

弹道式导弹的设计

下 册

国防工业出版社



弹道式导弹的设计

(下 册)

〔苏〕 A. M. 谢尼可夫 等著
H. H. 莫洛佐夫

邱晓华 詹世斌 译
陈诗兴 李震言

黄祖蔚 校

国防工业出版社

内 容 简 介

本书讨论了装有液体或固体火箭发动机的弹道式导弹的总体设计问题，各种现代火箭及其基本系统的布局和工作原理。对于在各种条件下影响火箭的静动力载荷也进行了探讨。本书还阐明了在各种外界因素对火箭产生影响时，火箭元件的气动加热和温度场变化的计算方法。在研究火箭各舱段设计的时候，还提供了各种元件的强度计算方法和若干系统的近似计算方法。

本书可供在火箭技术领域从事工作的工程技术人员及有关方面的人员参考，也可作为高等院校的讲义使用。

上册内容为火箭概论、火箭结构的载荷和加热。

下册内容为火箭弹体的设计和强度、火箭的各系统及其计算。

DESIGN OF GUIDED BALLISTIC MISSILES
A. M. SINYUKOV N. I. NOROZOV
MOSCOW, IZD-VO MINISTERSTVA OBORONY
SSSR, 1969

弹道式导弹的设计

(下 册)

邱晓华、詹世斌、陈诗兴、李震言 译

黄祖蔚 校

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业许可出字第074号

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

787×1092¹/₃₂ 印张8 169千字

1974年11月第一版 1974年11月第一次印刷 印数：0,001—3,300册

统一书号：15034·1364 定价：0.84元

目 录

第三部分 火箭弹体的设计和强度

第九章	计算情况和破坏载荷	7
§ 9.1	载荷计算情况的概念	7
§ 9.2	火箭弹体各主要舱段的计算情况	11
§ 9.3	计算载荷和强度剩余系数	13
§ 9.4	破坏载荷和临界应力	15
	第九章参考文献	27
第十章	导弹弹头的设计和强度	28
§ 10.1	弹头设计的基本要求及弹头的分类	28
§ 10.2	弹头的结构方案	30
§ 10.3	抗敌人反导弹防御系统的可能手段	34
§ 10.4	弹头体的强度计算	35
	第十章参考文献	43
第十一章	过渡段、仪器舱和尾段的设计 和强度计算	45
§ 11.1	各舱段的职能和对各舱段的要求	45
§ 11.2	过渡段、仪器舱和尾段的设计	47
§ 11.3	各舱段的对接方法	52
§ 11.4	尾段和仪器舱的强度计算	55
§ 11.5	构架的强度计算	60
§ 11.6	舱段连接件的强度计算	66
	第十一章参考文献	72
第十二章	推进剂箱及其强度计算	73

§ 12.1	推进剂箱的设计	73
§ 12.2	推进剂箱的附件	79
§ 12.3	圆筒形贮箱的强度计算	83
§ 12.4	球形贮箱和环形贮箱的强度计算	87
§ 12.5	箱底、隔框和法兰盘的强度计算	92
§ 12.6	贮箱箱体静稳定性计算——动力学稳定性概念	102
	第十二章参考文献	111
第十三章	固体推进剂火箭的强度计算特点	112
§ 13.1	固体推进剂火箭的使用特性和计算情况	112
§ 13.2	固体推进剂物理机械性能方面的某些 知识——强度准则	116
§ 13.3	固体推进剂火箭发动机的装药和壳体在 制造期间的受力-变形状态	124
§ 13.4	固体推进剂火箭发动机的装药和壳体在贮 存期间的受力-变形状态	133
§ 13.5	固体推进剂火箭发动机的装药和壳体在运 输期间的受力-变形状态	144
§ 13.6	装药和燃烧室壳体在弹道上的受力-变形 状态的计算	151
	第十三章参考文献	166

第四部分 火箭的各系统及其计算

第十四章	输送系统的设计和计算	169
§ 14.1	推进剂系统的安排和设计	169
§ 14.2	推进剂系统的计算	179
§ 14.3	推进剂箱的增压系统	194
§ 14.4	气动系统的安排和计算	204
§ 14.5	混合比调节系统	211
	第十四章参考文献	215

