第一行})\times 4} \begin{pmatrix} 1 & -\frac{1}{2} & \frac{3}{2} & \frac{1}{2} \\ 0 & 4 & -1 & 2 \\ 0 & 1 & -1 & 5 \end{pmatrix}$$

第二次消元过程：

使第二个方程中 x_2 项的系数为 1，其余方程中 x_2 项的系数为 0，得

$$\begin{pmatrix} 1 & 0 & \frac{11}{8} & \frac{3}{4} \\ 0 & 1 & -\frac{1}{4} & \frac{1}{2} \\ 0 & 0 & -\frac{3}{4} & \frac{9}{2} \end{pmatrix}$$

依此类推，经过第三次消元，得

$$\begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 9 \\ 0 & 1 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 1 & -6 \end{pmatrix}$$

即

$$x_1 = 9$$
$$x_2 = -1$$
$$x_3 = -6$$

这样，一个三元线性方程组经过三次消元的过程得解。此计算格式可推广到任意元的方程组。

超松弛法

over-relaxation method

又称超松弛迭代法，数学用语，线性代数方程组的一种迭代解法。它比简单迭代法收敛速度要快，并且迭代收敛的过程和总位能取极小的过程是一致的，因而适合于求解有限元一类**稀疏矩阵**方程。但是，对于一个具体问题，如何选择最佳松弛因子而使迭代收敛速度最快，常常需凭经验，故有时给计算者带来困难。

共轭斜量法

conjugate gradient method

简称 CG 法，线性代数方程组解法之一，介乎直接法和迭代法之间的一种独特算法，理论上迭代 N（矩阵阶数）步收敛于精确解。

本法适用于求解有限元一类稀疏矩阵方程，其计算过程是将系数矩阵与一个向量相乘。只要把元素**刚度矩阵**、位移列阵和载荷列阵等有机地加以组合，不用形成结构刚度矩阵，就能实现这一点。所以，用小内存电子计算机能求解较大的题目。本法还适用于求解系数矩阵为非对称情形。采用本法，对电子计算机的速度有一定的要求。

结构优化设计

optimum structural design, structural synthesis

又称结构综合。研究在已知外载和环境等条件下进行结构合理设计（选定结构布局、材料和结构件尺寸等）的原理与方法。

二十世纪五十年代后，随着电子计算机技术、结构分析方法（特别是有限元法）和**强度理论**、计算技术以及数学上运筹学、规划论的发展，使结构优化设计在理论上、实践上都取得了大的进展。六十年代中期形成了很多能考虑各种强度、刚度要求及环境条件的优化设计程序系统，用于各种新飞机的研制，缩短了研制周期，提高了设计质量。

结构优化设计以设计中力争改善的一个或几个量（飞机设计中一般是结构重量）作为优化的目标（称作**目标函数**），把结构必须满足的强度、刚度条件（如允许应力和变形、屈曲强度、自振特性、疲劳及断裂强度、翼面颤振速度等）以及其它设计限制（参数取值范围、加工限制等）作为设计的约束条件，利用**数学规划法**、**最优准则法**等优化设计方法，不断修改可调的参数（**设计变量**），最后得出既满足已定设计条件，又使目标函数取“最优”值的结构设计。

数学规划法

mathematical programming method

全称结构优化设计的数学规划法。结构优化设计中把设计问题构成数学规划问题求解的一类方法，用以求出在给定约束条件下使目标函数取“最优”值的设计。

这种方法把结构设计归结为如下的数学问题：

求解使目标函数 $f(x)$ 取极小值的设计变量 $X=\{x_1, x_2, \cdots, x_n\}$，

约束条件是

$g_j(X)\leqslant 0$，$j=1, 2, \cdots, m$，

$h_j(X)=0$，$j=m+1, m+2, \cdots, p$。

根据具体问题选取不同的目标函数和约束条件，就能方便地处理各种设计问题。根据问题的数学特征，可选取各种数学规划方法求解，如线性规划、非线性规划、几何规划、动态规划等。五十年代在框架设计中成功地应用了线性规划法，六十年代非线性规划方法应用于加筋板壳的设计和有强度、刚度、稳定性和颤振速度等不同约束的飞机结构设计问题。

