

第9章 火箭弹

9.1 火箭弹概述

9.1.1 火箭弹的发展简况

中国是火箭的发源地。据史料记载，公元 969 年（宋开宝元年）冯义升和岳义方两人发明了火箭并试验成功。公元 1161 年宋军就有了初期的火箭武器——“霹雳炮”，并应用于军事。大约于 13~14 世纪中国的火药及火箭技术传入阿拉伯国家，以后又传入欧洲。19 世纪初，英国人 W· 康格里夫研制了射程为 2.5km 的火箭弹。20 世纪 20~40 年代，德国、美国、前苏联等国都研制并发展了各自的火箭武器，其中，前苏联制造的 BM—13 式火箭炮，可联装 16 发 132mm 口径的尾翼式火箭弹，最大射程达 8.5km，在第二次世界大战中发挥了重要的作用，俗称“卡秋莎”。二次大战后，前苏联先后研制成了 M—14、M—21、M—24 和夫劳克火箭弹及其火箭炮，至 20 世纪 70~80 年代先后研制了 220mm 多管炮与 300mm 多管火箭炮及火箭弹，其中 300mm 火箭弹最大射程已达到 70km。美国沃特公司研制生产的 M270 式多管火箭炮系统，于 1983 年正式装备美国陆军。M270 式多管火箭弹系统是一种全天候、间瞄、面积射击武器，能对敌纵深的集群目标和面积目标实施突然的密集火力袭击，具有很高的火力密度，其战斗部采用双用途子弹子母战斗部。

20 世纪 50 年代，火箭弹的最大射程约为 10km，60~70 年代大多数火箭弹的最大射程为 20km，80 年代研制的火箭弹的射程已超过 30~40km，90 年代以后美国等在 MLRS（Multiple Launch Rocket System）系统上研制开发的 227mm 火箭弹射程达到了 70km，俄罗斯研制的 300mm 火箭弹射程也将达到 70km，中国研制的 WM—80 型 273mm 火箭弹其最大射程超过 80km。20 世纪末许多国家开始了 100km 以上的超远程火箭弹的研制。

9.1.2 火箭弹的基本组成

火箭弹是一种依靠火箭发动机所产生的推力为动力，完成规定作战任务的无控或有控弹药。火箭弹由于要完成各种不同的战斗任务，因而种类繁多。然而不论什么火箭弹，其基本组成部分以及各组成部分的作用大致是一样的。

火箭弹一般由引信、战斗部、火箭发动机、稳定装置和导向装置等几部分组成。

① 引信——激活战斗部在弹道终点发挥作战效能的机械或机电部件。为了使战斗部适时可靠地发挥毁伤或干扰等作用，战斗部上都配有引信装置。战斗部类型及作战目标不同配用的引信类型不同，目前火箭弹研制中常用的引信有触发引信、电子时间引信以及无线电近炸引信等。

② 战斗部——在弹道终点发挥作战效能的部件。根据作战目的及对象的不同，在火箭弹上可以采用不同类型的战斗部。目前在火箭弹研制中常用的战斗部类型包括：杀伤

战斗部、爆破战斗部、杀伤爆破战斗部、子母战斗部、破甲战斗部、半穿甲战斗部、干扰战斗部以及云爆战斗部等。

③ 火箭发动机——使火箭弾能够飞行的推进动力装置。目前装备及在研的火箭弾主要采用固体火箭发动机。固体火箭发动机通常由联接底、燃烧室、固体推进剂装药、装药支撑装置、喷管及点火具等组成。火箭发动机使火箭弾在弹道主动段末端达到最大飞行速度后结束工作。

④ 稳定装置——使火箭弾能够按预定的姿态及弹道在空中稳定飞行的装置。按照飞行稳定原理的不同，稳定装置可分为涡轮式稳定装置和尾翼式稳定装置两类。涡轮式稳定装置是利用火箭发动机的多个倾斜喷管产生的导转力矩使火箭弾绕纵轴高速旋转，高速旋转产生的陀螺效应使火箭弾稳定飞行；尾翼式稳定装置是在火箭弾的尾部安装尾翼，安装尾翼后的火箭弾使全弹气动力压心（阻心）移到质心之后，飞行时空气动力产生稳定力矩，从而使火箭弾能够稳定飞行。

⑤ 导向装置——导向钮或定向钮是尾翼式火箭弾经常采用的导向装置。导向装置的作用是引导火箭弾在定向器上沿着一定的方向运动，使火箭弾在定向器上作直线运动或螺旋运动，并在带弹行军时固定火箭弾。导向装置可能是定向钮也可能是导向钮或其他装置。当需要火箭弾在定向器上作直线运动时，可采用定向钮来实现；当需要尾翼式火箭弾在定向器内低速旋转时，可采用导向钮来实现。涡轮式火箭弾本身高速旋转，无需另外设置导转装置，但为了带弹行军和提供一定的闭锁力，常采用在发动机尾部开挡弹槽的办法来加以解决。

9.1.3 火箭弾的分类

目前世界各国研制或装备的各种火箭弾种类很多，为了科研、设计、生产、存储及使用的方便，火箭弾通常按用途和稳定方式来分类。

（1）按用途分类

① 主用火箭弾——对敌方人员、坦克、装甲车辆、土木工事、铁丝网、车辆、建筑物、敌方雷场、各类地堡或地下军事设施等敌人有生力量或非生命目标起直接毁伤作用的火箭弾统称主用火箭弾。这类火箭弾包括杀伤火箭弾、杀伤爆破火箭弾、爆破火箭弾、聚能装药破甲火箭弾及燃烧火箭弾等。

② 特种火箭弾——用于完成某些特殊战斗任务的火箭弾统称为特种火箭弾。这类火箭弾包括照明火箭弾、烟幕火箭弾、干扰火箭弾、宣传火箭弾、电视侦察/战场效能评估火箭弾。

③ 辅助火箭弾——用于完成学校教学和部队训练使用任务的火箭弾统称为辅助火箭弾。这类火箭弾包括各种火箭弾教练弾。

④ 民用火箭弾——诸如民船上装备的抛绳救生火箭、气象部门采用的高空气象研究火箭与人工降雨火箭弾、海军舰船用的火箭锚等均属民用火箭弾。

（2）按稳定方式分类

① 尾翼式火箭弾——依靠弹尾部的尾翼装置来保持飞行稳定的火箭弾。尾翼装置将火箭弾在飞行中的压力中心移至弹体质心之后，产生一个稳定力矩来克服外界扰动力矩。

的作用，使火箭弹稳定的飞行。

② 涡轮式（旋转式稳定）火箭弹——依靠弹体绕自身纵轴高速旋转来保持飞行稳定的火箭弹。涡轮式（旋转式稳定）火箭弹通过高速旋转弹丸自身能产生一个陀螺力矩来抗衡外界力矩的作用，使火箭弹稳定的飞行。

9.1.4 火箭弹的工作原理

火炮弹丸是依靠发射时炮膛内的发射药燃烧后生成的高温、高压气体推动前进，使弹丸在离炮口时获得最大速度，即弹丸的炮口初速。

与火炮弹丸不同，火箭弹是通过发射装置借助于火箭发动机产生的反作用力而运动，火箭发射装置只赋予火箭弹一定的射角、射向和提供点火机构，创造火箭发动机开始工作的条件，但对火箭弹不提供任何飞行动力。

火箭弹的发射装置，有管筒式和导轨式两种，前者叫火箭炮或火箭筒，后者叫发射架或发射器。为了使火箭发动机可靠适时点火，在发射装置上设有专用的电器控制系统，该系统通过控制台联到火箭弹的发火装置（点火具）上。

火箭发动机是火箭弹的动力推进装置，其工作原理即为火箭弹的推进原理。火箭发动机所采用的推进剂有固体类和液体类之分。采用固体推进剂的火箭发动机称为固体火箭发动机，又称固体火箭。

在火箭弹发射时，发火控制系统将点火具发火，点火具中药剂燃烧时产生的燃气流经固体推进剂装药表面时将其点燃。主装药燃烧产生的高温高压燃气流经固体火箭发动机中拉瓦尔喷管时，燃气的压强、温度及密度下降，流速增大，在喷管出口截面上形成高速气流向后喷出。当大量的燃气高速从喷管喷出时，火箭弹在燃气流反作用力的推动下获得与空气流反向运动的加速度。由于从火箭发动机高速喷出的气流物质是火箭发动机所携带的固体推进剂装药燃烧产生的，所以火箭发动机的质量不断地减小，表明火箭弹的运动属于变质量物体运动。显然，火箭弹运动时其相互作用的物体一个是火箭弹本身，另一个是从火箭发动机喷出的高速燃气流。由

