

第十一章 飞机总体参数优化设计基本原理

在计算机出现之前,工程设计多采用手册法,对现有产品作一些改型设计,或主要依靠设计者个人的经验和创造思维来进行设计。计算机发明后,由于其强大的数值计算能力,以及优化方法理论研究的不断深入,在工程设计中逐渐形成了工程系统优化设计这一新的设计方法。本章介绍有关飞机总体参数优化设计的基本概念和一般过程,并对飞机总体优化设计的新方向—多学科设计优化作简要介绍,目的是为读者进一步从事有关研究工作提供一个基础。

§ 11.1 飞机总体设计问题的数学表述

飞机总体设计的基本任务就是根据设计要求应达到的性能来确定飞机的总体参数,并尽量使飞机的起飞重量轻(或成本低)。以一个典型的飞机总体设计问题为例,假设设计的是一种亚音速喷气教练机。在设计要求中指定了最大飞行速度、着陆速度、航程、海平面最大爬升率,并要求起飞重量最轻,求飞机应具有多大的机翼面积、展弦比、机翼根部的相对厚度、燃油量和发动机推力。

对于这样一个设计问题,仅靠人的经验来求解这组参数是非常不易的。例如,为了满足航程要求,可多装一些燃油。但多装燃油会使飞机总重过大,使着陆速度达不到要求。增加机翼面积对着陆速度是有利的,但在给定推力下,加大机翼面积会使最大速度降低。加大机翼的展弦比对增加航程是有利的,但展弦比过大又会使飞机总重增加而影响着陆速度。因此,设计参数与各种性能存在着错综复杂的关系,这给设计人员选择正确的参数带来了很大困难。飞机总体优化设计的目的是用计算机来自动完成这些参数的最优选择。

飞机的总体方案可用一组相互独立的参数来完整地描述。只要这组参数被确定,就完全定义了一个飞机总体方案。这组参数称为“设计变量”,如前述的机翼面积和展弦比等就是设计变量。用这些参数定义的飞机总体方案,要满足一系列的性能要求,并使某种特性最大或最小。要求满足的性能指标,称为“约束”。而希望最大或最小的特性,称为“目标函数”。用优化方法的术语,可将上述飞机总体设计问题表述为:

在设计空间里,求设计变量 \mathbf{X} (机翼面积、展弦比、油量,根部的相对厚度、发动机推力),使得目标函数即飞机起飞重量最小,并满足以下约束:最大速度、着陆速度、航程、爬升率。

如果抽去上述设计问题的具体含义,则优化问题的一般数学表达形式为

求: $\mathbf{X} \in A$

使得目标函数 $F(\mathbf{X})$: 最小(或最大)

并满足: $g_i(\mathbf{X}) \leq 0$

$h_j(\mathbf{X}) = 0$

式中 $\mathbf{X}=[X_1, X_2, X_3, \dots, X_n]^T$, 是设计变量, A 为设计变量空间。 $F(\mathbf{X})$ 是目标函数, $g_i(\mathbf{X})$ 是不等式约束, $h_j(\mathbf{X})$ 是等式约束, 它们一般都是设计变量 \mathbf{X} 的函数。下面对优化设计中所常用术语作进一步的说明。

设计变量 \mathbf{X} : 用来描述工程系统的特征、在设计过程中可被设计者控制的一组相互独立的变量。

设计变量空间 A : 各设计变量的取值范围组成的多维空间, 即所有设计变量可能的取值所组成的集合, 有时简称为设计空间。设计空间中的一个点为一个设计方案。对于二维情况, 如图 11.1(a)所示的矩形区域就是一个设计变量空间。

系统参数 P : 用来描述工程系统的特征、在设计过程中保持不变的一组参数。例如设计要求中所规定的载客人数就是一个系统参数。

状态变量 \mathbf{Y} : 用来描述工程系统的性能或特征的一组参数。状态变量一般与约束和目标函数直接有关, 这些参数是设计过程中进行决策的重要信息, 如飞机最大速度和起飞重量。状态变量需通过分析模型得到, 分析模型可以是简单的估算方法(经验公式)或复杂的数值计算方法(如计算空气动力学中的数值方法、结构分析的有限元法)。

系统分析: 给定一系统设计变量 \mathbf{X} , 通过解一组系统状态方程 $\mathbf{Y}=f(\mathbf{X})$, 得到系统状态变量 \mathbf{Y} 的分析过程。对于复杂工程系统, 系统分析涉及多门学科分析。

一致性设计: 由于并不是所有的设计变量 \mathbf{X} 通过系统分析都会有解。当一个设计变量经系统分析有解时, 由这个设计变量所确定的一个设计方案, 叫一致性设计。

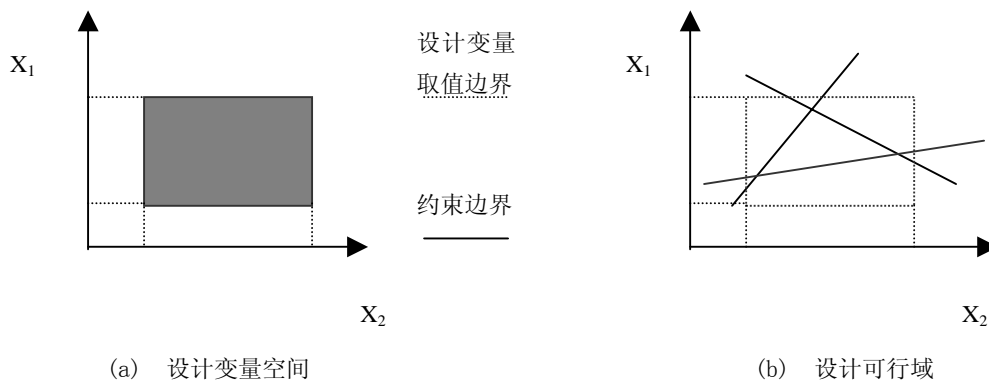


图 11.1 设计空间和可行域示意图

可行设计: 满足所有设计要求或设计约束的一致性设计。有时一致性设计也称为合格设计。所有可行设计点组成的空间称为可行域(或合格域), 如图 11.1 (b) 所示。