数学规划法能适应各种复杂的约束条件和目标函数，但一般计算量较大，实际应用受一定限制。为了有效地处理大型实际结构设计问题，需采取减少变量个数、暂时舍去次要约束等近似方法，目前已可使设计过程所需的计算量与最优准则法相当。

最优准则法

optimality-criterion based algorithm

全称结构优化设计的最优准则法。结构优化设计中根据各类具体约束建立最优性准则和相应的迭代公式，不断修改设计变量，最后得出“最优”设计的结构优化设计方法。

若“最优”设计受限于约束条件 $g_j(X)=0$，由拉格朗日函数取驻值的条件，可得出目标函数 $f(X)$ 取极值的必要条件：$\dfrac{\partial g_j(X)}{\partial x_i}\Big/\dfrac{\partial f(X)}{\partial x_i}=-\dfrac{1}{\lambda}$。这个最优准则的意义是：各设计变量使目标函数改变单位值时，引起的约束值变化量相同。多个约束时的准则与此类似。各种准则法的差别主

要是判取“最优”设计处以等式满足的约束和建立迭代设计公式时所用的方法和近似程度不同。

最优准则法往往利用各种具体约束的特性，计算量小，收敛速度与问题规模无关。最早应用的满应力设计方法（FSD）基于直觉的准则，七十年代准则法有很大发展，已能处理位移、**屈曲**、自振频率、颤振速度等约束，是当前处理大型实际设计问题的一类重要方法。

设计约束条件

constraint

简称约束。结构优化设计中，为保证设计合理并能实现预定功能而规定的具体要求和限制。约束条件通常包括对设计的各种**强度**、**刚度**要求（如允许应力、最大位移、**结构稳定性**、自振特性、翼面颤振速度等）以及结构尺寸协调关系、工艺要求、参数取值范围等。约束条件可以是等式也可以是不等式。结构设计中的约束条件常常是**设计变量**的非线性隐函数，计算复杂，以适当的显式关系来逼近约束函数以及在不同阶段舍去那些影响不大的次要约束，是**结构优化设计**中提高效率的重要途径。

目标函数

objective function, merit function

又称品质函数。在**结构优化设计**中力求改善的一个或几个量，目标函数是**设计变量**的函数，目标函数值的大小是比较各设计优劣的依据。航空结构设计中，结构重量对飞机性能和经济性的影响最大，也最容易定量计算，因此一般以重量为目标函数；有时也以造价、结构承载能力或其它表征结构性能的量为目标函数。

结构设计的约束条件比较复杂，目标函数常有多个极值点，目标函数最优的极值点就是优化过程追求的“最优”设计，其余的极值点就是“局部最优”设计。现有的结构优化设计技术一般还不能保证得到“最优”设计；实际设计中应在条件允许时从几个初始点进行设计，然后从所得各解中选取目标函数值最好的一个设计。

设计变量

design variable

结构优化设计中有待调整、优选的描述结构特征的参数。一组设计变量代表一个具体的设计。

设计变量可按不同标准分类，它可以是描述结构布局和几何关系的量、描述材料特性的量和表示结构件剖面特性的尺寸变量。按变量变化规律，它可以是连续变化的连续变量和只能取离散值的离散变量。变量的类型和多少对结构优化设计的复杂程度和效率有很大影响。现有的优化设计工作，一般只处理给定结构布局下的连续变量问题，将某些离散变量如板厚等作为连续变量处理。用**数学规划法**作结构优化设计时，应尽量减少变量个数（指定次要参数、利用参数间的固有关系进行基底变换等），以提高解题效率。

应力

stress

物体受外力、温度变化或其他因素作用而变形时，在它的内部任一截面上将出现抵抗变形，力图恢复原状的内力。在微元面积上作用的内力与微元面积的比值的极限即为应力，通常用S表示：

$$S=\lim_{\Delta F\to 0}\frac{\Delta P}{\Delta F}$$

式中 S——应力（公斤/毫米^2）；

ΔP——微元面积ΔF上的作用力（公斤）；

ΔF——物体微元的横截面积（毫米^2）。

应力S称为总应力，它可分解为垂直于所截取平面和平行于所截取平面的两个分量，前者称为正应力（如拉伸时的拉伸应力或压缩时的压缩应力），常用σ表示，后者