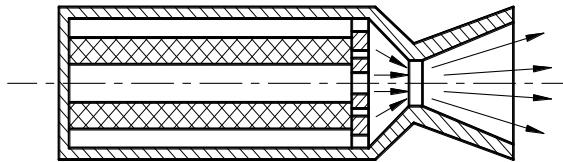


图 9-1 固体火箭发动机工作原理图

此可见，火箭弹的这种反作用运动为直接反作用运动。高速燃气流作用在火箭弹上的反作用力为直接反作用力，使火箭弹获得向前运动的推力。而固体火箭发动机结束工作时，火箭弹在弹道主动段末端达到最大速度。固体火箭发动机的工作原理如图 9-1 所示。

9.1.5 火箭弹的特点

与身管火炮发射的弹药相比，火箭弹的优点与不足都十分显著。

（1）优点

① 飞行速度高

受火炮使用寿命及机动性的限制，火炮发射的弹药很难达到很高的炮口速度，使射

程受到较大限制。按照经验推断，初速提高一倍，火炮寿命降至原来的1/128。另外，初速提高会使火炮质量增加，也会引发一系列问题。现役中大口径火炮弹药的炮口速度大约为800~1000m/s，小口径炮弹大约为1100m/s。大口径火炮弹药在采用底排减阻技术后，底排增程弹的最大射程也难以超过40km，即使采用底排一火箭复合增程技术，复合增程弹的最大射程也只在50km左右。

火箭弹是利用喷射推进原理获得飞行速度的。飞行速度的大小主要取决于推进剂的比冲量和质量比。而质量比并没有受到很大限制，可以按需要的速度确定。火箭弹可以得到较大的飞行速度，因而也就具有更好的远射性。对尾翼式火箭弹，弹径、弹长和全弹质量受限制小，合理的全弹及火箭发动机设计，可以使火箭弹达到较高的速度和较远的射程。

② 发射过载系数小

火炮发射的弹药在发射时过载较大，无后座力炮及迫击炮发射的弹药其过载多数在5000g左右，榴弹炮发射的弹药其过载都在10000g以上。由于过载大，对零部件材料性能及结构设计要求较高，部分零件的消极质量较大。

和炮弹相比，火箭弹起飞时加速度相差两个数量级。大多数炮兵火箭的发射过载都在100g以下，即使是推力较大，工作时间很短的反坦克火箭弹，其发射过载多数在3000g以下。由于发射过载系数小，对材料性能及结构设计的要求可以低一些，发动机的消极质量较小，有利于减小结构尺寸和质量，有利于安装制导元件及装填特种战斗剂，例如烟幕剂、云爆剂、电子干扰物等。

③ 发射时无后坐力

身管火炮发射弹丸时，推动弹丸向前的气体压力，同时推动身管向后运动。由于火炮发射弹药时膛压高，作用在炮架上的后坐力很大，不但使得火炮身管壁厚大，而且炮架的结构笨重、质量很大，其机动性也较差。

火箭弹靠喷气推进原理获得飞行速度，全弹飞离发射架管口或轨道末端前，发射架基本不受力的作用，发射管内壁受到的压强较小。之后较短的距离内，火箭发动机高速喷出的燃气流有一部分喷射在发射架上并产生一定的作用力，但该力远小于身管火炮承受的后坐力。因此，火箭发射装置就可制成轻便、简单、尺寸紧凑和多管的发射装置。火箭发射装置可以安装在拖车、汽车、履带车、飞机、直升机和舰艇上，也特别适合于步兵携带。

④ 火力密集，完成作战任务的突袭时间较短

中大口径野战火炮在作战中一次只能在炮膛内装填一发炮弹，而且装填炮弹的时间较长，完成一次作战任务需要的时间较长。

对火箭武器来说，由于没有后坐力，可以制成多管火箭炮，这是火箭武器的突出特点。除单兵反坦克火箭以外，其它火箭武器系统的发射装置都有多根发射管。例如，122mm火箭炮为40管、美MLRS 227mm为12管，防空火炮虽然也有4联炮、10联炮，但其弹丸直径仅40mm以下。发射前在每个发射管中都已装填好火箭弹，发射时可以用很短的时间间隔顺序发射火箭弹。因此，在作战中使用多管火箭武器系统不但火力非常密集，而且在较短的时间内可以完成作战任务，从而有效地提高生存能力。例如一门火箭炮发射的弹数相当于1~2个炮兵营在相同时间内发射的弹丸数。

(2) 缺点

① 生产成本比相同威力的炮弹高

火炮弹药的加速过程是在火炮膛内完成的，发射一发炮弹需消耗一只药筒和一定数量的发射药。火箭弹是依靠自身携带的火箭发动机推进加速的，发射一发火箭弹要消耗一发火箭发动机壳体和一定数量的固体推进剂。在具有相同有效载荷战斗部并达到相同最大速度的情况下，不但火箭发动机壳体的生产成本高于药筒的成本，而且由于火箭发动机的能量利用率远低于火炮发射药的能量利用率，其固体推进剂的用量及生产成本都高于火炮发射药。例如：122mm 榴弹炮杀爆弹与 122mm 火箭杀爆弹的威力相当，但后者的生产成本价格高出 10 倍以上。

② 密集度较差

火炮发射的弹药不但炮口速度高，而且在外弹道上除受重力和空气动力作用外，不受其它力的作用，即使受到一定的扰动因素作用，也不会产生大的散布。而火箭弹由于发射管或轨道较短，不但弹丸出发射架管口或离开轨道末端时速度低，而且在外弹道加速过程中仍受到较大的推力作用，这些扰动因素将会使弹轴偏离速度矢量方向，产生较大的落点散布。因此，无控火箭弹的密集度比身管炮弹的密集度差，特别是方向密集度更差，不宜用于对点目标射击。

无控火箭弹密集度较差，限制了其应用与发展。但用制导的办法提高精度所付出的代价太大，同时控制系统结构复杂，其可靠性较差，且地面设备庞大，使用操作不便。这也是无控火箭弹未被导弹（有控火箭弹）完全取代的原因。

③ 易暴露发射阵地

用火炮发射弹药时，虽然也会产生较大的噪声，但炮口火焰的信号较小。发射火箭弹时，火箭发动机工作将从喷管中向后喷出大量的高温高速气流，高速气流与空气摩擦会产生很大的噪声，高温气流将产生很强的光和红外信号，声、光、红外信号以及扬起的尘土很容易使发射阵地暴露在敌方的雷达等探测装置的侦察范围内。

9.2 涡轮式火箭弹

涡轮式火箭弹一般由战斗部、火箭发动机和稳定装置三大部分组成。在涡轮式火箭弹的总体布局上，最常见的是将战斗部设置在发动机之前，如中国的 107mm 杀伤爆破火箭弹、前苏联的 M-24 240mm 爆破火箭弹、以色列的 240mm 爆破火箭弹等，但也有将战斗部设置在发动机之后，如德国的 158.5mm 火箭弹。

9.2.1 涡轮式火箭弹的特点

(1) 稳定飞行转速与最大速度和弹长有关

最大速度和相对弹长大，要求的稳定转速高。高转速引起的离心惯性力，对装药正常燃烧和装药、燃烧室壳体强度会产生不利影响，从飞行稳定性与射击密集度的要求出发，全弹长一般小于 7~8 倍弹径，相应发动机长度受到限制。

(2) 发动机可提供高速旋转力矩

采用多喷管发动机结构，喷管轴线倾斜，以提供较大的旋转力矩。喷管数量一般是6~8个。早期德国涡轮火箭发动机有22~26个喷管，喷管倾角为15°~25°。

由多喷管发动机提供高速旋转力矩的结构形式主要有以下两种：

① 独立旋转发动机形式——这种形式是在弹体合适位置上，安装一个独立的多喷管发动机，喷管的出口在弹体表面上均布，各喷管的轴线近似与喷管中心所在的圆周相切。所产生的推力作用于弹体切向，从而为全弹提供需要的旋转力矩，使火箭旋转。