最优设计: 使目标函数最小(或最大)的可行设计。最优设计可分为局部最优和全局最优设计。

§ 11.2 飞机总体优化设计的一般过程

工程参数选择的任务, 就是找出能满足约束要求的一组设计变量 \mathbf{X} 。但由于工程设计中的非唯一性和不可逆性, 通常不用简单的解方程的方法来求得。实际的工程设计, 是凭经验、

统计、猜测或者直觉初选一组设计变量 \mathbf{X} 后，再用分析方法求出这组设计变量所确定的系统的状态变量 \mathbf{Y} ，然后对这个分析结果进行评估，判断是否符合要求。如果符合，则所选的这组设计变量就是可行设计，否则就需要修改设计变量。因此，工程设计过程可概括为：设计→分析→评估→再设计…，通过多次循环，逐次逼近选择一个正确的设计变量。这种人工方法不但费时费神，而且往往以找到一个可行设计为满足，谈不上寻找出一个最优设计点。

采用计算机优化设计的方法，在计算机中模拟上述实际设计的过程，但循环迭代的时间大大节约，迭代的次数可以大大增加，通常可以进行几千次的迭代，这在人工设计中是不可想象的。由于优化设计方法具有自动改善设计方案的能力，可通过循环改进，多次反复计算，逐渐逼近最佳设计，这样不但使设计过程寻找到可行设计的过程自动化，而且可以通过寻优找到最优设计点，从而提高了工程设计的质量。

优化设计的一般过程包括设计变量的确定、系统分析、设计方案的评价、搜索新的设计点和判断是否收敛至最优点，如图 11.2 所示。以下结合飞机总体参数选择的特点，对上述优化过程的各个要素作进一步说明。

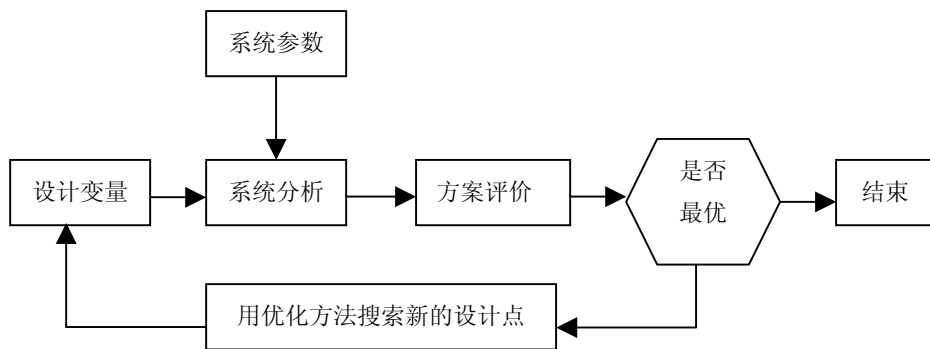


图 11.2 优化设计的一般过程

一、设计变量

在选定设计变量时，最主要的问题是决定哪些参数应确定为系统参数，哪些参数应为设计变量。另外，由于设计变量的量级可能相差很大，设计变量的取值范围及其规格化处理，也是一个重要问题。

(一) 关于飞机型式选择的处理

在飞机总体设计中，首先需要解决飞机型式选择问题。虽然飞机型式从广义上说也是一种飞机的总体参数，是一个设计变量，但它们是非数量描述型的，所以不能象一般意义上的设计变量那样纳入优化设计的格式中去。对此可以有两种处理办法。一是沿用常规设计中由设计师凭设计经验来选定飞机型式，然后再对飞机总体参数进行优化设计。另一种是将目前常用的和有可能出现的各种飞机型式一一罗列出来，让计算机逐一进行优化设计，最后再择其最优者，这就是所谓穷尽法。但这种方法需要大量的机时，尤其是当每种型式的优化设计的时间较长时，这种方法就更不可取了。所以不妨将两种方法折衷一下，由设计师选择若干种最有希望成功的飞机型式，逐个进行优化设计后，进行比较，这样明显不可行的飞机型式就可以排除而不进行分析了。

(二) 关于设计变量的规格化处理

在工程设计中，设计变量的量级可能有很大的差别。例如飞机的重量若以千克计，常在数千或数万千克量级，而飞机机翼的相对厚度则是百分数。在参数优化中，为便于量级不同的设计变量统一寻优，一般对各设计变量分别指定浮动区间，用 1 与 0 分别代表浮动区间的上限和下限。寻优中，各变量使用在 0 与 1 之间的一个小数表达，这个小数称为变量的“规格化值”。但在分析模型中又必须使用变量的“真值”。变量的“真值”与“规格化值”的换算公式如下：

$$X_{i真} = X_{i下} + X_{i规}(X_{i上} - X_{i下})$$

其中 $X_{i真}$ 为变量的“真值”， $X_{i上}$ 为变量的上限， $X_{i下}$ 为变量的下限。 $X_{i规}$ 由下式确定：

$$X_{i规} = \frac{X_{i真} - X_{i下}}{X_{i上} - X_{i下}}$$

参数优化中各设计变量取值区间的选择，是根据设计任务或经验。对较有把握预计最优参数的设计变量，取值区间的上、下限可以选在预计的最优参数附近，区间可以小一些。相反情况下，对把握不大的参数，探索的范围可以取大一些。

例如，对于一般的民用飞机，假定需要对其机翼展弦比在一定范围内浮动自动寻优，取 4~12 的区间应该是够用的，通常不会超过这个范围。取 4 为下限，12 为上限，那么当展弦比的真值为 6 时，其规范化值为 $(6-4) / (12-4) = 0.25$ ；反过来，在优化计算中规范化值为 0.5 的展弦比，其真值为 $4 + 0.5 \times (12-4) = 8$ 。

