

飞机重心定位计算

B. M. 塞 宁 著



国防工业出版社

本書可供与飞机設計、制造和使用有关的工程技术界使用。

書內敘述了飞机設計、制造和使用階段的重心定位計算問題，重量布置問題，制成飞机的重心定位修正問題，在搜集了確定重心定位所必需的补充材料。

В. М. Шейнин
РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ
САМОЛЕТА
Государственное издательство
оборонной промышленности
Москва 1955

本書系根据苏联國防工業出版社
一九五五年俄文版譯出

飞机重心定位計算

[苏] 塞 宁 著

孫 震 周 愛 源 譯

*

國防工業出版社 出版

北京市書刊出版業營業許可証出字第 074 号
北京 536 厂印刷 新华書店發行

*

850×1168 1/32·711/16 印張·插頁3·200,000 字

一九五七年十一月第一版

一九五七年十一月 北京第一次印刷

印数：1—760 册 定价：(10)1.50 元

前 言

近代，飞机的飞行速度和航程的急剧增长是和航空科学所有领域的发展分不开的。这种增长对飞机的重量计算和重心定位计算的准确性提出了越来越高的要求。

因此，有必要将这类计算整理成一个严整的系统。由于目前有很多这方面的经验和有关这类一些问题的著作，这就有可能把航空科学的这一最年轻领域内的科学进行综合。

在飞机的重量计算和重心定位计算方面出名的许多专家基宁(Л. С. Зинин)、沙维里也夫(В. В. Савельев)、雅闊金(Е. И. Ягодин)等在他們自己的各种著作中和创造性的劳动中研究了許多方法，利用这些方法可以解决远景设计上的问题，可以即使在飞机的最初设计阶段进行足够准确的计算。

培斯諾夫(В. С. Пышнов)教授在其自己的著作中有关飞机重心定位计算部分提出了解决一些个别问题的办法。这里也应当指出波利辛柯(И. Е. Борисенко)、馬卡洛夫(С. Я. Макаров)、斯特洛加諾夫(А. Г. Строганов)、西尼金(В. Ф. Синичын)和法捷也夫(Н. Н. Фадеев)的有价值的著作。

本書是作为专门性的科学著作而編写的。在本書内作者全面地研究了关于飞机重心定位计算的一般性问题 and 个别问题、收集了过去制定的最好的方法并加以系統整理、对这些方法作了评比并指出使用范围，同时也提出了一些解决计算某些个别问题的新方法。

目前，無論在飞机的設計和制造中或在飞机的使用中，都有大量的工程师从事飞机重心定位计算的工作。

因鑒于許多人、特別是新参加这方面工作的青年专家所感到需要的一种系統性的重心定位计算教程在目前还是沒有的，所以

在本書內提出個別問題的解決方法、蒐集了各个时期在苏联和外国杂志上登載的某些論文的資料并加以深入淺出的闡述。为使該書使用方便，对有关飞机重心定位計算的基本概念和应用的術語作了注解。因鉴于有关这种計算的參考資料不足，我們認為引用一些通报、公式和有參考性質的其他資料是适当的。

在本書內研究了以下几个問題：

1. 飞机在設計过程中的重心定位計算；
2. 重量布置和机翼参数对飞机重心定位的影响；
3. 用实验法求飞机的重心；
4. 設計好和制成的飞机之重心定位的校正；
5. 求飞机的使用重心。

为达到使讀者了解本書內容的目的，在本書內引用了各种方法解决上述的所有問題。要想介紹任何一个在十分复杂的实际設計中一切场合都适用的方法是不可能的。計算工程師的任务就是在每种个别的情况下都能从所有方法中选择那种最好的方法。

作者曾尽量将本書內容用简单而又便于工作的形式表达出来。所有的公式都經過簡化变为实用的形式。凡是可能的地方均用快速的图解法算題。所有的公式和方程式均用解析法推导和驗證，因此它們适用于所有型別和所有尺寸的現代飞机。图表和曲线图也是一样。

