

空气涡轮在弹上的取气问题

安 庆 芳

摘 要

以冲压发动机为动力的导弹，一般都采用冲压空气涡轮泵燃料供给系统。涡轮的工质直接来自冲压空气。在该系统中，涡轮在弹上的取气方法和取气部位是供油系统设计和导弹总体布局必须考虑的一个重要问题。取气的方法和部位不当，不仅影响供油规律和发动机的正常工作，而且影响导弹的气动性能。

空气涡轮在弹上的取气方法和取气位置，必须根据导弹的总体布局、供油系统的选择、以及控制系统的供油规律一起来考虑。本文根据我们的研制经验，以及国外有关资料，对空气涡轮的取气方法和弹上的取气位置，进行了综合和分析，提出了研中。必须考虑的问题和原则。

一、空气涡轮的取气方法

目前在国内外已有的冲压发动机空气涡轮泵供油系统中，涡轮的取气方法归纳起来可分为两大类。一类是从发动机内部把空气引入涡轮，叫做内部进气口(见图1)。如美国的“波马克”和“黄铜骑士”导弹，整体式的小体积冲压发动机，英国的“海标枪”导弹等。另一类是通过单独的进气扩压器，把冲压空气从外面引入涡轮。叫做外部进气口(见图2)。如美国的“火把”靶弹、英国的“警犬”导弹、法国的“天狼星I”等。现从不同的方面将两类取气方法比较如下：

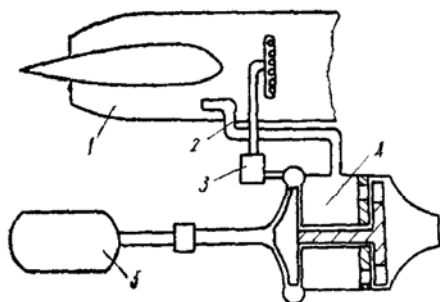


图1 从发动机内部取气的空气涡轮泵供油系统示意图

1. 冲压发动机 2. 涡轮的内部进气口
3. 调节器 4. 空气涡轮泵 5. 油箱

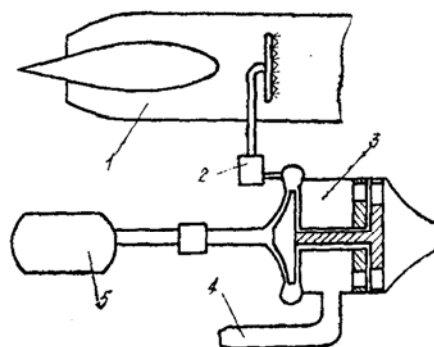


图2 从外面单独取气的空气涡轮泵供油系统示意图

1. 冲压发动机 2. 调节器 3. 涡轮泵
4. 涡轮的外部进气口 5. 油箱

1. 取气方法与弹体布局的关系

从导弹总体布局来看，下面两种情况采用内部进气口是比较合适的。①涡轮泵安装在冲

压发动机中心锥内时,采用内部进气口,结构紧凑合理。空气从发动机扩压器亚音段两支板引入涡轮的环形壳体,经涡轮作功后的排气,径向地从排气窗经进气道两支板排向发动机外,部分气流流经电机外壳时,对电机起冷却作用,后经小窗孔、支板也排向发动机外。美国的“波马克”防空导弹的涡轮取气与此类似。显然,把涡轮泵安置在冲压发动机中心锥里,可以充分利用中心锥的空间,结构紧凑。但是,只有当一台冲压发动机专用一台涡轮泵的情况下,这种安排才是合理的,而当两台以上冲压发动机共用一个涡轮泵时,把涡轮泵放在某一台发动机的中心锥里是不合适的。因为这种安排使燃油管路布置比较困难,而且由于涡轮用气及涡轮泵重量,以及供油管路的不对称,造成各台发动机供油不对称(不平衡),给两台发动机的同步控制增加了困难。而且由于不对称的管路阻力不同,使各台发动机的燃油流量不一致。另一方面,由于空气涡轮占用了某一台发动机的空气量,造成各台发动机的空气量不等,因而造成各台发动机的推力不同步。所以,在具用两台以上冲压发动机的导弹上,一般是多台发动机共用一台涡轮泵,涡轮泵布置在导弹的仓体里。在这种情况下,一般采用外部进气口。例如,美国的“火把”和英国的“警犬”,(见图4)。