取值范围小可使收敛速度加快。但如果最后优化出的最优参数落在指定取值区间的边界上，则说明优化过程可能受到取值区间的限制，宜于将区间向该边界一边扩大后再作优化。

二、分析模型

分析模型的任务，是在一项工程的设计参数完全被确定的前提下，求出其被关注的各项性能。对飞机总体设计来说，分析模型的任务是根据所确定的设计方案，计算出飞机的气动、动力、重量、性能等特性。一般来说，飞机总体设计中分析模型包括下列分析模块：（1）几何分析模块；（2）气动分析模块；（3）重量分析模块；（4）推进系统分析模块；（5）性能分析模块；（6）操纵性和稳定性分析模块；（7）经济分析模块。

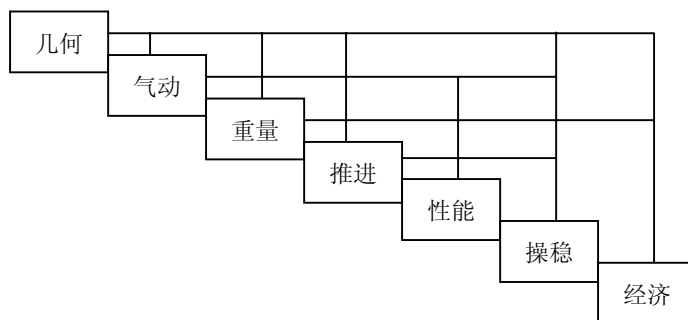


图 11.3 飞机总体设计中各分析模块的关系

在分析模型中必然包括了许多参数。所包含的多数，除数学常数（如 π 等）以外，其余参数可以分为三类：一类是优化设计中设计变量；第二类是系统参数，它是与设计变量完全无关的参数。对这些参数必须单独输入，成为优化设计中的“固定多数”。第三类是与“设计变量”有关的参数，它们不是“设计变量”本身，而是从设计变量推演出来的，即所谓的“中间参数”。这些中间参数，都是由设计变量演算而来的，它们往往是分析模块之间所需传递的数据。如几何分析模块中计算出的飞机的湿润面积，是气动分析模块中计算零升阻力系数所需的数据，而零升阻力系数又是性能分析模块所需的数据。这个湿润面积和零升阻力系数就属于“中间参数”。当分析模型较为复杂时，应该仔细地研究各分析模块之间的数据传递关系。图 11.3 表示了典型的飞机总体设计中各分析模块的数据传递关系。

分析模型的精度从低到高可分为三个档次：（1）经验公式或统计公式；（2）比较复杂的分析方法，如用于计算气动特性的面元法，用于分析结构的工程梁理论；（3）目前精度可达到最高的分析方法，如基于 N-S 方程的计算流体动力学（Computational Fluid Dynamics，简称 CFD）方法，分析结构的有限元方法。

选用何种档次的分析模型取决于设计问题中所需的精度、已拥有的计算机程序、以及计算机的容量和速度等因素。由于（3）类的分析模型所需的计算机运行时间很长，即使采用超级计算机，运行一次 CFD 软件也需若干小时。因此，目前飞机总体优化设计中分析模型主要用（1）和（2）类的分析模型。

三、方案评价

对每种设计方案作出“优劣”评价，是比较各种设计方案，进行选择的前提。在人工设计的情况下，人们一般根据论证的思辨，甚至凭设计者的感觉来选择。当优化过程由计算机自动进行时，就需要按人为比较的思路进行整理，找出一种形式化表述的方法。

对方案进行评价的困难，在于设计要求的多样性。如果在飞机设计中，设计要求包括最大速度、着陆速度、航程、爬升率及重量五项，对于每个方案，这些性能都不同，有的速度大些，有的航程大些，每个方案的总性能可以看作多维空间内的一个矢量，不好比较。

现在需要对每个方案用一个综合性的“评分”来表示其优劣，从数学上说，就是要用一个“标量”来代表一个“矢量”。

所谓优劣，是针对一定的设计任务说的。例如，歼-7 与运-7 比较，歼-7 飞得快，但载得少，飞得近。运-7 飞得慢，但载得多，飞得远。如果要打分数，歼-7 与运-7 哪一个打得高呢？单纯从事物价本身来比较，是得不出结果的，但针对具体设计任务来说，如果任务是要一架运输机，那么运-7 分数高，歼-7 简直不合格，但如果要一架歼击机，肯定应该歼-7 分数高，运-7 不合格。

因此，优化方法得到的最佳设计，并不是对单纯客观量的描述，而必须同时结合人的意图，针对有目的的行动，这是运筹学与单纯描述物理量的其他数学不同的地方。

通常在优化程序中采用一种对合格与不合格方案都可以反映优劣的方法，这种方法实行一种“扣分”制度，通常称这种方法为“化有约束问题为无约束问题”的方法。即：将满足约束的情况都反映在综合目标值上，使我们可以只对综合目标值选择，而可以不再顾及约束情况。

在应用计算机计算“扣分”时，需要对“扣分”的办法给予具体规定，计算扣分的公式，称为“代价函数”（或称之为“罚函数”）。

对某方案的第*i*项代价 D_i ，计算公式为：

$$D_i = k_i (y_i - J_i)^2$$

式中 y_i 为该方案的第*i*项性能指标， J_i 为对该性能指标的约束。该性能指标离约束要求越远，括号内的差值越大，并将这差值平方，使扣分扣得“狠”一些。 k_i 是系数，当指标满足约束时则取 0。例如航程要求大于 1400 公里，若一个方案的航程为 1900 公里，是满足要求的，虽然后面括号内计算有差值，但 k_i 因取 0，该项代价为 0。当不满足约束时， k_i 取个平衡量级的加权系数，例如爬升率要求大于 16m/s，当某一方案爬升率为 15m/s时，是不合格的，但与约束边界的差值只有 1，平方之后仍是 1。如果目标函数是飞机总重，重量单位为公斤，那么目标函数的量级可能为 1000，扣去一分并不能使该不合格方案的总评分明显下降。因此， k_i 应取一个能使不合格方案显然劣于合格方案的加权系数，在此例中可取 1000 或 10000。在实际使用时， k_i 的值不必仔细平衡量级，一般取一个大数，只要注意不致产生数值“溢出”即可。文献中一般指出， k_i 值在优化过程中逐步增大，将使所选出的最佳点从可行域之外逐步向边界靠拢。在我们的实践中， k_i 一次取定一个大数，优选中不再变化，结果也可以。