第十五章 自动器的设计和计算	216
§ 15.1 自动器的分类	216
§ 15.2 自动器的构造	219
§ 15.3 自动器的设计	225
第十五章参考文献	246
第十六章 液体火箭的气动液压系统	247
§ 16.1 对气动液压系统的要求	247
§ 16.2 气动液压系统元件的工作程序	251
第十六章参考文献	256



第三部分 火箭弹体的 设计和强度

第九章 计算情况和破坏载荷

在飞行和地面操作中，力和力矩在一定的时间内以一定的组合方式作用于火箭弹体上。在飞行中弹体还受到气动加热。此外，弹体结构的各种元件要经受住火箭工作期间不同时刻和不同阶段的最危险载荷。因此，很自然要从强度观点，从作用于弹体上的最危险的载荷组合情况着手来计算弹体。这就需要引进计算情况这个概念。

§ 9.1 载荷计算情况的概念

一个弹体部件的计算情况，是指从强度观点看受载和受热二者联合作用下最危险的情况。在设计火箭时，引用计算情况不仅能大大减少强度计算量，还是分析比较各种火箭结构方案及编制整个结构静力试验大纲的一个必要条件。

为说明什么样的受载情况是计算情况，除需要了解火箭在整个飞行和地面受载过程中弹体元件的受力情况外，还必须对影响结构强度（即结构经受住外载荷而不致被破坏的能力）的那些工作条件有一个完整的概念。对弹道式导弹，这些条件略不同于别的飞行器，这是因为：火箭弹体不论在地面还是在飞行中其受载有特定的规律，通常不存在诸作用力的最大值同时出现的情况；飞行中弹体表面较大的短时受热

将影响材料的机械性质和弹性性质，进而影响结构的承载能力和刚度；由于火箭结构在飞行中承受主要载荷的时间短及火箭的一次使用性，基本上排除了其结构元件在飞行中的疲劳破坏情况。

现在广泛采用主导载荷法和条件载荷法来确定计算情况。

主导载荷法是将诸载荷之一达到其最大值时的全部载荷综合作用下产生的弹体舱段的应力情况作为计算情况。

这个方法比较简单，但用于火箭结构上则存在不少缺点。例如，这个方法不能完全考虑受热对结构承载能力的影响。由于高温下火箭弹体元件的承载能力有所降低，就导致在其应力大大低于最大应力时就使结构破坏，而最大应力值却可能出现于飞行轨迹上气动加热影响较小的点上。在这类情况下，由主导载荷法得出的火箭弹体结构所要求的承载能力就是错误的。

而且，在诸载荷的综合作用下，这个方法不能真实地得到结构中的最大应力。而为了找出计算情况就必须对主导载荷法确定的每种受载情况都进行弹体基本元件的强度计算。

条件载荷法避免了上述毛病。其实质是把飞行中某一条件下的（假想的）纵向载荷达到最大值时的结构受载情况作为计算情况。这个条件载荷的大小由两方面确定：一是诸力的综合作用；二是随温度变化的结构承载能力。

作为一个例子，我们讨论推进剂箱光滑圆筒外壳的条件载荷计算。假设在箱体某一截面 x_1^* 处作用有轴向压力 N ，弯矩 M ，箱体增压压力 Δp_0 和液体静压 $g_0 \rho h_{s1} n_{s1}$ ，其中 g_0 为

地面重力加速度， ρ 为液体密度， h_{x_1} 为所讨论截面以上的液柱高度， n_{x_1} 为轴向过载系数。箱外壳半径为 R ，厚度为 δ 。

根据以最大切向应力为基础的强度理论，有复杂应力状态的箱外壳的等效应力由关系式

$$\sigma_{\text{экв}} = |\sigma_1| + \sigma_2$$

确定，式中 σ_1 和 σ_2 分别是贮箱给定截面上的经向应力和环向应力。

所讨论情况的等效应力表达式为

$$\sigma_{\text{экв}} = \frac{N}{2\pi R\delta} + \frac{M}{\pi R^2\delta} - \frac{\Delta p_{\sigma} R}{2\delta} + \frac{(\Delta p_{\sigma} + g_0 \rho h_{x_1} n_{x_1}) R}{\delta}。$$