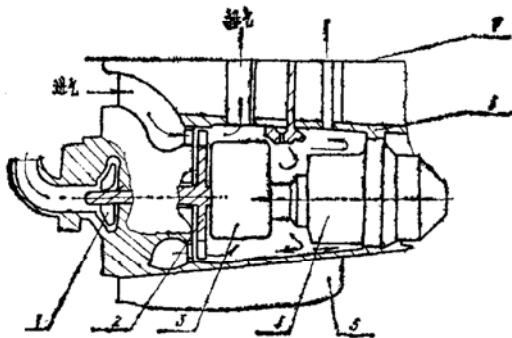


图3 装在冲压发动机中心锥内的
涡轮泵进气示意图

- 1.泵 2.涡轮 3.减速器 4.电机
- 5.发动机支板 6.发动机中心锥外壳 7.冲压发动机外皮

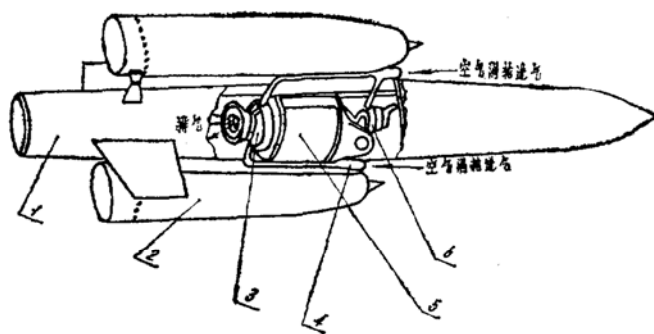


图4 “警犬”防空导弹空气涡轮进、
排气示意图

- 1.弹体 2.冲压发动机(二台) 3.空气涡轮液泵
- 4.空气涡轮进气口(二个) 5.油瓶 6.空气涡轮燃料泵。

冲压发动机和弹体为整体结构时,空气涡轮采用内部进口气是合适的。例如:英国的“海标枪”导弹就是这种结构布局。涡轮泵布置在燃烧室前,发动机与弹体之间的环形腔里(见图5)。空气涡轮从燃烧室头部的进气道内引入空气,经涡轮作功后,从弹身上的一个斜孔排入大气。

2. 取气方法对冲压发动机控制系统的影响

采用内部还是外部进气口除考虑结构之外,还应考虑不同取气方法对发动机控制的影响。当采用内部进气口时,必须考虑空气涡轮与冲压发动机工作的互相干扰问题。例如,发动机点火时,某一偶然因素使供油量发生变化,发动机的余气系数 α 也随之变化,从而影响发动机扩压器的出口压力,这就反过来影响涡轮泵的工作状态和功率,继而又影响供油量。这种恶性循环影响,对冲压发动机的控制是不利的,有时甚至会破坏冲压发动机的正常工作。所以涡轮泵最好是采用单独的外部进气口。甚至有的导弹上,尽管涡轮泵安放在冲压发动机的中心锥里,但是为了避免上述影响,涡轮所需空气也从专用的外部进气口引入。例如,法国的“天狼星 I”(Sirius. I)(见图6)。但是内部取气的上述问题不是不能克服的,有不少导

弹上都成功种解决了。例如,美国的“波马克”、英国的“海标枪”都成功地采用了内部进气口。解决上述问题的途径,可以从以下几个方面着手:

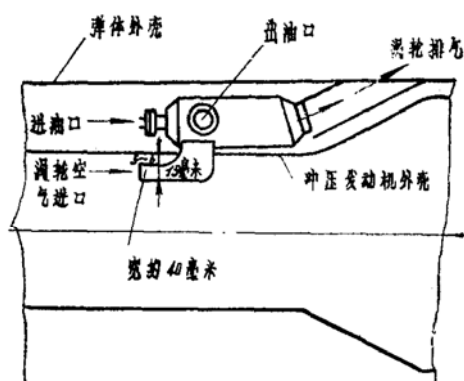


图5 “海标枪”导弹所用的奥丁冲压发动机空气涡轮泵进、排气示意图

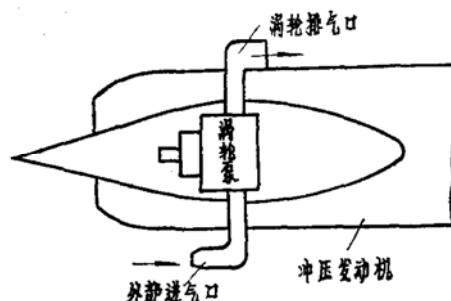


图6 “天狼星I”冲压发动机空气涡轮泵进、排气示意图

(1) 把内部进气口安排在发动机扩压器的超音段内,即在扩压器结尾正激波之前,这样就可以避免点火扰动对涡轮泵的影响(见图7)。

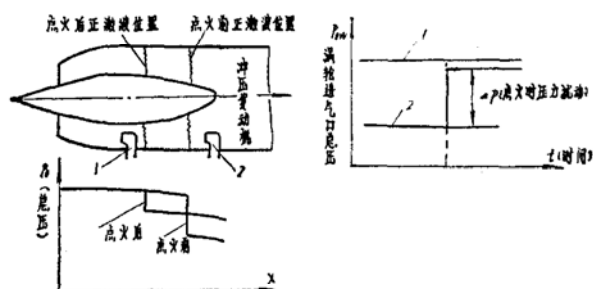


图7 冲压发动机点火对涡轮进气的影响
冲压发动机点火前和点火后总压沿轴向变化

1. 涡轮进气口在冲压发动机扩压器的超音段时涡轮进气口的总压
2. 涡轮进气口在扩压器亚音段时涡轮进气口的总压

(2) 贫油点火。贫油点火可使发动机在点火时,减小燃烧室内的压力变化引起的扰动。因此,可以大大减弱由于点火而引起的发动机和涡轮泵互相间的恶性循环。

(3) 提前点火。在 M 数较低时,发动机扩压器超临界并不严重,所以点火引起的扰动也较小。另外,由于提前点火,助推器在分离之前有足够时间使发动机的工作稳定下来,保证助推器分离之后,发动机能正常工作。

(4) 采用快速性好的燃油控制系统,提高系统的响应性能,以遏制发动机和涡轮泵互相间的循环影响。

(5) 在涡轮进气管上加空气调节阀。马夸特公司就曾经采用这种办法来解决在扩压器亚音段取气时,由于发动机点火引起的扰动问题。

3. 采用单独的外部进气口,便于进行供油系统的研制工作

冲压发动机本体和供油系统,可以根据飞行高度和 M 数分别单独进行试验;而采用内部

进气口时，涡轮的进气量和进气压力，不仅取决于飞行高度和 M 数，而且与发动机的工作状态有关，所以供油系统有些试验必须与发动机一起进行，给研制工作带来很多不便。

4. 对全弹的影响

涡轮的取气方法对全弹的影响，除结构布局外，还反映在发动机的推力和导弹的射程上。采用外部进气口，使导弹的空气动力阻力增加；采用内部进气口，则占用一部分冲压发动机的空气量，因而减小了发动机的推力。一般来说，外部进气口（增加阻力）对导弹飞行的最终影响，比内部进气口（减小推力）的影响大些。

综上所述：从结构上看，两种取气方法在不同条件下各有优缺点；对导弹飞行参数的影响，内部取气稍好一些；从控制的角度看，以及从发动机和供油系统性能稳定及研制方便的角度看，外部进气口比内部进气口好。初期以冲压发动机为动力的导弹，不少都采用外部进气口。但是，冲压发动机和弹体合一的结构布局，以及冲压发动机和火箭助推器设计成统一的整体结构，越来越受到重视，内部取气将显示出更大的优越性。