上述这种代价函数，称为“外部代价函数”。使用这种代价函数可以从可行域以外开始优选，方案将逐步改善进入可行域，然后趋向最佳方案。但这个方法有可能使最佳方案略为偏某个约束边界，处在可行域边界之外的某邻近点。

另外有一种“内部代价函数”，它的形式之一如下：

$$D_i = k_i \left(\frac{1}{y_i - J_i} \right)$$

式中 y_i 与 J_i 的意义同前，而 k_i 取一个逐渐变小的小数值。从式中可以看出，当方案从内部接近约束边界时，代价越来越大，到达边界时，代价将为无穷大。如果系数 k_i 越取越小，求出的最佳点将逐渐接近边界。使用“内部代价函数”，必须在边界内开始优选，最后结果将在合格区内部接近约束边界的某邻近点。

还有一种外部代价函数，也许可称之为“悬崖代价函数”。公式为：

$$D_i = k_i [1 + (y_i - J_i)^2]$$

这种代价函数对不合格的方案，只要它一超越约束边界，首先扣除一大截目标值，然后再按超越距离的平方扣分。

有了对每个约束的代价函数，对每一约束计算出方案的代价之后，最后的综合目标函数如下：

$$F = F_0 - \sum D_i \quad \text{或} \quad F = F_0 + \sum D_i$$

式中 F 为综合目标值， F_0 为原问题的目标值， \sum 项为该方案各约束指标代价之和。

以上方法，指存在若干约束，但优化目标只有一个的情况。有时会产生优选目标不止一个的情况，即所谓“多目标优化”。例如在飞机总体参数优选时，不仅要求飞机总重最小，而

且要求飞机成本最低。此时，通常采用加权系数法，将多目标优化问题转化为单目标优化问题。总的优化目标值为各个目标值加权之后的和：

$$F = \sum_{i=1}^n w_i \cdot F_i$$

w_i 为加权系数， w_i 之和为 1，重要的项目取的大些。若各项目同等重要，则 w_i 可取为 $1/n$ 。这个方法的优点是可以反映对各项目不同的重视程度，但缺点是难于合理地选取各个加权系数。

四、搜索策略

搜索策略的功能是依据方案评价的结果，在设计变量空间中寻找出一个或若干新的设计方案（设计点），经过多次迭代，寻找到可行设计区域，并逐渐逼近最优设计点。关于搜索策略在下一节关于优化方法中的具体说明。

五、优化过程的起始与结束

在优化方法中，首先要给定一个（或一组）初始设计点。总体参数优化的起点，可以从下述几种情况选择：（1）人工凭经验或猜测作出的最初方案；（2）选取与设计的新机相近的某一已有的设计方案；（3）在变量空间内任一方案（例如取各设计变量浮动范围的中点），给定准则后可由计算机自动形成。

优化是对一个理论上的“最优方案”无限逼近的过程，在实际中，可以根据情况从下列几种可能中选择中止优化过程的准则：

- （1）指定优化循环次数（例如取 5000 次）；
- （2）指定改进失败的次数，失败次数超过某一指定数时中止；
- （3）指定探索步长小于某一指定精度时中止；

（4）指定目标值改进小于某一指定值时中止。例如，假定以飞机起飞重量作为优化目标，对于起飞重量为若干吨的飞机，优化进展在 1 公斤之内就可认为已收敛。

§ 11.3 优化方法

优化方法的目的是在设计变量空间中寻找出一个最优设计点，它已成为一个专门的数学研究领域。优化方法可分为两大类：一类是基于导数的优化方法，即要求计算目标函数和约束对设计变量的导数；另一类不需要计算目标函数和约束对设计变量的导数，称为直接法。前者往往收敛速度较快，但需要计算目标函数 $F(\mathbf{X})$ 和约束 $g(\mathbf{X})$, $h(\mathbf{X})$ 的导数信息。后者虽然收敛速度较慢，但不需要计算目标函数和约束的导数，因此可适用于不同的情况。这些优化算法目前大多已被编制成标准的计算机程序，形成了优化算法库。设计人员可根据工程设计的实际问题，选择优化算法，实现工程优化设计。

为了能适应各种分析模型的情况，在总体参数优化设计中可采用不需计算导数的直接法。本节主要介绍两种常用的直接法（随机投点法和单纯形法）的思路。另外遗传算法也日益得到广泛的应用，本节对遗传算法的基本思想也作了介绍。关于基于导数的优化方法，可参考有关优化方法的书籍。

一、随机投点法

有的工程问题，目标函数的曲面形状相当不规则。这时即便使用复杂的计算来确定探索的方向和步长也不见得可以直抵顶峰。现在计算机有强大的计算能力，有时并不需要仔细用理性去确定探索的每一步。因此利用计算机自动产生“伪随机数”能力的随机探索方法，思路比较直观，许多问题都可以普遍使用，编程也相对简单，成为工程设计中常用的优化方法。

这种方法的思路，形象地说是抓一把豆子，向设计变量空间撒去。每粒豆子都随机地占有一个位置，代表了一组设计参数。把每个随机方案都算一算，从中选出最优的来。如果投点相当密集，那么各组中的最优点相当接近所有可能中的最优。