包括新內容的各节叙述得比較詳細。作者因鉴于這本書可能为剛剛独立从事有关飞机重心定位計算問題的青年专家所使用，所以在归納早先出版的各种資料时尽量避免过份的縮減。

作者謹向对本書作过評論的雅闊金、馬卡洛夫及給予許多有价值的指示的沙維里也夫表示謝意。

作者非常欢迎同志們給予任何指示或提出本書中的一些缺點，因为这样会使本書在今后得到改进。

代 号

在本文中采用了下列的代号。代表不同概念和不同数值的同一种代号只是在不会引起误会的情况下才使用。

b_A ——机翼平均气动力翼弦（公尺）；

b_0 ——翼根弦长（公尺）；

b ——翼尖弦长（公尺）；

$C = 0.01 G b_A$ ——飞机重心定位对平均气动力翼弦改变 1 %（百分数）的当量（公斤公尺）；

C_Y ——升力系数；

F ——截面面积（公尺²）；

G ——飞机重量（公斤）；

G_{rp} ——荷物或部件的重量（公斤）；

$\overline{G_{kp}}$ ——机翼的相对重量；

L ——翼展（公尺）；

l ——机身长度（公尺）；

$M = Gx$ ——静力矩（公斤公尺）；

P ——飞机、部件称重时磅秤所受的压力（公斤）；

S ——机翼面积（公尺²）；

x, y, z ——直角坐标系的三个轴；

x_T, y_T ——飞机的重心在以任意点为原点的坐标系中的坐标（公尺）；

x_{T0}, y_{T0} ——飞机的重心对平均气动力翼弦前缘的坐标（公尺）；

x_{rp}, y_{rp} ——荷物或部件的重心在以任意点为原点的坐标系中的坐标（公尺）；

$x_{c_{rp}}, y_{c_{rp}}$ ——荷物或部件的重心对飞机重心的坐标（公尺）；

$\overline{x_T}, \overline{y_T}$ ——以平均气动力翼弦百分数表示的飞机的重心定位；

x_A ——平均气动力翼弦的前缘对垂直于飞机对称平面并通过翼根弦

綫前緣的直綫的坐标 (公尺)；

x_b ——平均气动力翼弦的前緣在以任意点为原点的坐标系中的坐标 (公尺)；

x_{kp} ——翼根弦綫的前緣在以任意点为原点的坐标系中的坐标 (公尺)；

Δx_{rp} ——荷物、部件的重心移动的距离 (公尺)；

$\Delta \bar{x}_T$ ——飞机重心定位的改变量 (%平均气动力翼弦)；

$\eta = \frac{b_0}{b_K}$ ——机翼平面的梯形比；

α ——按机翼前緣度量之机翼平面后掠角 (度)；

α_ϕ ——按牙弦綫度量之机翼平面后掠角 (度)；

$\alpha_{\phi, K}$ ——按机翼后緣度量之机翼平面后掠角 (度)；

$\lambda = \frac{l^2}{S}$ ——机翼几何平面展弦比；

σ ——普安逊 (Пассен) 系数；

ν ——机翼上反角 (度)。

目 次

前言.....	III
代号.....	V
序言.....	1
1. 飞机重心定位的意义	1
2. 基本概念和术语	4
3. 飞机重心定位计算的种类	6
第一章 平均气动力翼弦及其实际计算	11
1. 直边梯形机翼平均气动力翼弦的求法	15
2. 平面形状非梯形机翼的平均气动力翼弦的求法	19
3. 后掠机翼平均气动力翼弦的求法	24
第二章 在设计 and 制造飞机过程中的重心定位计算	27
1. 在飞机重心定位计算中采用的重量分类表	27
2. 布置图和草图的飞机重心定位计算	33
3. 飞机布置图重心定位计算示例	44
4. 按施工图计算飞机重心定位	58
5. 按零件称重计算飞机重心定位	61
6. 飞机各部分和各部件的重心位置	63
7. 关于飞机重心定位计算的准确性	78
8. 起落架的倾斜角和飞机在地面上的稳定性余量	80
第三章 重量布置及机翼参数对飞机重心定位的影响	85
1. 重量布置	85
2. 改变机翼和机身的相对位置时飞机重心定位的变化	88
3. 改变机翼后掠角时飞机重心定位的变化	92
4. 机翼面积改变对飞机重心定位的影响	109
5. 机翼的展弦比和梯形比对飞机重心定位的影响	123
第四章 求飞机重量和飞机重心位置的实验方法	131
1. 飞机称重的准备工作	131
2. 飞机的称重和测量	134

