

冲压发動机构造

溫俊峰 陈顺守 合编

北京航空学院

1964.1

冲压发动机

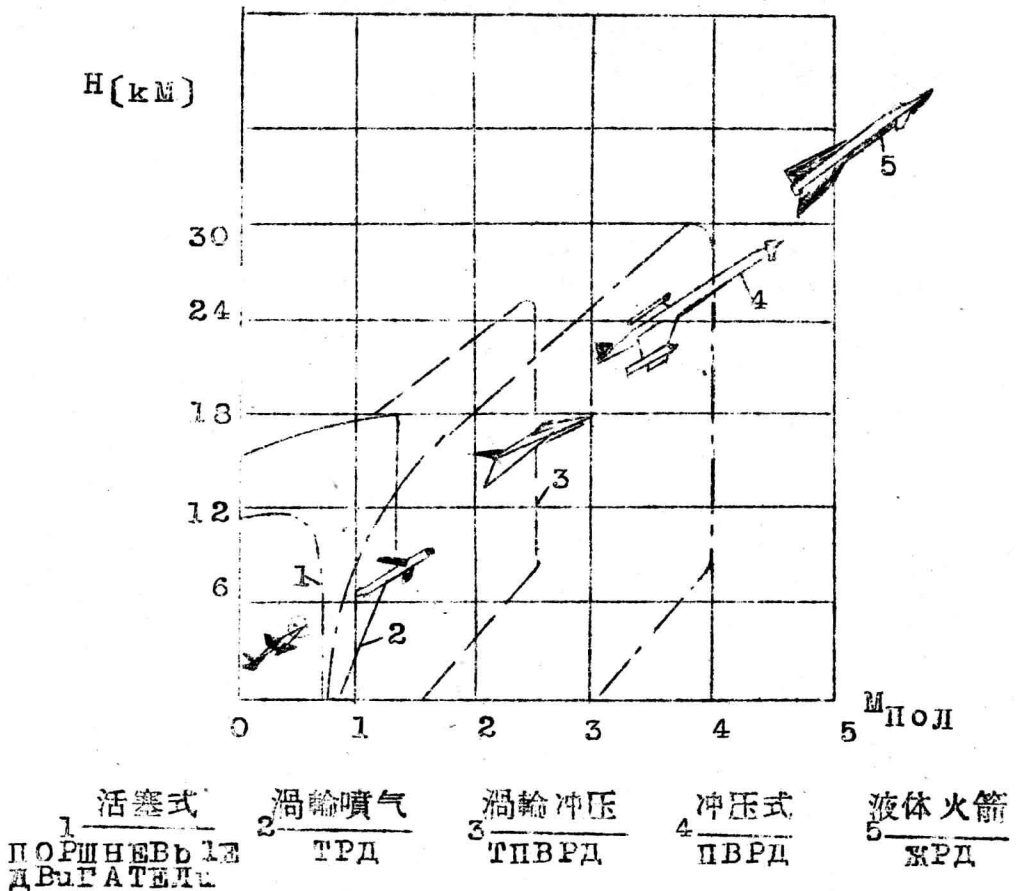
目 录

	頁 数
第一章 总 结	
§ 1.1 冲压发动机的发展和使用	1
§ 1.2 冲压发动机的构造特点	3
§ 1.3 冲压发动机的受力分析	4
§ 1.4 冲压发动机总体方案的选择	12
§ 1.5 冲压发动机设计的基本原则	13
第二章 扩压器	
§ 2.1 扩压器的功用和要求	15
§ 2.2 二波系简单式扩压器	15
§ 2.3 扩压器按装路线介绍	19
§ 2.4 卓尔 (Thor) 发动机扩压器的构造	20
§ 2.5 喉道放气的混合式扩压器方案	23
第三章 燃烧室	
§ 3.1 燃烧室的功用和要求	26
§ 3.2 燃烧室的分类和构造特点	28
§ 3.3 燃烧室各主要元件的构造	30
§ 3.4 燃烧室部件的构造	54
第四章 尾喷管	
§ 4.1 尾喷管的要求和分类	58
§ 4.2 尾喷管的型面设计	58
§ 4.3 尾喷管的构造	60
§ 4.4 高温零件的冷却	63
[附表] 冲压发动机零件的材料	65
参考书	65