在计算机中实现这种算法，为了节约内存，只保留算过的方案中最好的一个。以后每次形成一个随机方案，分析之后都将结果与已有的最优结果比较。如果新的较差，则不保留，简单地抛弃；如果新方案优于已有的最优，则用新的最优值取代原来存有的最优值，作为以后优化过程中比较的基础。随机投点法的步骤如下：

(1) 人为选定起始目标值为一个很大（如 10^{16} ）或很小的数（如 -10^{16} ），使变量空间里的任何方案都不可能得到这样低的目标值“评分”，这样第一个实际可能的随机方案就会优于此目标值而将其取代。

(2) 用计算机产生“伪随机数”的方法，随机构成一个设计方案，该方案的各设计变量是各变量浮动范围里随机取值的组合。

(3) 对该方案进行分析，并计算该随机设计方案的目標值。

(4) 如果刚计算的方案目标值比已有的“最优目标值”差，则跳到(6)，重新构成新方案。

(5) 如果计算的方案比已有的“最优目标值”好，则将新的目标值代替原有的“最优目标值”，并将最优方案的各设计变量存入“最优方案”数组内。

(6) 如果计算次数已达到规定限制，则停止优化。将最优方案的目标值及各设计变量的最优值输出。如果未到规定次数，则回到(2)，重新构成新的随机设计方案。

随机投点法收敛过程的一般特点是开始时方案改进很快。越到后来越难“碰巧”找到优于已寻得的“最优点”。

随机投点法的优点是不怕目标面的多峰，同时变量的维数越多越显得优越，它的程序编写也比较简单。但是这种方法主要依靠增加计算次数来提高精度，其精度较差。因此这种方法比较适用于目标值计算快速的问题。对复杂问题，也可以用此法来作粗选，作为精化的起点，可减少在多峰问题中由于起点因素而造成收敛在亚峰上的情况。

二、单纯形法

单纯形法是优化方法中常用的较有效的方法之一。单纯形(Simplex)指设计变量空间里

最简单的多边形。在二维空间里，单纯形就是三角形，正单纯形指等边三角形；在三维空间里，则是一个三角锥，有四个顶点。在更高维的空间里，单纯形虽然在图形上无法表达，但可以类推，它的顶点数是维数加一，各面都是由三角形组成。

为了在图形上表示方便，现在用二维（两个变量）的情况来解释这种方法。首先在变量空间里选择三个等距离的点来试算。得到结果后，用以下三条规则来决定新点的选取。

规则 1：抛弃三点中最坏的点，将三角形绕留下的两个点作轴翻过去，得到一个新点。

新点又与留下的两点组成新的三角形，再抛弃最坏的点，翻过去求新点，如此循环。从图 11.4 的 A 情况可以看到，这样不断翻转的过程将使三角形逐步向山峰逼近。

规则 2：如果新点又是最坏的点，则抛弃次坏的点。因为如果再抛弃最坏的点，翻回去将回到刚才已经抛弃的点，形成死循环。这是在遇到山脊地形时很可能发生的情况，见图 11.4 的 B 情况。

规则 3：当三角形距离顶峰不足一个步长时，按以上两条规则会造成原地打转，如图 11.4 的 C 情况所示。这时，如已经达到所要求的精度，优化过程就应该停止。如还需改善，则可缩小三角形的边长（如缩到原来的 1 / 10）再继续。

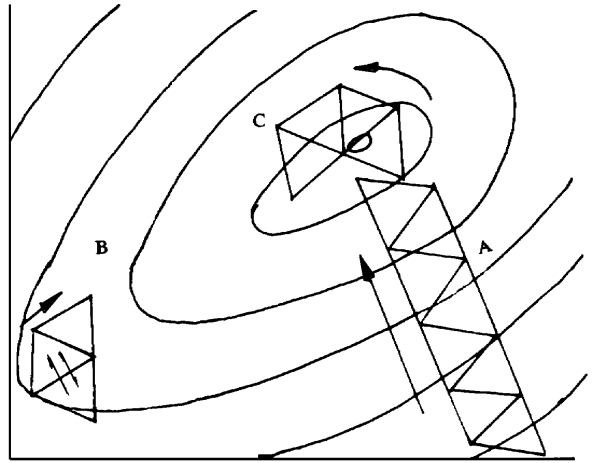


图 11.4 单纯形法的示意图

若用 T 表示最优值不再改进的翻转次数，n 表示维数，则当 $T=1.65n$ 时说明已经达到峰顶。在二维情况，当连续四次翻转最优值都不改善，则已应停止或缩小步长。

新点坐标的求法：对 n 维情况，当抛弃老点（用下标 old 表示）求翻过去的新点（用下标 new 表示），新点坐标为：

$$x_{new} = \left[\frac{2}{n} \left(\sum_{i=1}^{n+1} x_j - x_{old} \right) \right] - x_{old}$$

单纯形初始点的确定，可以是 n 维空间任意 n+1 个点 x_1, x_2, \dots, x_{n+1} 。这 n+1 个点应使 n 个向量：

$$x_2 - x_1, x_3 - x_1, \dots, x_{n+1} - x_1$$

为线性无关。

在实际应用中，为避免目标面的多峰问题造成优化的困难，也为取得优化效率和精度的合理结合，宜于采用几种不同方法的综合优化策略。例如先用随机投点法进行大面积搜寻最优区域后，再用单纯形法进行精化寻优。

三、遗传算法

遗传算法 (Genetic Algorithm, 简称 GA) 是一类模拟生物界自然选择和遗传的启发式随机搜索算法。标准遗传算法的步骤包括编码、初始群体的生成、适应度评估和检测、选择、交叉操作和变异操作。它是一种具有“生成+检测”的迭代过程的搜索算法, 如图 11.5 所示。