3. 根据称重結果求飞机重心位置的图解法	140
4. 根据称重結果求飞机重心位置的解析法 (A.Γ.斯特 洛加諾夫工程师的方法)	143
5. 根据前起落架上的压力求飞机重心位置的近似方法	152
6. 飞机部件重心位置的实际求法	157
第五章 修正重心定位的方法和改善制成飞机的 俯仰靜稳定性	161
1. 概述	161
2. 飞机重心偏后的修正方法	163
3. 飞机重心偏前的修正方法	164
4. 改善飞机俯仰靜稳定性的方法	165
第六章 在使用过程中求飞机重心位置的方法	170
1. 問題的提出	170
2. 用“容克”曲綫图求飞机重心位置	174
3. 用B.C.培斯諾夫教授的曲綫图求飞机 重心定位的近似法	177
4. 指数法	181
5. 求飞机重心定位的图解解析法 (工程师 B. M. 塞宁(Шейнин)方法)	187
6. 工程师 И. Е. 波利辛柯 (Борпсенко) 图解法	198
7. 求客机装载的图解法 (工程师B. M. 塞宁图解法)	202
8. 临界区間法	210
9. 貨物增加、减少或变动时求飞机重心定位的公式	213
第七章 确定飞机重量和重心位置的設備、重心 定位計算尺	216
1. 求装载和飞行中的飞机重心位置的仪器	217
2. 借电动設備在地面求飞机重量和重心位置	218
3. 重心定位計算尺	227
参考文献	237

序 言

1. 飞机重心定位的意义

飞机設計包括一系列各种不同的計算，其中主要的有：重量計算、重心定位計算、空气动力計算、稳定性計算、飞机强度計算、慣性力矩計算等。

飞机的重量計算和重心定位計算要在其他各种計算之先进行并成为其他各种計算的原始資料。因为在計算飞机飞行性能所用的公式中都包括飞机的飞行重量这个主要的参数，所以重量計算和重心定位計算的准确性对其他各种計算的准确性影响很大。荷物在翼展和机身全长上的分布情况，即荷物的重量及其重心的座标是飞机各部分进行任何强度計算的原始数据。

在上述各种計算中，飞机的重量計算和重心定位計算的关系最大。唯有准确地計算出飞机各部分的重量之后，才能正确地求出飞机重心的位置；因此不能認為飞机的重心定位与飞机的重量无关。

还应当提到的是飞机的重量和重心定位与飞机的尺寸数据及飞机布置状况的关系。飞机重量是選擇飞机的基本参数——机翼面积、尾翼面积、机身长度、机輪尺寸等的主要原始数据。飞机各部份合理的布置，尤其是机翼和机身正确的相对位置，即机翼在机身上的安装位置都决定于飞机的重心定位。

对于任何工程建筑都十分要求出准确的重心，而对于有六个自由度的飞机來說，求出准确的重心位置更有其特殊的意义。

在整个飞行过程中，飞机的重心应当位于一个相当小的預先确定好的区域内。若重心的位置在这个区域的前面，势必大大地轉动升降舵，这就增加了起飞和着陆的困难。若重心位于这个区域的后面，飞机就不能稳定飞行。

由此可見，飞机的重心位置在很大的程度上决定着飞机的飞行状态——飞机的平衡、稳定性与操縱性。操縱盘上的外力正常（这对重型飞机尤其重要）也是由于正确地选择了飞机的重心定位而达到的。

飞机的稳定性是指飞机由于某种原因从一种飞行状态变到另一种状态后，不經駕駛員操縱而返回原来状态的一种性能。

飞机具有稳定性可使駕駛員不必时时刻刻地去注意維持既定的飞行状态。俯仰稳定性不良会使飞机的迎角本能地增大到临界迎角，进而使飞机墜入螺旋。

近年来，由于机翼受力表面单位面积的载荷增大，速度增加及飞机的操縱和駕駛复杂化，所以对飞机的稳定性和操縱性的要求大大提高。

飞机的重心定位是影响飞机俯仰稳定性的最重要的因素，影响最大的是重心定位沿翼弦方面的变化。重心后移稳定性减小，重心前移稳定性提高。对于一般形式的飞机，重心定位变化的容許范围不超过平均气动力翼弦的 $7 \sim 8\%$ 。

重心上下移动比沿翼弦方向移动对飞机稳定性的影响小的多，其影响的程度由重心对机翼的位置决定。在下单翼机上重心一般都在翼弦的上面；在上单翼机上重心一般都在翼弦的下面。当重心在翼弦的外面时，稳定性由迎角决定。若重心的位置高，稳定性将随迎角增大而降低；若重心的位置低，稳定性将随迎角增大而增加。