② 斜切喷管形式——这种形式是各喷管安装在发动机壳体后端面上，在其扩张段上斜切。这种斜切喷管的扩张段，由于气流膨胀不对称，推力方向产生偏转。当各喷管斜切方向在它所在的圆周上按一定顺序排列时，推力偏转后在切向产生推力分量，提供旋转力矩，并使火箭弹旋转。

(3) 推力偏心和气动偏心的影响基本消除

高速旋转飞行的涡轮式火箭弹可以消除推力偏心和气动偏心的影响，使火箭弹的密集度有所提高。

① 推力偏心的消除——所谓推力偏心包括推力作用线偏离质心的线推力偏心和与弹的轴线构成偏角的角推力偏心两部分。由这两部分组成的偏心力矩作用在火箭上，将使火箭弹散布增大。提高火箭弹制造和装配精度可以部分消除推力偏心，但制造和装配的误差是客观存在的，因而偏心不可避免。而涡轮式火箭弹虽然有推力偏心存在，可由于转动引起推力偏心矢量的方向也在转动，使推力偏心效应不固定作用在同一方向，每时每刻在改变方向，所以也就不会引起弹道的偏离。

② 气动力偏心的消除——所谓气动力偏心是指由制造装配误差所引起的火箭弹气动外形不对称。飞行时作用在火箭弹上的气动力不对称，有一定的偏心，同样会引起火箭弹的弹道偏离。而通过高速旋转也可以消除这种偏心的影响。

为此，射程较近的炮兵火箭弹通常设计成涡轮式火箭弹。而对于射程较远的火箭弹，例如射程大于15km的火箭弹，不宜再采用旋转稳定的涡轮火箭弹。因为射程增大后，飞行速度相应增大，引起翻转力矩增大，与之相对应的火箭弹稳定转速也要随之增大，使离心惯性力增大，从而带来发动机质量增加等一系列不易解决的问题。

1963年式130mm杀伤爆破火箭弹（简称130mm火箭弹）具有涡轮式火箭弹典型的结构形式。下面就以该火箭弹为例分析涡轮式火箭弹的结构及其作用。

9.2.2 1963年式130mm杀伤爆破火箭弹

9.2.2.1 概述

1963年式130mm火箭弹由19管的130mm火箭炮发射，在9.5~11.5s内可发射出19发弹。由于该弹没有尾翼装置，所以采用管式定向器来发射。130mm火箭弹通常装备于炮兵师，主要用来歼灭或压制敌人暴露或隐蔽的有生力量及火力点，破坏敌轻型工事，压制敌炮兵连、迫击炮连等。

在1963年式130mm杀伤爆破弹基础上，1986年设计定型了1982年式130mm杀伤

爆破燃烧火箭弹。该弹的发动机与 1963 年式 130mm 杀伤爆破火箭弹相同，战斗部装药由原梯恩梯改用梯黑铝炸药，并增加了两层光筒和约 400g 燃烧合金，使破片数和有效杀伤半径比 1963 年式提高了 30% 以上，同时增加了燃烧纵火功能。正因为如此，该弹的战斗任务进一步扩大了，除完成原 130mm 火箭弹的战斗任务外，还可对目标区的易燃物进行纵火，杀伤、烧伤敌有生力量。

与 1982 年式 130mm 杀伤爆破燃烧火箭弹同时定型的还有 1982 年式 130mm 30 管火箭炮。1963 年式 130mm 杀伤爆破火箭弹和 1982 年式的 130mm 杀伤爆破燃烧火箭弹，既可用老的 19 管火箭炮发射也可用新的 30 管火箭炮来发射。

1963 年式 130mm 杀伤爆破火箭弹射程为 10km，难以适应现代战争的需要，迫切要求把原 1963 年式 130mm 杀伤爆破火箭弹的射程提高到 14km 以上。为此有关研制单位通过采取提高推进剂装药的比冲量、选择装填密度大的星孔药型增加装药量、减小弹体的质量和减小弹体的气动阻力等多项有效措施，成功研制了射程达到 14.5km 的新 130mm 杀伤爆破火箭弹。新 130mm 火箭弹既可用 1963 年式 130mm 自行火箭炮发射，也可用 1982 年式 130mm 自行火箭炮发射；最大射程地面密集度 ($E_X / X = 1/270$, $E_Z / X = 1/166$) 超过了 1963 年式 130mm 火箭弹的密集度指标 ($E_X / X = 1/194$, $E_Z / X = 1/120$)。

9.2.2.2 主要诸元

1963 年式 130mm 杀伤爆破火箭弹的主要诸元如下：

弹径	130.45 mm	全弹长 (带引信)	1052 mm
炮口速度	25.1 m/s	最大速度	436.8 m/s
全弹质量	32.996 kg	战斗部质量	14.712 kg
炸药质量	3.05 kg	推进剂质量	6.74 kg
最大转速	3200 r / min	最大射程	10100 m

1963 年式 130mm 杀伤爆破火箭弹的结构示意图如图 9-2 所示，主要由战斗部、火箭发动机和稳定装置三大部分组成。

(1) 战斗部

战斗部包括引信、战斗部壳体、炸药装药、驻螺钉、石棉垫、盖片等零部件。战斗部壳体、炸药装药、引信、隔热层是战斗部的主要部件。

① 战斗部壳体——外形采用圆弧曲线做母线，其目的是为了减小空气阻力，以提高初速。由于涡轮式火箭弹的长度受到稳定性的限制，其战斗部长径比不大。其壳体材料采用 60 炮弹钢，壳体经热冲后收口而成，壳体底部最小厚度为 13.5mm。战斗部壳体的作用是：在平时贮存炸药装药，战时在炸药爆炸后，形成大量的杀伤元素，以杀伤敌人的有生力量，破坏各种武器装备。

② 炸药装药——战斗部内装 3.05kg 的梯恩梯炸药，用螺旋压装法把炸药压入战斗部壳体内。炸药装药的作用是使战斗部壳体破碎，并形成许多具有一定速度的杀伤破片的能源，爆炸形成的冲击波也可以直接杀伤敌人的有生力量，摧毁各种轻型工事。

9.2.2.3 零部件结构及其作用

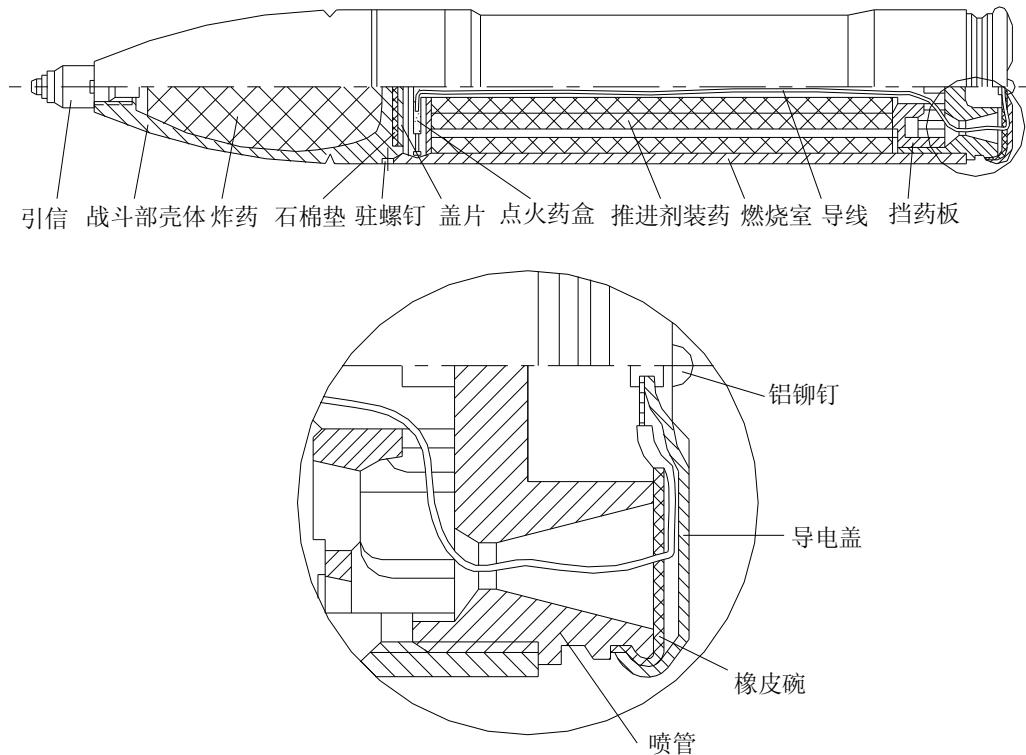


图 9-2 130mm 杀伤爆破火箭弹

③ 引信——战斗部头部装有箭—1 引信。在火箭弹飞离炮口 30m 后，引信解除保险。箭—1 引信有三种装定：

- a) 瞬发——引信碰击目标后立即引爆炸药，一般不得超过 1 ms；
- b) 短延期——引信碰击地面后大约经过 1~5 ms 左右才能引爆炸药；
- c) 延期——引信碰击地面后大约要延滞 5 ms 以上才引爆炸药。