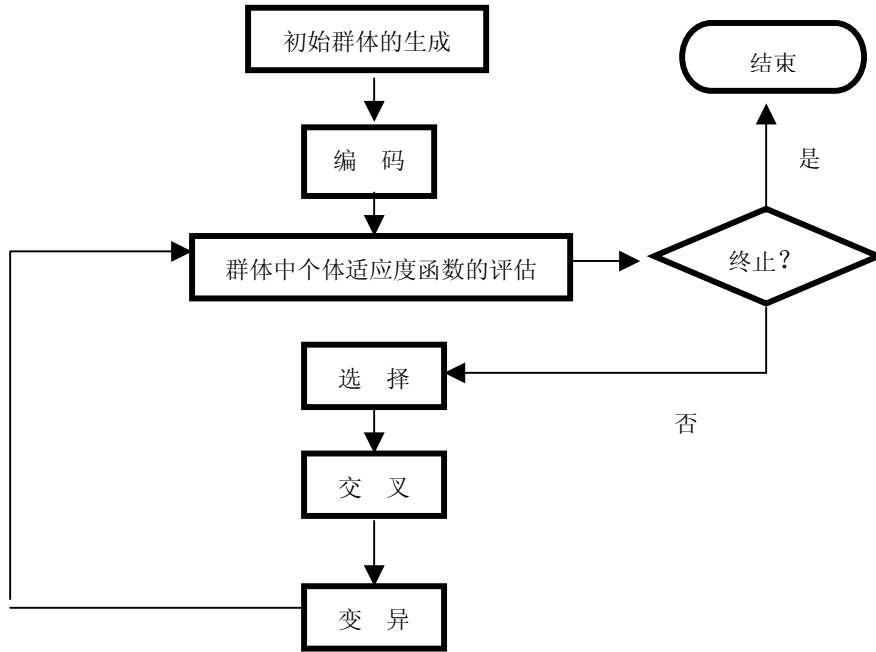


图 11.5 标准遗传算法的流程图

(一) 编码

编码的作用是将设计变量表示成遗传空间的基因型串结构数据。通常采用一定长度的二进制码代表设计变量的各种取值。对于连续变量, 如果设计变量的精度指定为 Z , 下限为 X_L , 上限为 X_U , 那么二进制码的长度 K 为:

$$2^k \geq [(X_U - X_L) / Z + 1]$$

对于离散变量, 如果离散变量可能取值数为 M , 那么二进制码的长度 K 为:

$$2^k \geq M$$

将各个变量的二进制码连成一串, 得到一个二进制代码串, 它代表了设计空间的一个点。二进制码所有可能的结构代表了整个设计空间。因此, GA 中的编码技术可统一地将含连续/离散变量的设计空间用一系列二进制代码来表示。

(二) 初始群体的生成

遗传算法是一种群体操作算法, 必须为遗传操作准备一个由若干初始解组成的初始群体。通常采用随机方法来产生初始群体。群体规模的确定对遗传算法的效果有影响。群体规模越

大，GA 陷入局部最优解的危险性越小，但计算量会增加；群体规模太小，会使 GA 在搜索空间中分布范围有限，会引起未成熟收敛现象。

(三) 适应度函数的评估

遗传算法在进化搜索中基本上不用外部信息，仅用目标函数即适应度函数为依据。适应度函数评估是选择操作的依据。由于适应度函数应非负值。一般需将目标函数以一定的方式映射成适应度函数。适应度函数的设计直接影响到算法的性能。

(四) 选择算子

选择算子的目的是把优化的个体(或设计点)直接遗传到下一代或通过配对交叉产生新的个体再遗传到下一代。选择操作是建立在群体中个体的适应度评估基础上的，适应度越大的个体，被选中的概率越大，也就是说适应度越高的个体，有更多的机会繁殖后代，使其优良特性得以遗传和保留。常用的选择方法有适应度比例方法、最佳个体保留方法、期望值方法、排序选择和联赛选择方法。

(五) 交叉操作

在自然界生物进化过程中起核心作用的是生物遗传基因的重组。遗传算法中起核心作用的遗传操作的交叉算子。所谓交叉是指把两个父代个体的部份结构加以替换重组而生成新的个体，通过交叉，遗传算法的搜索能力得以飞跃提高。最简单的交叉算子是一点交叉(one-point crossover)：随机地选取一个截断点，将双亲的基因码串在截断点切开，然后交换其尾部：

双亲	→	后代
1000 10011110	→	1000 11000110
0010 11000110	→	0010 10011110

另一种常用的交叉算子是一致交叉(uniform crossover)，它是通过设定屏蔽字(mask)来决定新个体的基因继承两个旧个体中哪个个体的对应基因。一致交叉的操作过程是：当屏蔽字中的位为 0 时，新个体 A' 继承旧个体 A 中对应的基因，当屏蔽字位为 1 时，新个体 A' 继承旧个体 B 中对应的基因，由此生成一个完整的新个体 A'，反之，可生成新个体 B'。例如：

旧个体 A	0 0 1 1 1 1
旧个体 B	1 1 1 1 0 0
屏蔽字	0 1 0 1 0 1
新个体 A'	0 1 1 1 1 0
新个体 B'	1 0 1 1 0 1

(六) 变异算子

变异算子的目的是模拟生物在自然的遗传环境中由于各种偶然因素引起的基因突变。其方法是以一定的概率选取群体中若干个体，对已选取的每个个体，随机选取某一位，将该位的数码翻转。变异算子增加了群体基因材料的多样性，增加了自然选择的余地，有利的变异将由选择操作的作用，得以遗传与保留，而有害的变异则将在逐代遗传中被淘汰。

通过用选择、交叉、变异得到的新一代群体代替其上一代群体，再进行评估、选择、交叉、变异。如此迭代下去，各代群体的优良基因成份逐渐积累，群体的平均适应度和最优个体适应度不断上升，直到迭代过程趋于收敛，适应度趋于稳定，不再上升时，就找到了所需