以上都說明知道飞机准确的重心位置是十分重要的。随着噴气技术和大后掠角薄翼的出現，由于下列原因，在設計飞机的头一个阶段准确地求出重心定位就显得更为重要了。这种原因就是：重心定位的容許变化区域縮小了；在設計飞机的过程中，尤其在飞机制成之后校正重心定位的可能性減小了。

校正飞机重心定位最简单的方法就是将飞机部位局部地重新布置。但由于目前几乎所有的設備都集中在机身內，并且机身已經挤得很滿，所以移动設備并不是完全可以作到的。

校正飞机重心定位的其他方法如改变动力装置的前伸量或轉动机翼的可卸部分在过去是容易采取的，而現在則不能經常使用。这些方法有的是效果不大，有的是由于受空气动力的各种要求和构造上的复杂性的限制而不得采用。

飞机制成后的重心定位常常不与草图設計时計算的理論重心定位相符。重心偏前比偏后好，因为重心偏后稳定性减小。除此之外，在校正后重心时困难最大。但是，实际的重心常常比設計的重心偏后。

校正重心定位有时是因为重心的实际位置与設計的位置不符而进行的，但是大多数是因为在設計和制造飞机的过程中作了各种更改而进行的。例如：由于某些要求安装了新的补充設備或将部分設備移动、飞机的个别部件或成品的重量增加等等。最后，校正重心定位也可能是由于理論計算的中性重心定位与試飞求出的实际重心定位不符。

鉴于这种情况，必須在設計和制造飞机的整个过程中密切注意重心的位置，要考虑到在图紙和飞机上进行任何更改都会影响到飞机的重心定位。此外，还要多次地按照各种原始資料进行飞机的重心定位計算。否則，一架飞行性能优良的飞机很可能因为重心的問題而难以使用，这样就降低了飞机的价值并且需要作很大的修改。

若能在設計和制造飞机的各个阶段中認真的注意重心定位的問題，并能为此收集和整理必要的統計資料，則实际的重心定位和最初設計的理論重心定位之間的差異将不会超过容許的誤差范围。

实际重心定位和設計的重心定位是否符合也决定于重量的檢查。这项工作繪制执行設計图中及在以后的零件制造中是最重要的工作之一。重量檢查的作用在于比較和協調理論計算的重量与按图紙逐件算出的重量及以后制造零件时称出的实际重量。个别零件变重以及重量分布情况改变，即某些零件重于設計重量，另一些零件輕于設計重量，都可能使重心位置由原来設計的位置

移动。及时排除这种不协调的现象是完全可能的，这是重量检查的基本任务。

飞机重心定位的计算不仅在设计飞机时进行，而且在使用飞机时也进行。同时应当注意当飞机在各种装载形式下都要使其重心定位保持在容许的范围内，因为这是安全飞行的必要条件之一。

2. 基本概念和术语

飞机重心定位的定义就是整个飞机的重心和机翼的相对位置，它以翼弦长度的百分数表示。

有关飞机重心定位的定义和概念是很多的，如中性重心、最前和最后容许重心、最前和最后容许重心的区域。这些概念正如我们在后面将要见到的都和飞机的稳定性与操纵性方面的问题有关。

起飞和着陆重心、最前和最后使用重心及使用重心的区域等这些概念都和不同装载形式下飞机的重心位置分不开的。

中性重心和极限重心在计算飞机的稳定性和操纵性中确定；使用重心在计算飞机重心定位中确定。

俯仰稳定性的导数等于零时的重心称为中性重心。

$$m_z^c y = 0。$$

若飞机的使用重心大于(靠后于)中性重心，则飞机不稳定。

中性重心在各种飞行状态下是各不相同的，它决定于飞行速度和高度、发动机转速、襟翼放下角度等。因为飞机在各种飞行状态下都应当保持稳定，故一般认为中性重心的最小值有最大的意义，这种重心简称为中性重心。

中性重心的数值决定于飞机形状和飞机的许多参数，其中主要的有：机翼后掠角、梯形比和展弦比、水平尾翼和机身的相对尺寸。

在梯形比 ($\eta = \frac{b_o}{b_k}$) 大于1.8的后掠机翼上、机翼的后掠角和展弦比越大, 则飞机的中性重心越向后移。在梯形比小于1.8的后掠机翼上, 机翼展弦比和后掠角越大越使飞机的中性重心前移。