二、涡轮进气道在弹上的安放位置

涡轮泵进气道在弹上的位置，也是一个很重要的问题，位置不当会严重影响供油系统的正常工作和发动机的性能，也给控制系统带来很大困难，甚至可能导致导弹失败。

进气口在弹上的安放位置，需要考虑的第一个问题是进气口必须避开气流分离区。因为分离区的气流参数（如总压）极不稳定，并且与分离区外的气流参数差别很大。如果把进气口布置在气流分离区里，会造成供油参数过低和不稳定。美国的“黄铜骑士”导弹飞行试验时，就曾经发生过由于燃油压力脉动，使发动机灭火的情况（见图9）。

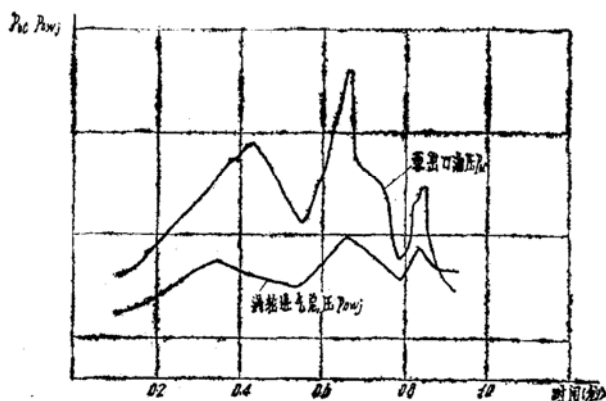


图8 在气流分离区内涡轮泵工作情况

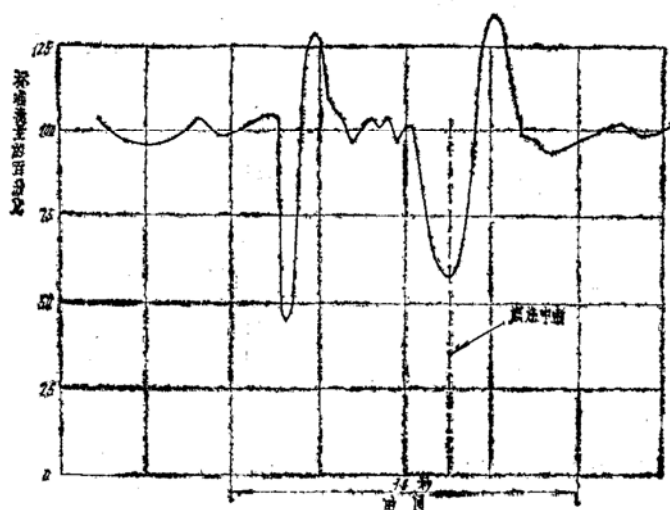


图9 “黄铜骑士”导弹飞行试验油压波动曲线

涡轮进气口在弹上的安放位置，除要避开气流分离区之外，最好还要避开弹体的附面层影响。因为附面层内的气流速度、总压等都比附面层外低，而且随厚度而变化，使涡轮的进气参数很不均匀。图10和图11为不同 M 数下，附面层对流量系数和总压恢复系数的影响。从图中可以看出，在 $M = 2.4$ 时，距弹体表面的距离 h ，对附面层厚度 δ 之比 $\frac{h}{\delta} = 0.8$ 时，总压恢复系数 σ 将从无附面层影响时的0.7下降到0.2左右；而流量系数 φ_H 将从1下降到0.7左右。所以涡轮进气口应尽可能避开附面层的影响。为此可以采取加高隔道的办法，在一般情况下，取隔道高度 h 为零攻角下，当地附面层厚度的二倍，即使弹体处于 15° 攻角下，也足以避免附面层气流进入进气口。