引信的作用是适时引爆炸药。在平时储存、运输、保管中引信要绝对安全；在战时，引信要准时、可靠地引爆炸药。

④ 隔热层——隔热层的作用是防止火箭发动机工作时火箭推进剂燃烧后生成的高温、高压气体的热量传递给战斗部，避免引起战斗部内炸药熔化甚至早炸。通常在战斗部底部附加石棉垫和盖片作为隔热层，以改善战斗部内炸药装药的受热状况，确保战斗部中炸药装药的安全。

（2）火箭发动机

火箭发动机包括点火药盒、推进剂装药、燃烧室、喷管、挡药板、导电盖等零部件。

① 燃烧室——燃烧室是火箭发动机的主要部分，以燃烧室为主与其它零件联接而构成火箭发动机。燃烧室是两端都有内螺纹的柱形圆筒，材料为 40Mn2 钢。燃烧室的作用是平时作为贮存火箭推进剂装药的容器，发动机工作时火箭推进剂装药在燃烧室内燃烧。

由于燃烧室要承受高温、高压气体的作用，一般都用高强度的合金钢制成。燃烧室两端外径稍大的部分称为定心部。定心部的基本作用与炮弹的一样，另外还起到以下三个作用：

- 一是补偿燃烧室内表面加工螺纹引起的强度削弱；
- 二是使定心部加工精度和光洁度较其它部分要高，有利于火箭弹和定向器之间的配合，减小火箭弹与定向器之间在发射时所产生的动力负荷，减小起始扰动；
- 三是通过定心部和定向器接触形成点火线路中的导电通路。

② 推进剂装药——火箭发动机内装 6.74kg 的 7 根单孔管状双石-2 推进剂。推进剂装药是发动机产生推力的能源。火箭发动机是一个能量转化机构，即从点火开始，推进剂装药燃烧，生成高温高压燃气，经喷管向后喷出而形成推力推动火箭前进，这一全过程是把推进剂的化学能转变为推进剂燃气的热能，继而转化为燃气定向流动的动能，最后转化为火箭弹的飞行动能。因此火箭推进剂能量的高低，装药量的多少，直接影响到火箭弹的射程。为了提高射程，应选用高能量的推进剂，在保证正常燃烧的条件下，应尽量多装药。

推进剂装药选用多少根，主要由涡轮式火箭弹的总体方案确定。对某一种火箭推进剂来说，在某一压力下，装药的总燃烧面积与喷管喉部面积之比存在一个确定的值，即所谓面喉比存在一个定值。而在一定的弹径条件下，喷喉面积大小是受到限制的，喷喉面积大小的变化不会很大，即装药燃烧面积的大小大致也是一个定值。显然，若选用装药根数少，为了保证燃烧面的需要，装药药柱就会长一些，装药量也多一些，射程就远一些；反之，装药根数多，药柱长度就短，装药量也随之减少，射程也减小，所以装药根数必须由总体方案确定。

管状药有足够的燃烧表面积，一般呈等面燃烧，发动机的工作压力比较稳定；另外，管状药的形状简单，容易制造，因而被广泛应用。涡轮式火箭发动机装药根数除经常选用 7 根装药外，也有选用 5 根和 19 根的。

③ 喷管——130mm 火箭弹喷管是倾斜多喷管形式，由喷管体上 8 个切向倾角为 17° 的小喷管组成，每个喷管又由收敛段、圆柱段（又称喷喉）、扩张段组成，其喷喉直径为 13.5mm，长度不小于 3.9mm。喷管的结构示意图如图 9-3 所示。

130mm 火箭弹喷管作用主要有以下三点：

a) 利用喷喉面积的大小控制燃烧室内的压强

在推进剂装药尺寸等条件一定时，喷喉面积愈大，则燃烧室内压力愈低，低到一定程度发动机则不能正常工作；喷喉面积愈小，则燃气压力愈高，高到一定程度将导致燃烧室破裂。因此，喷喉面积大小直接影响着燃烧室

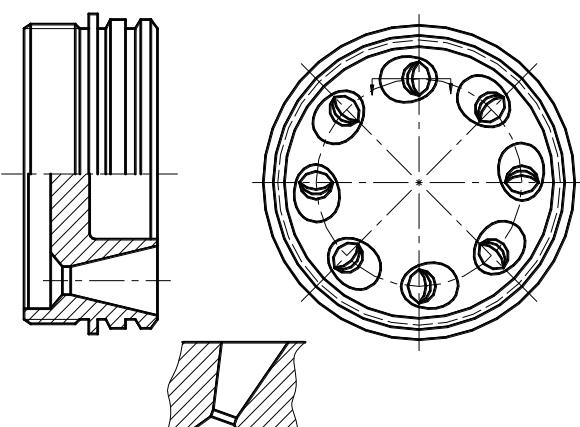


图 9-3 喷管结构图

内的压力，是火箭发动机性能设计的重要参数。

b) 利用喷管特殊的几何形状提高燃气的流动速度

喷管通道的横截面积沿气流方向的变化是从大到小在喷喉处面积最小，后又由小到大在喷管出口处面积最大。这种形状的喷管称为拉瓦尔喷管。推进剂装药燃气在收敛段的速度为亚音速，在喷喉处的速度为音速，在扩张段的速度为超音速。

c) 提供旋转力矩以保证火箭飞行稳定

④ 挡药板——又称支架，其材料为低碳硅锰铸钢。为了改善受力状态，以便承受离心惯性力的作用，挡药板的最外圈设计为8瓣带拱形的圆弧，而最内圈采用圆筒是为了加强挡药板刚度，使挡药板在装药的轴向压力下不至压跨。挡药板的结构如图9-4所示。

挡药板的作用主要就是挡药，平时限制推进剂装药沿弹轴方向前后移动，发动机工作时，推进剂装药越烧越细，挡药板起到防止装药喷出或堵塞喷喉。挡药板既要可靠地挡药，又要保证燃气能平顺地经过挡药板进入喷管，故挡药板要有足够大的通气面积。

挡药板既要受到高温燃气的包围和冲刷，又要承受因高速旋转而产生的离心惯性力的作用，工作条件十分恶劣，故挡药板要有足够的强度，通常采用精密铸造技术加工而成。

⑤ 点火装置——点火装置的作用是在发射时能可靠地、全面地点燃燃烧室内的推进剂装药。不同的火箭弹的点火方式不同，点火装置也不一样。130mm火箭弹的点火装置是由点火药盒、导电盖组成。

赛璐珞的点火药盒内放有两个F-1型电发火管，管外有35g黑药，点火药盒固定在药包夹上，组成一体，放在燃烧室的前端。电发火管引出两条导线，短导线连在药包夹上，长导线穿过中间药柱内孔铆在导电盖上，导电盖与喷管座之间用橡皮碗绝缘。

(3) 稳定装置

130mm火箭弹的稳定装置由喷管座上的8个切向倾角为17°的小喷管组成。8个小喷管既是火箭发动机的重要零件，又是火箭弹的飞行稳定装置，它们所提供的切向推力形成火箭弹体旋转的供稳定力矩，保证火箭弹能按预定的弹道稳定地飞向目标。当火箭发动机工作结束时，130mm火箭弹的转速可达到3200r/min。