第一章 总論

§ 1.1 冲压发动机的发展和使用

随着航事业的发展，对飞行器高速、高空和远航程不断提出新的要求。在高速飞行中，涡轮喷气发动机（ТРД）的效率大大降低，当飞行 M 数超过2.5时，压气机即失去作用。由于涡轮的存在限制了燃烧温度的提高，所以ТРД的推力和耗油率愈来愈不能满足高速飞行时的性能要求。在大气中飞行时，火箭发动机经济性差，续航能力小。特别对各种类型的导弹和靶机仅仅一次使用或使用期限很短，这就要求发动机构造简单成本低。因而，在大气层内无论从性能上或构造上冲压发动机（ПВРД）最大限度地满足飞行器高空高速远航程和成本低的要求。如图（1.1）所示。冲压发动机在飞行速度 $M = 2.5 \sim 4$ ，飞行高度 $H = 18 \sim 30$ 公里的情况下更加有利。所以，ПВРД在现代航空中，特别在军用飞行器上占有很重要的地位。



图（1.1） 各种发动机的应用范围

目前冲压发动机已广泛使用在导弹和靶机上，並且也可在其他飞行器上使用，現分述如下：

(一) 导弹。冲压发动机可以用在各种类型的导弹上，目前地—空导弹使用冲压发动机的最多。如美国的“波馬克”导弹採用RJ-43 冲压发动机，英国的“警犬”式导弹採用卓尔 (Thor) 冲压发动机。據初步統計，在資本主义国家現已发展成功的16种地—空导弹中有3种是用ПВРД佔19%，而正在試制发展的13种地—空导弹中採用ПВРД的有9种佔70%。在空地导弹上虽然目前用的較少，但根據ПВРД之性能和构造特点，会日益得到广泛的使用和发展，如英国原用液体火箭发动机的“兰劍”空—地导弹目前改型为“MK-2”則採用ПВРД且其射程加大一倍。

(二) 靶机。由於ПВРД构造简单成本低，目前靶机上絕大多數採用ПВРД；如美国的“Q-5”及法国的“CT-41”。靶机不仅採用超音的ПВРД，也曾使用过亚音的ПВРД，如苏联PD-900就是用於靶机的亚音冲压发动机，由母机空中投擲发射。

(三) 直升机，把小型冲压发动机装在直升机旋翼的尖端，燃料从旋翼中流过，由於离心力使燃料增压，甚至可省去燃料泵。但因ПВРД在亚音速运动时效率低噪音大，目前只在小直升机上試驗用。

(四) 超音速飞机，利用ПВРД高速性能好的特点，不仅能提高飞机速度，而且能改善飞行經濟性，增加續航能力。特別当ПВРД与ТРД組合使用时，飞机性能可大大改进，並扩大其使用速度范围。

(五) 实验机 对某些試驗性飞行器上，ПВРД亦具有很多优点，得到广泛使用，如美国的X-7无人駕駛实验机上，即採用RJ-43-MA-1 而用液体火箭发动机助飞。

冲压发动机亦有可能用於宇宙飞行器第二級（助飞器是第一級），这样可能会加大有用荷重及改善經濟性。

冲压发动机的概念虽然在1913年已經提出，於第二次大战期間曾作为活塞式飞机的加速器及其他飞行武器上試用过，但是ПВРД更快的发展和大量使用还只有十幾年的时间。这說明ПВРД目前还处在发展阶段，过去研究試制中曾遇到一系列实际技術問題，特別要进行大量的科学实验。如提高扩压器效率，組織稳定燃燒，保証可靠起动脉点火及供油方法和高温冷却等等。在今后ПВРД設計中，由於生产使用經驗不足，仍需要創造性地解决很多生产使用問題，繼續进行实验研究。

冲压发动机的使用和发展前途还是非常广阔的。为了改进和提高现有 ΠBPA 的性能，可进一步提高各部件的效率减小其损失，采用可调节的扩压器和尾喷管扩大其工作范围，采用新燃料提高燃烧温度，因而亦必须改用耐热性更强的材料和有效的冷却隔热措施。为了使 ΠBPA 跨入高超音范围 $M > 5$ ，则可采用超音燃烧或外燃方案，亦可利用新能源。以上的问题，也正是我们冲压发动机设计、制造和研究工作者今后的任务。为了加强祖国的国防力量，保卫社会主义建设，增强世界共产主义运动的力量，我国在航空技术上亦必须赶上和超过世界先进水平。在党的英明领导下，发扬我国人民艰苦奋斗、发愤图强的革命传统。我们一定能够设计制造出性能良好的冲压发动机。