的最优解。

与传统的优化算法相比，遗传算法的优点主要有以下三方面：

(1) GA 处理的对象广

GA 处理的是计算对象编码，因此它对处理对象的性质几乎没有限制，对象可以是连续变量、离散变量、各种数据结构和树等。

(2) GA 是一种搜索全局最优解的算法

许多传统的搜索方法都是单点搜索算法，即通过一些变动规则，问题的解从搜索空间中的当前解(点)移动到另一解(点)。这种单点搜索方法对于多峰分布的设计空间常常会陷于局部的某个单峰的最优解。而 GA 是采用同时处理群体中多个个体的方法，即同时对搜索空间中的多个点进行评估，这一特点使 GA 具有较好的全局搜索性能，减少了陷于局部最优解的风险。同时，这也使 GA 本身十分易于并行化。

(3) 遗传算法的应用范围广

许多传统的优化算法往往是基于梯度的算法。而 GA 仅需用目标函数的值（适应度函数的值）来进行遗传操作，不需导数或其它信息。这一特点使得 GA 的应用范围大大扩展。

标准遗传算法的主要缺点是收敛速度慢，所需的适应度函数计算次数很多。当分析模型较为复杂时，用标准遗传算法来进行优选设计方案达到收敛，所需的计算时间过长。

§ 11.4 飞行器多学科设计优化概述

一、多学科设计优化的兴起

飞机发展进程表明，对飞机的设计要求越来越多，越来越高。在飞机发明的初期，对飞机的设计要求只是升力等于重力，具有一定的操稳性。而当今对大型客机和军用飞机的设计要求往往包括飞行性能、结构强度和刚度、操稳、低噪声、隐身、可靠性、可制造性、保障性、成本和进度等设计要求。这些不同方面的设计要求通常相互影响、相互耦合。这一切使得飞机设计涉及的学科越来越多，专业分工越来越细，研制过程日趋复杂，设计周期越来越长，开发成本越来越高。为了提高飞机设计质量，加快设计进度，降低开发成本，人们开始对飞机的研制过程，特别是飞机设计过程，加以考察和研究。

传统的飞机设计过程可概括为先进行概念设计，确定飞机布局，然后进行初步设计，飞机外形冻结后，开始展开全面的细节设计。在概念设计阶段，主要涉及空气动力学和推进系统；在初步设计阶段，主要设计内容是结构布局和分析；在细节设计阶段，主要进行各种系统设计和零件设计。在不同的设计阶段，设计人员应用相关的学科知识和经验进行设计和优化，获得最优解，如性能设计和优化，结构设计和优化等。这种设计模式实质上具有序列性，并没有充分利用各个学科（子系统）之间的相互影响可产生的协同效应，极有可能失去系统的整体最优解。这种设计模式的另一个缺点是设计过程按序列展开，即这种设计模式属于串行设计模式，设计周期必然加长，开发成本必然增加。

传统的工程优化设计主要是指单一的学科优化设计。例如飞行器外形设计优化，飞行器结构设计优化。长期以来，结构优化、性能优化以及系统设计优化成了工程优化的各个分支而被割裂开来。在工程设计中，往往先进行性能优化，再做结构优化，这使许多同时影响飞机性能和结构的因素被人为地割裂开来，从而不自觉地放弃了极大可能存在的全局最优解。

近来，在工程设计领域，正兴起一个新的研究领域—多学科设计优化（Multidisciplinary Design Optimization, 简称 MDO）。其主要思想是在复杂系统设计的整个过程中集成各个学科（子系统）的知识，应用有效的设计优化策略和分布式计算机网络系统，来组织和管理飞机设计过程，通过充分利用各个学科（子系统）之间的相互作用所产生的协同效应，获得系统的整体最优解（即产品质量或性能更好），通过实现并行设计来缩短设计周期，从而使研制出的工程产品在国际市场上更具有竞争力。

二、多学科设计优化的定义和内容

由于 MDO 正处在形成之中，对 MDO 的定义也在不断变化。目前 NASA 对 MDO 的定义是：MDO 是一种通过充分探索和利用系统中相互作用的协同机制来设计复杂系统和子系统的方法论。

MDO 的研究内容主要涉及三大方面：

（一）信息管理和信息处理方面

MDO 研究所涉及的信息管理和信息处理方面，主要是指适用于多学科设计优化的有效的信息基础结构（information infrastructure），具体来说，包括以下内容：

1. 产品数据模型：能用于不同学科的统一的产品（飞行器）几何模型及其离散化模型。
2. 数据和软件的标准化：包括 1) 软件的编制、测试和归档的标准化；2) 数据的定义和收集的标准化；3) 多学科分析软件集成的标准化。
3. 数据的管理、贮存和可视化：指多学科分析或设计过程中，数据的收集、储存、管理、可视化和归档的方法及其软件。
4. 人机界面：多学科设计优化不是指设计过程完全自动化，而是要体现人如何在设计过程中充分利用已有的经验和发挥自己的创造性。因此，设计过程的监视、控制以及人在设计过程中的指导作用十分重要。MDO 人机界面就是研究在计算机环境下多学科设计过程的监视、控制以及如何发挥设计人员的能动性。
5. 分布式计算机网络系统：适用于多学科设计优化的分布式计算机网络系统和集成框架的研究。

（二）面向设计的多学科分析

由于各学科不断深度发展，其分析模型的精度越来越高，与之相关的计算机程序的功能更加强大，但这些分析模型和计算机程序往往仅作为一种分析工具。所谓“面向设计”是指分析工具（软件）不仅仅具有提供分析结果的功能，而且还具备附加的特性，即这些分析工具在优化设计过程中确实能得到利用。MDO 强调在优化过程中尽量利用精度高的分析模型。但由于精度高的分析模型往往所需的计算时间过多，不利于在优化过程中利用。因此必须应用敏感分析，近似方法，重分析等技术。具体说来，面向设计的多学科分析的研究内容包括以下几个方面：

1. 分析模型：由于现代飞机设计不仅包括气动、结构等传统的设计要求，而且还包括维修性、可靠性和成本等新的设计要求。因此，为了在优化设计中能反映实际的设计要求，分析模型不仅应包括气动、结构分析等传统学科的分析模型，而且还应包括维修性、可靠性和成本预算等新的学科分析模型，并且在数学模型中还要表达各门学科的相互影响的关系。