消去相同项，得

$$\sigma_{\text{экв}} = \frac{N}{2\pi R\delta} + \frac{M}{\pi R^2\delta} + \frac{\Delta p_{\sigma} R}{2\delta} + \frac{g_0 \rho h_{x_1} n_{x_1} R}{\delta}。$$

用箱壁横截面积乘之，便得到所求的纵向载荷

$$N_{np} = N + \frac{2M}{R} + \Delta p_{\sigma} \pi R^2 + 2g_0 \rho h_{x_1} n_{x_1} \pi R^2。$$

一般说来，因受热引起弹体承载能力的变化在引入某一修正系数后就能用 N_{np} 的相应变化来考虑。在估计应力状态时，由于温度对材料的弹性常数及其机械性能的不同影响，必须考虑结构承载能力的可能损失。这种情况要用修正系数来修正。

举例来说，如果结构是由于材料强度的扰动而导致破坏的，则修正系数可以表示为

$$k_{\sigma} = \frac{\sigma_b}{\sigma_{bt}}$$

式中 σ_b 是常温下材料的强度极限； σ_{bt} 是给定计算情况的温度下材料的强度极限。

若结构的破坏是由于结构失去静稳定或动稳定引起的，那么可以把常温的和在工作温度下的临界应力相除作为类似的修正系数，即：

$$k_{\kappa} = \frac{\sigma_{\kappa p}}{\sigma_{\kappa p t}}$$

于是，在所讨论的情况中，推进剂箱的条件载荷就由下式确定：

$$N_{yca} = \frac{\sigma_b}{\sigma_{bt}} \left(N + \frac{2M}{R} + \Delta p_{\sigma} \pi R^2 + 2g_0 \rho h_{x_1} n_{x_1} \pi R^2 \right)$$

计算情况应对应于 N_{yca} 的最大值。

图 9.1 表示一个单级弹道导弹的推进剂箱在飞行中的载荷 N 、 M 、 $\Delta p_{\sigma} + 2g_0 \rho h_{x_1} n_{x_1}$ 、 N_{np} 和 N_{yca} 随弹道主动段的相对时间

$\bar{t} = \frac{t}{t_{\kappa}}$ 的变化。由图线

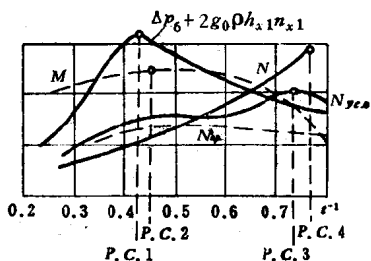


图 9.1 弹道导弹推进剂箱在飞行中的载荷变化

清楚地看出，由条件载荷得出的计算情况（计算情况 [P.C.] 4）与各最大分载荷得出的计算情况（计算情况 [P.C.] 1、2、3）并不重合。

§ 9.2 火箭弹体各主要舱段的计算情况

火箭弹体通常分段进行强度计算。在每段的范围内选择几个计算截面，其数目和位置取决于该段的结构特点。

将计算截面选在一个段的起始和末尾以及集中力和力矩传给弹体的地方，例如，推进剂箱的箱底、发动机架、悬吊箱等等的连接处是合适的。沿舱段长度方向的截面数目取多少，以能足够准确地画出每种计算情况的纵向和横向力及力矩图为准。此外，必须记住每个截面一般都会有它自身的计算情况。

严格确定受载的计算情况是一项很繁杂的工作。但是在火箭弹体主要舱段的定性分析和已有设计经验的基础上有可能提出有限数目的受载情况或飞行时刻，基本上可把全部计算情况包括在内。从而使计算量大为减少，因为只要计算少量的受载情况便可以从比较各种条件载荷中得到计算情况。

火箭弹体的不同舱段在飞行中有其自身特殊的受载特点，在选取飞行中的计算情况时要反映这些特点。

弹头 对于其表面覆盖有专门防热层的弹头，其计算情况用主导载荷法由弹道被动段的最后一段来确定。这样，最大攻角 α 时的 n_{x1} 值和 n_{y1} 值就作为计算情况。