9.3 尾翼式火箭弹

尾翼式火箭弹是依靠尾翼稳定装置来实现飞行稳定的火箭弹，由战斗部，火箭发动机和稳定装置等三大部分组成，总体布局形式为战斗部在发动机之前。尾翼式稳定装置

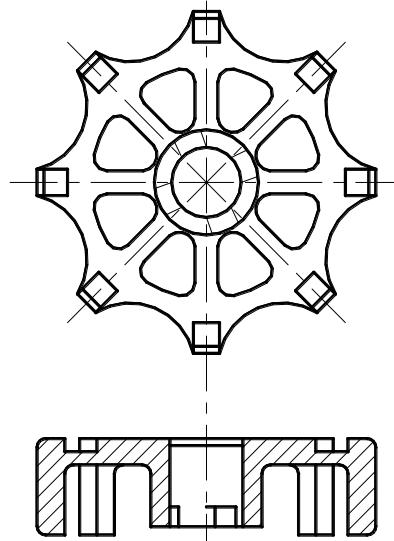


图9-4 挡药板结构图

火箭弹中的应用最为广泛。

9.3.1 尾翼式火箭弹的特点

(1) 弹径、弹长、全弹质量和最大飞行速度受限制小

由于尾翼式火箭弹的飞行是靠尾翼稳定的，其长度不受稳定性的限制，而飞行速度的大小主要取决于推进剂的比冲量和质量比。而质量比可以按需要的速度确定。由此表明尾翼式火箭弹的弹径、弹长和全弹质量受限制小，在对全弹及火箭发动机进行优化设计的情况下，可以使尾翼式火箭弹达到较高的速度和较远的射程。因此，尾翼式火箭弹可以做得细长一些。如俄罗斯 BM-21 式 122mm 杀伤爆破火箭弹（俗称“冰雹”火箭弹）是尾翼式低速旋转火箭弹，其全长（含引信）为 2.87m，长径比达到 23.52。而旋转稳定的 1963 年式 130mm 杀伤爆破火箭弹的全长（含引信）为 1.052m，长径比仅为 8.09。由于尾翼火箭弹的长度受限制较少，所以尾翼式火箭弹的射程和威力均比涡轮式火箭弹高。如“冰雹”火箭弹的射程为 20.1 km，且战斗部装药量达到为 6.4kg。

(2) 火箭发动机提供低速旋转力矩

目前装备或在研的各种尾翼式火箭弹为减小发动机推力偏心和外形气动偏心对火箭密集度的影响，大多采用低速旋转飞行措施。

实现低速旋转的措施较多，除了采用发射管内表面带螺旋导槽和斜置尾翼片等方式外，也可由发动机提供低速旋转力矩。

① 切向斜置喷管形式

这种形式在多喷管发动机上容易实现，各喷管装在发动机后端，喷管的轴线有较小的切向斜置角，推力的切向分量产生旋转力矩，使弹丸低速旋转。

② 燃气导流装置

目前火箭弹上使用的燃气导流装置有两种，一种是在喷管扩张出口段，安装相对扩张段锥面母线斜置的燃气导流片，这些导流片与扩张段高速气流相互作用，在扩张段内表面产生推力切向分量，由此产生旋转力矩并使弹旋转；另一种是在欠膨胀时喷管扩张段出口处，装一个内表面带螺旋槽的导流环。当欠膨胀的燃气流经螺旋槽后，被导流的部分燃气仍被膨胀加速，从而产生推力切向分量，为弹丸提供低速旋转力矩，使弹丸低速旋转。

(3) 尾翼装置形式多样

尾翼式火箭弹的稳定装置由尾翼、尾翼座等零件组成，最常见的是在弹体尾部沿圆周均匀设置 4 片实心尾翼，有的火箭弹采用 6 片或 8 片尾翼。尾翼的固定方法可采用焊接、铆接、螺栓联接、轴与轴孔联接或粘接等。多数情况下，要求尾翼相对于弹体中心轴有一个很小的安装角，以使火箭弹在飞行过程中产生微旋运动。

尾翼的种类很多：

① 根据尾翼本身的刚度，可将尾翼分为刚性尾翼和弹性尾翼。在飞行中，只允许翼片有微小变形的尾翼称为刚性尾翼，允许发生较大弹性变形的尾翼称为弹性尾翼。

弹性尾翼的优点是结构简单，制造方便，火箭弹能够采用和发动机同口径的发射筒

发射。但由于翼片弹性变形大，只适用于飞行速度较小的反坦克火箭弹。当最大飞行速度大于120m/s时，不宜采用弹性尾翼。

②根据尾翼尺寸与弹径的关系，可将尾翼分为同口径尾翼和超口径尾翼。尾翼展开尺寸与火箭弹最大直径相同称为同口径尾翼，大于弹体最大直径时称为超口径尾翼。

同口径尾翼主要用在战斗部直径大于发动机直径且低速飞行的反坦克火箭弹上。火箭弟能够用筒式发射装置发射，可以保证在亚音速时稳定飞行。但当最大速度达到跨音速或超音速时，尾翼可能处于最大弹径后面的紊流区内，使尾翼工作效率降低，无法提供足够的升力来确保火箭弹稳定飞行。因此，具有较大飞行速度的火箭弹，不宜采用环状同口径尾翼。

③根据翼片与弹体的联接方式，可将尾翼分为固定式尾翼和张开式尾翼。翼片与弹体固联的尾翼称为固定式尾翼，平时折叠而发射时火箭弹出炮口后在某种力的作用下张开的尾翼称为张开式尾翼。

在中、大口径火箭弹上，固定式直尾翼是一种使用较多的尾翼。固定式直尾翼的展向尺寸受限制小，能够提供较大的升力，在飞行过程中安全、可靠。但由于外廓尺寸比弹径大，只能采用笼式或滑轨式定向器，从而使得定向器的外廓尺寸较大，一部发射装置上定向器数量受到限制，同时也给勤务处理带来不便。

为了使火箭弾能够采用筒式定向器发射，在一些火箭弾上采用了弧形张开式尾翼。由于弧形张开式尾翼平时合拢在弹体上，最大外径不超过弹径，使得发射装置结构紧凑，发射筒数量增多。同时在勤务处理中安全、方便。但由于翼片弧长最大不超过弹体圆周长的1/4，从而使展向尺寸受到限制。为了提供足够的升力必须加大弦向尺寸。另外，翼片是通过根部的两个铰链座与联接轴联接，因此翼片根部强度必须给予足够的重视。

从筒式定向器发射的反坦克火箭弾、空-空火箭弾以及用各类火炮发射的尾翼式火箭增程弾，都广泛采用刀形张开式尾翼。这类尾翼能够充分利用弹体上的空间，可采用同口径发射筒发射，从而使弹体和发射架结构紧凑。但由于展向尺寸大，为满足强度、刚度的要求，翼片厚度较大，导致空气阻力增大。

④根据按尾翼平面形状，可将尾翼分为矩形、梯形、三角形和刀形尾翼等。

在火箭弾设计过程中，选择哪种类型的尾翼，主要根据飞行稳定性、弹体结构、发射装置以及弹道特性等设计要求来决定。对飞行速度较低，弹径较小的反坦克火箭弾、航空火箭弾，主要采用弹性同口径刀形张开式尾翼。而对于飞行速度较大的中大口径野战火翼弾，主要采用固定式直尾翼、弧形或刀形张开式尾翼等。

俄罗斯БМ—21式122mm杀伤爆破火箭弾具有尾翼式火箭弾的典型结构。下面就以此火箭弾为例分析尾翼式火箭弾的结构及其作用。

9.3.2 俄罗斯БМ—21式122mm杀伤爆破火箭弾

9.3.2.1 概述

俄罗斯БМ—21式122mm火箭弾系统是60年代研制70年代初装备部队的，为当时世界先进的火箭武器系统之一。目前，全世界已经有80多个国家购买并装备了俄罗斯研制的БМ—21式122mm火箭弾系统，而捷克斯洛伐克、朝鲜、印度、伊朗和中国等

都已经制造或正在制造该武器系统。

近几年来为了进一步发挥该武器系统作战效能，首先对火箭弹进行了大量的改进，主要技术手段一是增大射程；二是研制多种类型的战斗部以适应不同作战任务的需要；三是着手研制新型 122mm 多管火箭炮的火控系统。该火控系统将从飞机、直升机、战场雷达等传来的数据进行解算后实时地传输给多管火箭炮系统。配用这种新型火控系统后，使得火箭系统从进入阵地到开始射击由原来的 25~35 分钟缩短为 6 分钟，而且乘员从原来的 3 人减少到 2 人。

俄罗斯 BM—21 式 122mm 火箭弹是尾翼式低速旋转杀伤爆破火箭弹，用苏联 BM—21 火箭炮发射，40 管螺旋定向器一次齐射可发射 40 发火箭弹。

9.3.2.2 主要诸元

俄罗斯 BM—21 式 122mm 火箭弹的主要诸元如下：

弹径	122mm	弹长	2870 mm
全弹质量	66 kg	战斗部质量	18.4 kg
炸药装药质量	6.4kg	推进剂质量	20.6 kg
最大飞行速度	690 m/s	最大射程	20.75 km
比冲量	1984 N.s.kg^{-1}	燃烧时间	1.82 s
最大地面密集度	距离 $\frac{E_x}{X} = \frac{1}{224}$	方向 $\frac{E_z}{X} = \frac{1}{126}$	