2. 智能重分析 (Smart Reanalysis)：它是指通过扰动输入参数来减少系统分析所需计算量的有效的重分析技术。

3. 近似方法：是指能近似表达分析模型或多学科的系统分析模型的数学方法，如响应面方法 (Response Surface Method)。

4. 敏感分析 (Sensitivity Analysis)：是指在改变了输入参数后能预测各门学科分析结果或多学科的系统分析结果的有效的数值方法和计算机程序。

(三) 多学科设计优化算法方面

1. 单一学科 (子系统) 优化：在 MDO 中往往包括各子系统的优化过程，它与传统的单一学科的设计和优化 (如性能优化、结构优化等) 不同，在这些子系统设计和优化过程中必须考虑其它学科 (其它子系统) 的影响，其功能是辅助多学科设计优化寻找工程系统的整体最优设计方案。

2. 系统分解：研究如何将复杂系统分解成各子系统，以使系统分析的计算量最少。

3. 设计空间搜索策略：搜寻大型复杂设计空间 (包括连续/离散混合变量、不连续函数、非联通子空间等) 的数值算法。

4. MDO 方法：也称 MDO 算法 (Algorithms)、MDO 策略 (Strategies)。MDO 算法的功能在于不断地改进多学科复杂系统的设计方案，直至找到最优设计方案。一般来讲，MDO 算法都涉及到设计空间搜索策略、系统分解和分析模型的近似方法等各个方面。它通过有效的设计优化策略，将上述的 MDO 的各个方面有机地纳入一个框架内，实现多学科复杂系统的设计和优化。

三、多学科设计优化与并行工程的关系

自八十年代，人们开始认识到在工程中，特别是在设计过程中，不仅存在着极大的可能性来提高产品的质量，而且可利用产品开发过程中的并行性来缩短产品开发时间，从而导致了并行工程 (Concurrent Engineering, 简称 CE) 这一新学科的产生。按照美国防御分析研究所的定义，并行工程是产品及相关过程 (包括加工和保障) 的一种一体化的并行设计的系统方法。它强调在产品设计的从一开始就要考虑产品从概念设计到报废处理整个寿命期间的各个方面 (包括性能、成本和进度)。其主要目的有两个方面：一是通过利用产品各个方面和各个过程的相互联系和影响，来提高产品的质量 (或性能)；二是利用产品各个方面和各个过程存在的并行性，来缩短产品开发周期。

从 MDO 的定义和内容看到，MDO 改变了传统的工程设计的时序模式。其基本目的是通过充分利用各个学科 (子系统) 之间的相互作用所产生的协同效应，获得工程系统整体最优解，同时还要实现各个学科 (子系统) 并行设计。因此，MDO 宗旨与现代制造技术中的并行工程思想不谋而合，它实际上是立足于优化原理，为产品的全寿命周期设计提供一个理论基础和实施方法，它将成为并行工程的一个重要组成内容。

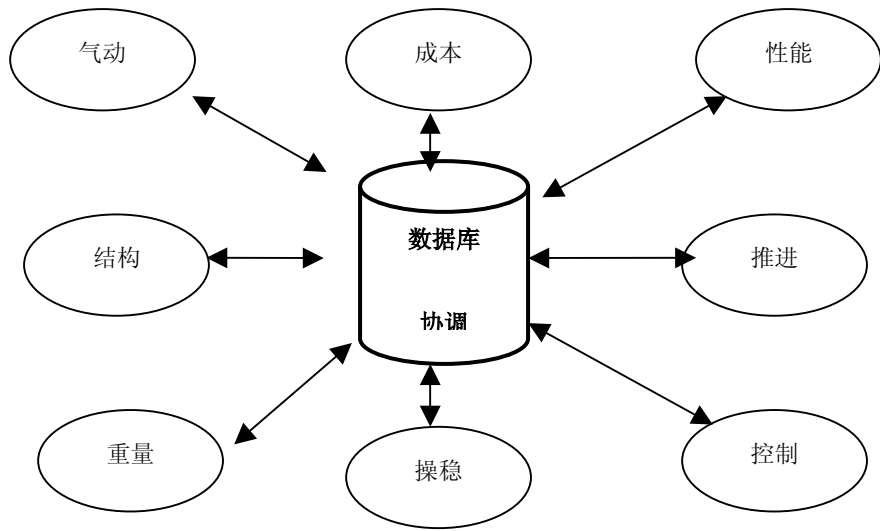


图 11.6 基于网络的飞机多学科设计优化计算机环境

四、飞机多学科设计优化计算机环境

MDO 算法中的分解方法通常是按学科把飞机这个复杂系统（多学科）分解为若干子系统（单一学科）。例如，协作优化算法（Collaborative Optimization，简称 CO）和并行子空间优化算法（Concurrent Subspace Optimization，简称 CSSO）就是把复杂系统的优化设计分解为各个子系统的优化设计，同时保持各子系统的耦合关系，通过各个子系统的并行优化设计以及对其折衷协调，最终找到一个整体最优设计方案。

现有的飞机设计在组织体系一般都设有气动组、结构组、性能和操稳组、重量重心和惯性矩组、控制系统组、推进系统组等按专业分类的工作组。因此，MDO 框架与目前工业界飞机设计的组织体系相容的。应用 MDO 框架不必对现有的工业界飞机设计的组织体系作很大的变动，借助分布式的计算机网络技术，我们最终有可能建立基于计算机网络的飞机多学科设计优化环境，如图 11.6 所示。这种 MDO 模式可能是实现飞机一体化设计的一种重要技术途径，它有可能充分发现和利用飞机各子系统的协同效应，设计出综合性能更好的飞机。同时也为飞机设计提供了一种并行设计模式，因而能有效地缩短研制飞机的周期。