对于无专门防热层的弹头，计算情况必须用条件载荷法确定。

此外，对底面和固定装药的构件，还要用弹道主动段的最大 n_{x1} 值进行强度核算。

推进剂箱壳体 对于有悬吊式箱体的推进剂箱壳体以及对于过渡段，仪器舱和贮箱夹间段，若结构受热比较大，计算

情况取最大条件载荷，如受热较小，则取相应的载荷最大值。

对于作用力变化微弱的火箭弹体，则可以取最大的 $M(x_1)$ 情况作为计算情况。

对承力式推进剂箱外壳，计算情况由最大的条件载荷求出，同时横向载荷的计算要计及阵风。箱底要以最大内压作强度计算。

尾段 尾段的受载状态取决于它的布局、发动机尺寸、推力传递到火箭弹体的方法、控制力和稳定力的作用以及火箭在发射台上的安装系统等。考虑到尾段结构温度范围的变化，因此，必须对那些可能作为计算情况的受载状态进行很透彻的分析。

若尾段竖立在发射台上，则尾段的所有受载情况中首先要以加注后的火箭重量和风载（地面发射）产生的弯矩作为计算情况。在飞行中对尾段要用稳定气动力（有稳定尾翼时）和控制力产生的最大弯矩进行校核。

对串联式多级火箭的各级尾段，可以把最大条件载荷的一种受载情况，即对应于其前一级发动机工作时飞行状态的最大 n_{y1} 或最大 n_{y1} 的载荷情况，作为计算情况。

发动机系统支架 必须首先把火箭发射时的状态，即发动机进入主级推力时的状态，作为支架的计算情况。飞行中的计算情况则通常是产生最大局部横向过载 n_{y1} 时的状态。

稳定尾翼组 火箭在最大动压段带攻角的飞行状态是各种稳定面的设计情况。确定攻角时要计入给定高度处的阵风影响。

飞行时的计算情况通常是计算火箭弹体强度的决定因素。但是还必须对火箭的运输、由一种运输方式转换为另一

种方式以及火箭竖到发射位置等地面工作状态进行强度校核。当采用不同的运输和转运方法时，这点对正确地确定火箭的吊装及固定位置是特别重要的。

若火箭竖立在发射台上，则将最大阵风在加注和未加注火箭上产生的载荷状态视为计算情况。最大阵风由技术条件决定。

§ 9.3 计算载荷和强度剩余系数

在计算火箭弹体的承载能力、外载荷和内力时，通常使用假想的结构布局 and 不同精度的原始数据。另外，作用在火箭上的载荷大多数是时间的随机函数，严格讲是要用概率方法计算的。可惜，大型弹道导弹的气动外形设计的特殊情况及在一种射程范围内的发射次数较少妨碍了应用统计方法来计算使用载荷。

在飞机的设计实践中，推广着一种结构计算方法，即使结构受到较其使用载荷大一定比例的载荷作用，这种载荷称之为计算载荷。在设计火箭结构中也用这种方法。

计算载荷 N_p 由使用载荷 N_s 按表达式

$$N_p = f N_s$$

确定，式中 f 是安全系数。 N_p 是某种虚设的载荷，因为安全系数不仅考虑了计算载荷的准确性，而且还考虑到了确定结构承载能力时的误差。

安全系数 f 的大小取决于强度计算方法的完善程度、使用载荷确定的准确度、对材料性能的研究情况以及制造弹体的工艺水平。选择安全系数在确定火箭弹体结构所需承载力的过程中是最重要的，大概也是最复杂的一步。显然，在彻底

研究了结构的实际使用条件与计算条件符合程度之后就能得到最确切的安全系数值。然而，要由设计师来完成这样的研究，既为设计期限所限，也缺少足够可靠的理论方法，因此是难以做到的。

于是设计师通常对各种计算情况采用不同的标准化的安全系数值。安全系数的标准化是建立在飞行试验结果、实验室试验结果和设计同类火箭的经验基础之上的。

对弹道导弹载荷的基本计算情况，标准化安全系数因实际情况的不同，有一个较宽的范围。一般说来，对结构承力元件的全部强度计算情况，通常是按照屈服点取 $f = 1.1$ ，即将 $f\sigma_s \leq \sigma_T$ 作为强度条件。