9.3.2.3 总体结构特点

俄罗斯 BM—21 式 122mm 火箭弹的结构示意图如图 9-5 所示，主要由战斗部、火箭发动机和稳定装置三大部分组成。

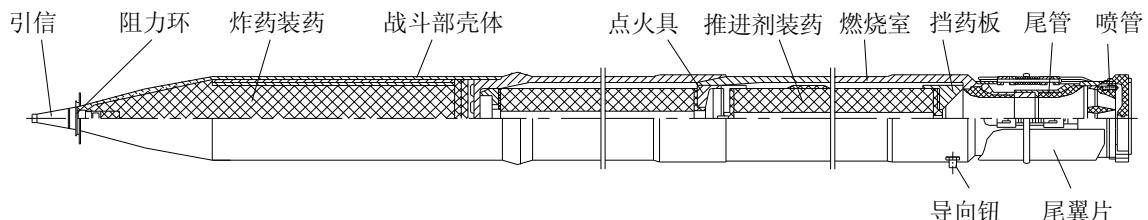


图 9-5 BM—21 式 122mm 火箭弹

俄罗斯 BM—21 火箭弹总体结构特点是：

- ① 在战斗部上增加了一个阻力环，打击近距离目标时在战斗部与引信之间加上这个阻力环，并用最大射程角来发射火箭弹，可减小距离散布；
- ② 火箭发动机采用多喷管，有助于减小推力偏心；发动机内两节推进剂装药径向固定，有助于减小燃气流偏心。两者均有利于减小方向散布；
- ③ 采用管式螺旋定向器发射，通过弹上导向钮和弧形折叠尾翼使火箭弹在飞行过程中低速旋转并保持一定转速，有利于克服推力偏心和气动偏心，以减小方向散布；

④ 首次采用单孔管状药两节式装药设计方法,使得燃烧室的空间得到充分利用,推进剂装药量有较大提高,并且使燃烧室容易加工;

⑤ 首次采用大长细比方案,使其使用性能得到很大提高,因而受到了世界各国火箭武器研制者的重视。

9.3.2.4 俄罗斯 BM—21 火箭弹的结构及其作用

(1) 战斗部结构

BM—21 火箭弹战斗部质量 18.4kg,炸药装药质量 6.4kg,战斗部结构如图 9-6 所示。

BM—21 火箭弹在战斗部设计上采用了三项提高威力和密集度的技术措施:

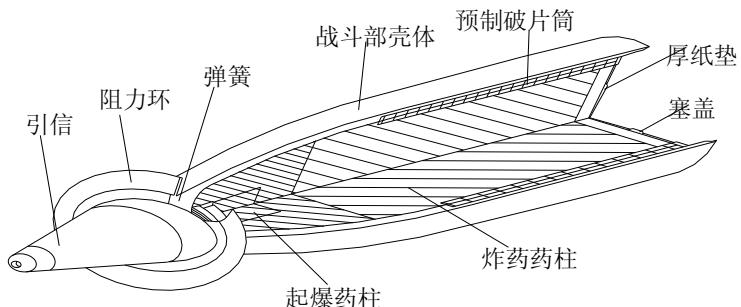


图 9-6 战斗部结构图

① 战斗部壳体内装填的炸药种类有所不同

在战斗部壳体弧形部内装梯恩梯炸药,而在圆柱部内装一种由梯恩梯、黑索金、铝粉混合制成的混合炸药(梯恩梯 35%、黑索金 43%、铝粉 19%、钝感剂 3%),而传爆药为 A-IX-I 炸药。

② 战斗部圆柱部内壁放置两个预制破片筒

战斗部圆柱部内壁放置了两个预制破片筒,分为内筒和外筒两层,由低碳钢板压制成棱形沟槽后卷制并焊接而成。

③ 战斗部前端加装一个阻力环

战斗部前端加装一个阻力环,即所谓“马兰德林圆盘”(马兰德林圆盘 19 世纪末期法国在 75mm 炮弹上首先采用)。

前两条措施是为了提高战斗部爆炸时,战斗部壳体金属利用率,使质量过大的破片数目减少,而使有效破片数目大幅度地增加。BM—21 战斗部爆炸后,每个破片重大约 4.5g。后一条措施是为了提高对近距离目标射击密集度和杀伤威力。如果不采用阻力环,这就与普通的火箭弹一样,打近距离目标一定要采用小射角来射击,由于射角小,所以落角也小,就会使得战斗部壳体生成的许多破片打到地底下去,起不到杀伤作用。若用大射角发射带有阻力环的火箭弹来打近距离目标,因为落角大,就可以减少破片的损失,增加战斗部的杀伤作用。此外,用大射角来发射带有阻力环的火箭弹,打近距离目标,还可以减少距离散布。射击实践证明,用大射角来射击近距离目标,距离散布大大减少,但不能改善方向散布。

(2) 发动机结构

火箭发动机由前燃烧室、后燃烧室、前装药、后装药、中挡药板、后挡药板、前支架和支架、导向钮、导电盖及喷管组合件等几大部分组成。发动机外表面设置了前、中、后三个定心部。后定心部上装有一个直径为 10mm、高为 8mm 的导向钮。

БМ—21 火箭发动机前燃烧室是带底的，而后燃烧室是两端开口的圆筒。在前燃烧室的后端与后燃烧室的前后两端均车制有细牙螺纹，而且在螺纹联接部位都设置了圆柱定位面。前后燃烧室壁厚不相等，前燃烧室壁厚为 3.2mm，后燃烧室壁厚为 3.75mm，在燃烧室内壁处均涂有 0.1~0.3mm 的隔热涂层。燃烧室材料为低碳合金钢 14MnNi。燃烧室的总长度约为弹径的 16 倍，绝对长度接近 2m。

发动机燃烧室的设计在与各零部件联接的同轴性、工艺性、密封性和减轻壳体质量、提高壳体强度等方面比较有特色。具体表现在：

① 燃烧室分成前、后两个燃烧室

把一个长度约 2m 的细长燃烧室拆成前、后两个壁厚不等燃烧室来设计。其设计依据：一是从推进剂装药来考虑，若把燃烧室设计成单节燃烧室，那么推进剂装药也得采用单节装药，这样会使得单根药柱变得过于细长，以致使药柱弯曲度大，增大发动机的几何偏心；二是从工艺上考虑，若按单节燃烧室来加工，由于燃烧室过于细长，在加工设备和加工工艺上都会增加难度；三是从减轻火箭弹全重来考虑，若设计成单节燃烧室，燃烧室的壁厚就必须接受热大处的壳体壁厚来设计，这样就会增加燃烧室的消极质量。

② 前燃烧室带底

在燃烧室连接的同轴性和密封性问题上采取了一些措施，把前燃烧室设计成带底的燃烧室，使前燃烧室与战斗部直接联接，不需要中间底，因而减少了火箭弹的联接部位，有利于减小几何偏心和减轻消极质量。

③ 高精度螺纹联接

将燃烧室壳体上的联接螺纹都设计成密封性能较好的高精度螺纹，而且在螺纹端头均设计成带有圆柱部的定位面，以提高联接的同轴性，做到既提高同轴性又提高密封性。

④ 冷挤压冷拔工艺

采用先进的冷挤压冷拔加工工艺方法可以减小壁厚差，降低燃烧室内、外表面粗糙度，提高燃烧室的加工精度。由于冷挤压冷拔加工工艺，金属在加工过程中冷作硬化，还可以提高金属机械性能，这样就可以相应地使燃烧室质量减轻，如 14MnNi 冶炼锻造毛坯， $\sigma_b \geq 539.6 \text{ MPa}$ ，用冷挤压冷拔成型工艺后， $\sigma_b \geq 706.3 \text{ MPa}$ 。

⑤ 燃烧室内壁涂隔热涂料

为减轻燃烧室质量提高燃烧室强度，发动机前、后燃烧室内壁均涂以有机硅树脂为基料，三氧化二铬、云母粉做填料的隔热涂料，涂层厚度 0.1~0.3mm。试验证明，БМ—21 火箭发动机工作结束后 3~7s 时间，后燃烧室前部表面的壁温因燃气流受前挡药板滞阻达到摄氏 600°C 以上。这样高的温度，若不涂隔热涂料，除非把燃烧室壁厚加厚，否则燃烧室将不能满足热强度的要求。