由于在大多数的飞机上机翼的梯形比都大于1.8, 所以在装有后掠机翼的飞机上重心定位是靠后的。

水平尾翼对中性重心有很大的影响, 其相对面积越大并且水平尾翼的力臂越长, 则飞机的中性重心越大。

在飞翼状的飞机上重心定位比普通形状的飞机的重心定位大大地靠前。

最前和最后重心在飞机正常駕駛的条件下确定。一般形状的飞机的最前容許重心在着陆时保持足够操縱性的条件下确定。飞机的最后容許重心在飞行时保持足够的稳定性的条件下确定。

为测定稳定性余量的大小, 規定有专门标准。测定时要考虑到两种情况: 一种是舵面固定(操縱盘和脚踏板固定住)时的稳定性, 一种是舵面自由(操縱盘和脚踏板松开)时的稳定性。

最小稳定性余量在专用的规范中規定。最后容許重心就是中性重心和最小稳定性余量之间的差数。

每个飞机的稳定性余量都是該飞机的中性重心和最后使用重心的差数。

为了得到保証必要的稳定性余量和正常着陆条件所必需的重心定位, 在設計飞机的图形之初就要选好重心定位。

选择飞机重心和平均气动力翼弦的一种相对位置, 使該位置滿足早先求出的該飞机的容許重心定位的要求, 这就称作在飞机布置及草图設計中选择飞机的重心定位。

可用各种方法使飞机重心对平均气动力翼弦保持必要的相对位置。飞机重心的不变位置可以求出, 但仅仅限于空飞机。在飞机的使用中, 其重心定位将随着飞机装载种类和形式的不同而改变, 在一次飞行中随着燃料的耗費、彈药的消耗, 炸彈的投擲或

在客运机上随着旅客的移动而改变。因此确定这些变动的荷物的适当位置，使飞机重心由重量不变时的重心位置移动的距离最小乃是设计师的任务。

在计算中要考虑到起飞和着陆重心。起飞重心就是飞机在各种装载形式下起飞时的重心定位，着陆重心就是着陆重量最小时的重心定位。此外，在计算中还要求出最大着陆重量时的重心定位。

要想完全确定飞机在各种装载形式下的稳定性余量和操纵性余量，仅知道飞机的起飞和着陆重心是不够的，还必须求出最前和最后使用重心。

飞行中，飞机在各种装载形式下，在燃料、弹药按合理顺序消耗以及投掷物正常投掷的情况下可能产生的极限重心定位称为飞机的最前和最后使用重心定位。

飞机重心由最前位置到最后位置的变化幅度称为使用重心的区域。

在飞机设计的各个阶段——飞机布置阶段、草图设计阶段、技术和执行设计阶段——中都要计算飞机的重心定位。

所谓技术设计阶段就是绘制各种示意图、协调所有的部件与设备和布置各种线路并将这些绘成图纸和制成模型的阶段。这一阶段在长周期的飞机设计中非常明显地形成一个独立的阶段；在短周期的飞机设计中，这些工作都在草图设计阶段中进行。

执行设计阶段就是绘制工作图纸的阶段。

在本书内将遇到“理论重量”、“理论重心定位”等术语。为避免误会，我们把在草图设计和技术设计阶段中计算的重量和重心定位称为理论重量和理论重心定位。把在执行设计阶段和飞机制造中求得的重量分别称为“图纸重量”和“称量重量”。

3. 飞机重心定位计算的种类

在飞机的设计和制造过程中、反复计算飞机的重心定位不下

4~5次。飞机制成后，还用实验方法，即在三个位置上称重飞机的方法确定其重心位置。

飞机设计各个阶段的重心定位计算之间的主要区别就在于它的原始资料 and 计算范围不同。由重量计算或重量统计簿中得到的部件的重量和布置图、草图或施工图都是重心定位计算的原始资料。

在草图设计阶段中一般按理论重量进行两次重心定位计算。第一次计算是按照初步近似的重量计算的数据和布置图进行的，在第一次计算中仅知道飞机主要部分的位置，常按部件、设备的假想位置取其重心。第二次计算按“协调”图及校正过的重量计算的数据进行，在这次计算中已经知道所有部件和设备的准确的位置。第一次计算称为布置图重心位置计算，第二次计算称为草图重心位置计算。

飞机重心定位的第三次计算按照施工图和在执行设计阶段中求得的零件重量进行。第四次计算在飞机制造阶段按零件称重的结果进行。第三次计算称为按图纸重心定位计算，第四次计算称为按零件称重重心定位计算。