在计算火箭弹体承力元件的稳定性时，安全系数值取决于计算情况，一般说来〔2, 3, 4〕：

对所有地面受载情况， $f = 1.5$ ；

火箭主动段飞行时， $f = 1.3 \sim 1.5$ ；

弹头在被动段飞行时，对应于最大 n_{x1} 和最大 n_{y1} 情况， $f = 1.3$ 。

对火箭弹体的特别重要的组件，如舱段间连接件及弹头、仪器等的连接件，要对上述的安全系数值约增加 1.25 倍。

在草图设计阶段应用比较大的安全系数可简化设计过程，因为这样就可以不考虑尚无可靠资料的一些因素。但另一方面，这样做会导致结构重量的增加。

强度剩余系数 等于决定结构承载力的实际破坏载荷与计算载荷之比：

$$\eta = \frac{N_{pas}}{N_p}。$$

十分明显，强度条件是 $\eta \geq 1$ 。强度计算一般是具有校核性质的。因此，强度的剩余系数常常就由最大应力与计算应力之比

$$\eta = \frac{\sigma_{npe\theta}}{\sigma_{pacu}}$$

来表示。

对受压元件， $\sigma_{npe\theta}$ 应取失稳的临界应力 σ_{kp} ，而对受拉元件则取抗拉强度极限 σ_0 。

对于设计合理的火箭结构，其强度剩余系数应接近于 1。

在多级火箭末级的设计中用这个条件检查尤为重要。

对火箭第一级，特别是用作宇宙飞船运载工具的火箭，允许有较大的剩余系数。这不从从经济性方面看，还是从第一级结构重量的某些增加对火箭飞行特性产生的影响相当小的角度看常常都是合理的。

在确定了运载火箭所要求的结构承载能力后，必须考虑到它们被用来把一些尺寸和质量都不同的载荷送入外层空间的可能性。此外，结构重量的某种下降并不总是成为试验型火箭因个别系统工作不正常引起意外超载情况而破坏的理由。因此，安全系数及具有独特结构的大型运载火箭的强度剩余系数，应按其具体情况来选定，这与技术发展的完善程度及火箭设计的经验是否丰富有关。

§ 9.4 破坏载荷和临界应力

一个弹道导弹的弹体通常由各独立部分——舱段所组成，各段间相互作用可拆的或不可拆的连接固定在一起。舱段的基本结构是一个光滑的薄壳或是以桁条和框为纵向和横向

加劲件加强的壳体。需说明一下，火箭弹体不仅应具有要求的强度，而且要具有一定的刚度，即弹体构件的变形不应超过一定的限度。

火箭弹体构件在飞行中主要是受压，因而必须特别注意计算它们的稳定性，在火箭结构中，所以广泛采用桁条和框作为加劲件是由于弹体基本构件的稳定性必须加强。桁条承受压缩力和弯矩，而壳体（蒙皮）承受剪力。框保证各段的横截面轮廓不变。

因火箭弹体结构的受压特点，各舱段的稳定性便成为其强度的决定性准则，也就是说舱段结构的承载能力和其破坏载荷由弹体各构件失稳的临界应力所决定。

在设计火箭弹体中，纵向加劲件、用纵向和横向加劲件加强的壳体和光滑壳体都属于必须校核的构件。对这些弹体构件中的每一个，在计算失稳临界应力时都有其自己的特性。

纵向加劲件的稳定性

大家知道，受压的薄壁结构由于失稳的缘故在其应力还小于材料的强度极限时也会破坏。

有纵向加劲件（桁条）的单独薄壁型材在受压时既可能产生因型材轴线有相当大的变形而导致的总体失稳（图9.2a），又可能产生壁或缘条的局部皱损而导致的失稳（图9.2b）。在计算时取型材总体或局部失稳的临界应力中之较小者。

若假设框是绝对刚体，且相互等距，则在校核结构的总体稳定性时就可不计算整个桁条而只计算相邻框间的那一部分桁条。于是受压型材在弹性变形范围内总体失稳的破坏应力由著名的欧拉公式确定：