(3) 喷管结构

喷管组合件由图 9-7 所示，它由尾管前段、尾管后段和喷管组成。

尾管前段和尾管后段由40Cr合金钢管加工制成长后，由螺纹联接成一件。在尾管的前后锥体上分别模压上热固性塑料。尾管内腔是一个先略微收缩，然后平直，再呈略微扩张的形状。

喷管是多喷管结构，共有7个小喷孔，其中6个小喷孔沿喷管座圆周方向均匀分布，1个小喷孔放在喷管座的中心位置。7个小喷孔由喷管座，通过螺纹联接在尾管后段上，然后通过尾管前段用螺纹联接到燃烧室上。各小喷孔的收敛段和喉部用15号低碳钢制成。

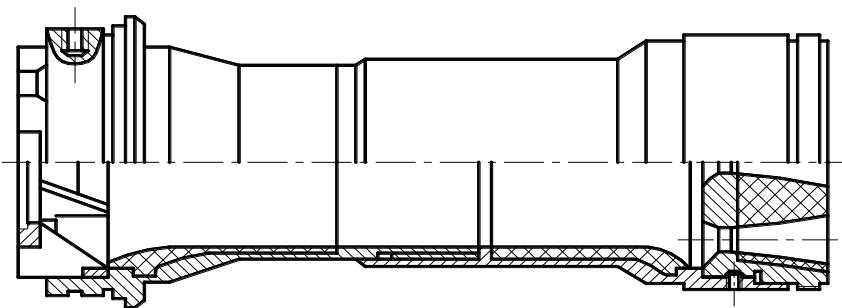


图 9-7 喷管组合件

为减小发动机的热损失，减轻尾管的质量，降低尾管本身的受热影响，在尾管前后段的内壁和喷管扩张段模压上热固性塑料。喷管座内7个小喷孔扩张段一次模压成形，使喷管孔具有较好的同心性。

尾管的作用：一是为安装弧形尾翼留出必要的空间；二是燃气流通过尾管可得到整流，使得燃气流的压力、速度、温度分布趋向均匀，减小燃气流的不对称性，以利于减小推力偏心，同时也可提高推进剂的利用率。

(4) 固药结构

火箭发动机有前、后两个挡药板和前、后两个支架。靠近战斗部的前药柱由前挡药板和前支架固定，后药柱由后挡药板和后支架固定。前支架置于前燃烧室的前端，由于

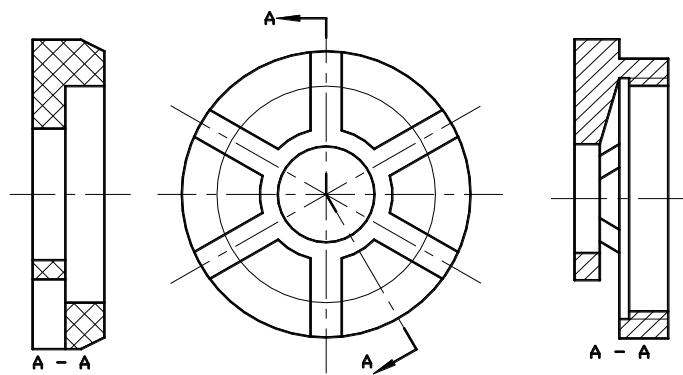


图 9-8 前支架图

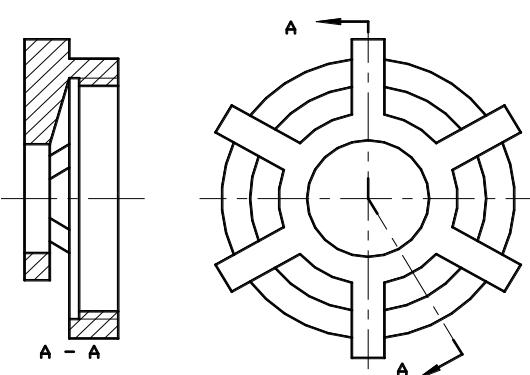


图 9-9 前挡药板

它受到热的作用较小，所以采用热固性塑料模压而成，其形状为中空圆锥台再加一个带有 6 条筋的圆环，如图 9-8 所示。

前挡药板位于前药柱的后端，是一个由内外环和联接筋组成的整体式结构，如图 9-9 所示。为了联接后支架，外环的内侧车制螺纹，通过螺纹和后支架联接起来，并使发动机的点火药盒固定于前挡药板与后支架之间。

后支架由内环和外环及 4 条筋联接而成为一个整体结构。后支架与前挡药板一起构成一个点火药盒支架。该支撑架有三大作用：

- ① 作为前一根药柱的挡药板；
- ② 固定并保护点火药盒，使点火药盒在勤务处理过程中不致损坏；
- ③ 起支撑固定后一根药柱的作用。

后挡药板结构与前挡药板不同之处在于联接筋的数目，前挡药板是 6 片联接筋，后挡药板为 4 片联接筋。把联接筋由 6 片改成 4 片的原因是后挡药板处比前挡药板处燃气流量大，流速也大，要求后挡药板有更大的通气面积。但这 4 片筋的强度和刚度需要比前挡药板的 6 片筋的强度、刚度更大。

前挡药板、后支架和后挡药板均用 45 号铸钢精密铸造而成，它们均用驻螺钉固定在燃烧室壁或喷管上。

(5) 推进剂装药

5 M—21 火箭发动机的推进剂为 PCII—12，类似于国产的双铅—2 单孔管状药。前一根装药外径为 103.5mm、内径为 24mm、长度为 895mm。后一根装药外径为 92.5mm、内径为 13.5mm、长度为 896mm。为使装药药柱在发动机内得到径向固定和等面燃烧，两节装药的 4 个端面被包覆。端面包覆片采用乙基纤维素模压成呈草帽形，然后使用 15 号胶粘结到药柱的端面上。为了适应装药轴向长度因温度变化而引起的变化以及缓冲作用，在包覆片和挡药板之间放置了一个海绵橡胶垫圈。为了便于将装药放入发动机中，防止运输、勤务处理中装药径向变形，以及克服发动机工作过程中燃气流不对称，每节装药的外表面均按 120 度均布并沿长度螺旋配置 6 块同类垫块。

(6) 点火装置

点火装置由点火具、支架、导线等组成。而点火具由点火药盒、环形布袋、小布袋、电点火头和黑药等组成。

点火药盒是用 0.5mm 的铝板冲压制而成的，为有利于点火药产生的燃烧产物将推进剂装药点燃，盒盖中央开有直径为 $\Phi 25\text{mm}$ 的孔（盒盖孔直接对准前装药内孔），而在点火药盒的底面上，开有 4 个对称分布的 $\Phi 10\text{mm}$ 的底孔，面对后装药药柱一边。为保证点火药不致因受潮降低性能，点火药盒盖与盒底以卷边结合，边缘涂以 251 号密封胶，在盒盖与盖底的开孔处，均在内表面贴上铝箔（用 251 号胶做粘贴剂），边缘用胶加以密封。

电点火头的两根导线接在固定于盒底中心的两根铜制接线柱上，由铜制接线柱另一端的两根导线将其引出。两根导线通过支架、后装药药柱中心孔、后挡药板中心孔和喷管中间喷孔，分别利用螺钉联接在导电盖和喷管上。为防止松动，确保电路导电可靠，螺钉端面用垫圈和弹簧垫圈压紧导线端头。

点火药采用易点燃、燃速较快、化学安定性较好的黑火药，其中 2g 的 2 号小粒黑药

作为扩焰药，与电点火头同装在一个小布袋内，80g 的 1 号大粒黑药做为点火药装在一个环形布袋内，然后把小布袋放置在环形布袋的中央，再将环形布袋放入点火药盒中，组成一个完整的点火具。

因为推进剂装药细长，为了更好的同时点燃前、后两节装药，发动机点火具安置在前、后两节装药中间，由前挡药板和支架组成的点火具支架内，并由前挡药板和支架联接螺端面压紧点火药盒外沿卷边而固定。这种联接方法既简单，作用又可靠。