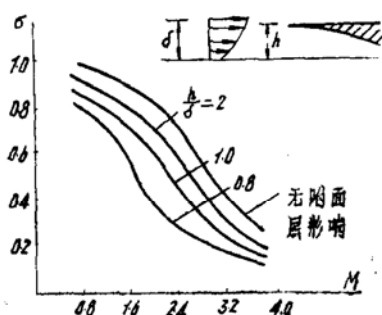


图 10 附面层对总压恢复系数的影响

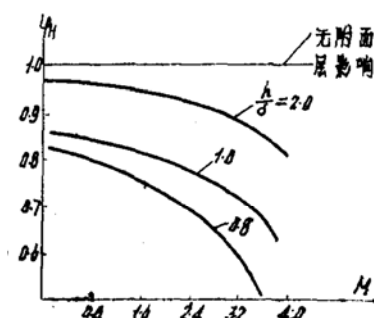


图 11 附面层对流量系数的影响

此外，在安排涡轮进气口在弹上的位置时，还必须考虑弹体的迎风面和背风面的差别。如图12所示，背风面的流量系数和总压恢复系数比迎风面低的多，攻角越大差别越大。为了减小这种影响，有时采用两个涡轮进气口，对称地布置在弹体的背上和腹下。英国的“警犬”导弹的涡轮进气口就是这种布局（见图4）。空气涡轮的两个进气口对称地布置在弹体的背上和腹下。空气从进气口进来，经过传动燃油泵的涡轮和传动液压泵的涡轮作功后，排到弹仓里冷却电子仪器，最后从弹体尾部排出。由于两个进气管道上、下对称布置，在有攻角的情况下，一个处于背风面，另一个处于迎风面，处于迎风面的进气管道可以部分地补偿处于背风面的进气管道的性能下降。这样就减轻了攻角的影响。

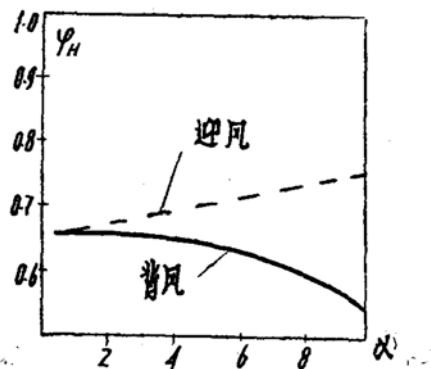
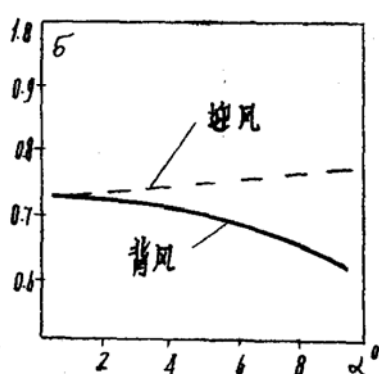


图 12 迎风面和背风面对总压恢复系数 σ 和流量系数 φ_H 的影响

条件：(1) $\frac{1}{D} = 7$ 在弹体最大直径处，(2) $M = 2$ 。

综上所述,从供油系统工作稳定可靠的角度来看,冲压空气涡轮选用外部进气比内部进气方案好;进气口在弹上的位置,应绝对避免在气流的分离区内,也应尽可能避开附面层的影响。所以进气口越靠近弹体前缘越好,迎风面比背风面好,弹体外径沿弹体轴线增加的地方比减小的地方好,进气口与弹体表面的距离越大越好。但是从导弹整体布局的角度来看,常常提出与上述相反的要求。所以,涡轮的取气方法和在弹体上的安放位置,要根据具体条件而定,既要确保系统安全可靠的工作,也要考虑全弹总体布局的要求。

参 考 文 献

- (1) CT41 超音速靶弹。国外海军导弹科技动态 1980年8月
- (2) 空中发射的小体积冲压发动机。国外海军导弹科技动态 1981年5月
- (3) International Defense Review 1975.N.6
- (4) 冲压空气涡轮泵。研究与学习 1963.1.
- (5) Экспресс-информация Ракетная Техника 1959 выпуск 12.
- (6) Павловский Н. И.; Вспомогательные силовые установки самолетов. Москва 1977.
- (7) Зуев В. С., Макаров В. С.; Теория прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей. Москва 1971.