对于设计和制造周期长的飞机，上述计算次数是不够的。对于这种飞机就以按理论重量计算一项来讲不是进行两次而是进行三次。

最后一次计算在技术设计阶段进行。这次计算比草图重心定位计算细致，在这次计算中都单独地考虑了飞机各部份的受力部件和结构件。

这次计算的原始资料可以是计算重量极限时求出的重量以及画有框、梁、肋的机身，机翼，尾翼和其他部件的示意图。以后可以利用这种在计算范围上和“按图纸计算重心定位”相似的计算检查飞机的重心位置。

在执行设计阶段中，检查飞机重心的位置就是将每个部件的图纸重量和这次计算中的设计重量加以比较，并确定重量误差对飞机重心定位的影响。

在这里，还有一种重心定位的计算未曾给予名称，这就是最初的那种计算。在布置飞机的各部分之前一般都要画出飞机外形的三面投影图。为了在图上表示出或多或少比较正确的飞机各部分的相对位置，所以就仅仅根据几个重心点进行最初的重心定位计算。在这种计算中，把各个部件的重量合并成若干组，组数的多寡根据飞机大小而定，一般不超过20~25组。这样就缩小了计算的范围，同时这种计算的准确性也是很好的。用这种方法确定的飞机机翼和其他各部分的位置也是绘制初步近似的布置图的依据。

在布置图计算之前进行的最初的重心定位计算有时需要多次地进行。但是这种计算和前面列举的几种基本计算不同，并不能把这种计算结果编成正式资料，这种计算的资料是一种工作用的资料。

布置图重心定位计算的范围比其他各种计算的 范围都小的多。在这种计算中一般只包括大部件和飞机其他部分的重量而不划分成零件，利用统计资料确定这些部件的重心。为使求出的重心达到最准确，必须在最初计算的时候就尽量作到细致，也就是尽量用划分飞机各部分为细小结构件的方法增加重心点的总数。

飞机的布置和布置图的重心定位计算应该同时进行，因为这两项工作的目的和任务是一样的。总起来讲就是：给飞机各部分和各种载荷选择一种适当的相对位置，使飞机重心在这种情况下位于稳定性条件所要求的地方，并在飞行时移动的范围最小。设计师有不少解决这个问题方法，其中主要的有下列几种：

- 1) 荷物在飞机上的分布；
- 2) 沿机身长度选择机翼位置；
- 3) 选择机翼的平面图形（例如：在一定范围内改变机翼的后掠角等）。

我们知道，求现代飞机、特别是重型飞机的重心是件艰巨细致的工作。在重心定位的计算中，计算量最大的一部分是静力矩计算；但这一部分并不是主要的一部分而只是计算中最容易的和

最后的部分。主要部分是求原始数据，即在第一设计阶段求各部件的重量及其重心位置。

为了准确地求出机翼、机身和飞机其他部分的重量及重心的位置，仅仅有这种或那种计算方法和整理好的统计资料是不够的。担任计算的工程师除具备上述条件外还应当能够很好地提出飞机各部分的受力型式和构造特点，因为设计的部件的构造型式和受力型式与采用的统计公式和关系所要求的形式相符的程度关系着计算的准确性。同时，担任计算的工程师还应当熟悉飞机的全部材料。

飞机第一设计阶段的重量计算和重心定位计算还由于下列情况而复杂化：

1) 为计算飞机的重量必须知道机翼、机身、起落架、尾翼和其他部分的重量，而为了计算这些部件的重量又必须知道飞机的重量；

2) 飞机各部分和可变载荷与飞机重心的相对位置要严格保持一定，而飞机重心的位置又首先决定于飞机各部分和各种载荷的位置。

这样就决定了必须采取逐步近似法进行计算。

没有统一的准确的计算飞机各部分重量和确定其重心位置的方法也会使计算工作复杂化。计算的准确性在很大的程度上决定于在各种情况下是否有充足的和整理好的统计资料，同时也决定于计算人员的个人经验和直观能力。

在执行设计和飞机制造过程的最后阶段中，计算飞机重心定位已不很复杂，但工作还是比较繁重。在计算过程中需要参考大量图纸和载有实称重量的重量统计簿。

在各个设计阶段中唯一广泛采用的飞机重心定位计算的方法就是静力矩解析法，这个方法有时称为古典方法。

飞机制成后，其重心根据在三个位置上称重的结果求出。对水上飞机还有一种在水上求重心的方法。用实验法求飞机重心是很必要的，因为求得的结果可用以检查以前的计算数据，并且在