点火具用镍铬不锈钢的半环形导电片做骨架，用 Fx—501 热固性塑料模压而成，并用螺纹固定在喷管出口端面上。点火具的作用是：

- ① 导电点火，产生的一定压力和温度的燃烧产物将推进剂装药可靠点燃；
- ② 改善发动机的点火性能，尤其是低温下的点火性能；
- ③ 密封，通过导电盖把整个火箭发动机完全密封起来。发动机工作时，打开导电盖的压力在 1.96~3.43MPa 之间。

(7) 稳定装置

稳定装置由 4 片弧形尾翼组成。尾翼沿弦向和展向均为等壁厚，用合金铝板冲压制成。每片约占四分之一圆弧，安装角为 $1^{\circ} 20'$ ，覆盖在整流管的外表面，相接成圆形，其直径等于弹径。翼片根部卷压成轴孔，通过一小轴和整流管联接，翼片可以绕平行于弹轴的小轴旋转。在小轴上套有压缩扭簧，其作用既使翼片能向外张开，又使翼片在张开过程中，能够沿着弹轴方向移动，使翼片卡在整流管的缺口内而得到固定。整流管是用薄钢板卷压而成，套压缩扭簧用的转轴小孔座是焊接在整流管上的，而整流管则通过尾管后段联接到喷管组件上。

为使 4 片尾翼同时张开，在整流管与尾管前段之间套有一个同步环，当任何一片尾翼向外张开的时候，都可以带动同步环，推动其余翼片同步张开。

Б M-21 火箭弹稳定装置的创新设计表现在最先采用弧形折叠翼来实现用管式发射架发射的尾翼弹。由于尾翼所占空间缩小，从而实现了一次齐射 40 发的设计目标，大大的增强了一次齐射的威力；但是这种张开式圆弧形折叠尾翼，也存在一些不足，主要是受到自身结构的限制，尾翼片弧形尺寸最大也就是等于弹体圆弧弧长四分之一，这就缩小了这种圆弧折叠翼的使用范围；此外，尾翼根部因通过卷成的轴孔用小轴与整流管联接，尾翼根部的强度也不易保证。前者使尾翼升力和稳定力矩受到限制，后者容易引起尾翼根部的损坏。

(8) 导向钮

导向钮的作用是使火箭弹沿着具有一定缠角的螺旋导轨低速转动，以减小火箭弹因推力偏心引起的散布。要求低速旋转速度在 6~10r/s 之间变化。

9.4 火箭弹的发展趋势分析

火箭弹具有无后座、射程覆盖范围大、使用方便等优点，二次世界大战以来倍受许多军事强国的重视。特别是近十几年来中远程火箭弹在局部战争中更是发挥了重大的作战效能。随着一些高新技术、新材料、新原理、新工艺在火箭弹武器系统研制中的应用，

火箭弹在射程、威力、密集度等综合性能指标方面有了较大幅度的提高，呈现出射程远程化、打击精确化、大威力及多用途化、动力推进装置多样化的发展趋势。

9.4.1 射程远程化

推进剂的比冲大小和装载质量的多少是决定火箭弹射程远近的重要参数。

近年来高能材料在固体推进剂制造中的应用，使得推进剂能量有了大幅度提高。目前改性双基推进剂添加黑索金、铝粉以后，其比冲已达到 240s 以上，而复合推进剂的比冲达到了 250s 以上；

近年来高强度合金钢、轻质复合材料等高强度材料通常用作火箭壳体材料，同时采用强力旋压、精密制造等制造工艺技术，不仅减轻了壳体质量，提高了材料利用率，降低了生产成本，而且火箭弹的消极质量大幅度下降，同时推进剂的有效装载质量提高；

在总体及结构设计方面，采用现代优化设计技术、新型装药结构、特型喷管等，有效地提高了推进剂装填密度和发动机比冲。

这些新材料、新技术、新工艺的应用使得火箭弹的射程不断提高。目前，火箭弹在射程方面的发展主要有两个方面：

① 现有火箭弹改造，提高其射程——如目前大多数国家已装备的 122mm 火箭弹，经过改造以后，其射程已达到 30~40km；

② 大力开发研制大口径远程火箭弹——目前已装备或正在研制的远程火箭弹有埃及的 310mm 口径 80km 火箭弹、意大利 315mm 口径 75km 火箭弹、俄罗斯 300mm 口径 70km 火箭弹、美国 227mm 口径 45km 火箭弹、巴西 300mm 口径 60km 火箭弹、印度的 214mm 口径 45km 火箭弹等。

从目前火箭弹的发展趋势来看，最近几年内火箭弹的射程有望达到 150km 以上。

9.4.2 打击精确化

落点散布较大是早期的火箭弹最大的弱点之一。随着射程的不断提高，在相对密集度指标不变的情况下，其散布的绝对值愈来愈大，这将会大大影响火箭弹的作战效能。

近几十年来为了提高火箭弹的射击密集度已开展了大量的研究工作。在常规技术方面进行了高低压发射、同时离轨、尾翼延张、被动控制、减小动静不平衡度以及微推偏喷管设计等技术的研究。有些研究成果应用在型号研制或装备产品改造中已取得了明显的效果。如微推偏喷管设计技术在 122mm 口径 20km 火箭弹改造中应用之后，其纵向密集度已从 1/100 提高到 1/200 以上；在非常规技术方面进行了简易修正、简易制导等先进技术的研究。俄罗斯的 300mm 口径 70km 火箭弹采用简易修正技术，对飞行姿态和开舱时间进行修正以后，使得其密集度指标达到 1/310。美国和德国在 MLRS 多管火箭上采用惯性制导加 GPS 技术，研制出了制导火箭弹。

未来的火箭弹将会采用多模弹道修正、简易制导、灵巧智能子弹药等先进技术，实现对大纵深范围内多类目标的打击精确化。

9.4.3 大威力及多用途化

早期的野战火箭弹主要用于对付大面积集群目标，所配备的战斗部仅有杀爆、燃烧、照明、烟幕、宣传等作战用途，单兵使用的反坦克火箭弹也只有破甲和碎甲的作战用途。

现代野战火箭弹在兼顾对付大面积集群目标作战任务的同时，已开始具备高效毁伤点目标的能力，并且战斗部的作战功能多极化。目前为了消灭敌方有生力量及装甲车辆等目标，大多数火箭弹都配有杀伤/破甲两用子弹子母战斗部；为了能快速布设防御雷场，已研制了布雷火箭弹；为了提高对装甲车辆的毁伤概率，许多国家在中大口径火箭弹上配备了末敏子弹和末制导子弹药；为了高效毁伤坦克目标，除研究新型破甲战斗部，提高破甲深度外，也开展了多级串联、多用途以及高速动能穿甲等火箭弹战斗部的研制；为了使火箭弹在战场上发挥更大的作用，许多国家正在研制侦察、诱饵、新型干扰等高技术火箭弹，如澳大利亚和美国正在研制一种空中悬浮的火箭诱饵弹，主要用于对抗舰上导弹系统。

随着现代战争战场纵深的加大，所需对付目标类型的增多以及目标综合防护性能的提高，要求火箭弹的设计与研制不仅要大幅度提高战斗部的威力，其作战用途也要进一步的拓宽。

9.4.4 动力推进装置多样化

固体火箭发动机结构简单、工作可靠、使用方便等特点，使其成为目前大多数自带动力武器的动力装置。但由于固体火箭发动机同时具有工作时间短、比冲小、推力不易调节等缺点，从而限制了该种动力推进装置的应用范围。

目前许多国家已开始应用或研究多种新型动力推进装置，主要有以下几类：

① 固体或液体冲压发动机——固体或液体冲压发动机充分利用大气中的氧气，采用贫氧推进剂，其比冲可达 600s 以上。由于冲压发动机在一定飞行速度下才能启动，因此它一般作为增程增速发动机使用。

② 凝胶推进剂发动机——凝胶推进剂发动机所采用的推进剂是一种凝胶状物质，根据不同推力大小的需要，通过控制装置可以往燃烧室输入不同质量的推进剂。一般作为可变推力发动机使用。

③ 脉冲爆轰发动机——目前美国、俄罗斯、法国、英国等国家正在研制脉冲爆轰发动机。这种发动机类似于冲压发动机，以空气中的氧气作为氧化剂，燃料采用汽油、丙烷气或氢气，具备能量利用率高、结构简单、使用方便等特点，并能在静止或不同飞行速度下启动。但就目前的研究状况看，脉冲爆轰发动机所产生的推力较小，还只能作为续航发动机使用。