§ 1.2 冲压发动机的构造特点

冲压发动机为轴对称旋转形的薄壳结构。其最大优点是构造简单重量轻和制造成本低。由于发动机本身没有转动件，因而也不存在支承和轴承的润滑冷却问题，机匣之刚性亦不要求很强。因为没有涡轮叶片耐热性的限制。允许很高的燃烧温度。从而获得较大的推力，在高速飞行时经济较好。 ΠBPA 的缺点是不能单独起动，需要利用固体或液体火箭发动机或者是涡轮喷气发动机作为助飞器，并且发动机工作偏离设计点时，性能大大降低。当发动机不可调时，只适用于小的工作范围。

(一) 冲压发动机的组成部件

冲压发动机一般由扩压器、燃烧室和尾喷管三大部件组成，对于续航式发动机或由于发动机在飞行器上按装的需要，有时在扩压器与燃烧室之间有较长的进气道。除了发动机本身的组成部件外，还有为了发动机燃烧必须的供油和电器系统。 ΠBPA 之供油方案一般有两种，利用压力贮箱挤压式供油或者是涡轮泵供油。挤压式的构造简单但系统重，而涡轮泵转速很高带来一系列高速转动的构造问题。

(二) 冲压发动机的分类

现有 ΠBPA 之构造和使用有很多不同的类型和特点，一般可以从以下几方面进行分类：

(1) 按飞行速度可分为亚音速和超音速两种。当飞行 M 数大于 1 者为超音冲压发动机，当飞行 M 数小于 1 者则为亚音冲压发动机。目前亚音 ΠBPA 已很少发展和使用。

(2) 按使用范围可分为加速式和续航式两种。加速式发动机设计在较宽

的速度範圍內使用，保證能由低飛行 M 數加速到最大 M 數或繼續在大 M 數下飛行，加速式發動機在各種飛行狀態都能可靠地工作，而續航式發動機只設計在續航飛行速度範圍內使用，故必須先由助飛行器加速到預定的 M 數，發動機才起動工作。由於續航式發動機可選定最有利的設計參數，因而其性能較好。

(3) 按燃燒室構造可分為單函和雙函式兩種。當燃燒室有分氣函道為雙函構造時稱雙函式發動機，反之，燃燒室為單函構造在全函道進行燃燒時則為單函式發動機。

(4) 按燃料的不同可分為碳氫燃料的發動機和高能燃料的發動機。

(5) 按工作期限可分為一次使用的沖壓發動機，短壽命沖壓發動機及長壽命沖壓發動機三種。這是由用於何種飛行器上而決定。目前沖壓發動機還只限於作一次使用或雖多次使用但工作期限很短的情況。

(6) 按調節情況可分為可調擴壓器，可調尾噴管，不可調式及全可調的四種發動機。當擴壓器尾噴管截面全都不能改變調節時為不可調式發動機。當兩者均可調時則為全可調式發動機。由於可調截面帶來了構造複雜性，目前可調沖壓發動機實際上尚未廣泛使用。

(三) 沖壓發動機在飛行器上的安裝

由於沖壓發動機長細比大和承力壳体剛性差，為了保證可靠地工作，一般除主要安裝節之外，還有很多輔助安裝節固定於飛行器上。沖壓發動機在飛行器上的部位安置比渦輪噴氣發動機及火箭發動機都有更嚴格的要求，不僅要考慮重心位置的變化，而且要嚴格保證進氣條件良好。一般有“內置式”和“外置式”兩種安裝方案。當發動機裝於機身及彈體之內時，稱為“內置式”。這種方案結構緊湊重量輕外阻小，並且進氣良好及推力綫與飛行器軸綫偏心小。當油料及其他設備安排困難時，將發動機安排於体外則稱為“外置式”。這種方案外阻增加進氣干擾大推力綫與飛行器軸綫不重合。由於外置方案缺點較多，故目前大多數導彈採用內置式。當飛機用“外置式”時沖壓發動機可裝於機身之外亦可裝於機翼或翼端。對於導彈則最好掛在剛性強的彈身上，這樣供油方便推力綫亦接近軸綫。

§ 1.3. 沖壓發動機的受力分析

沖壓發動機因本身的工作狀態及飛行姿態不同，其各部分受力情況是不同的，且負荷的大小和方向有時是變化的。在進行受力分析時，除研究外載

引起之应力外,对高温部件还应考虑因温差和温度变化而引起之热应力。冲压发动机及其零件受力比较复杂,本节将介绍发动机受有那些类型的力,飞行情况对受力的影响,及如何确定主要载荷。

(一) 发动机受力的分类

(1) 按力的产生可分为气动力和惯性力。气动力是发动机工作气流所产生,而惯性力是加速或机动飞行时零件本身的质量所产生。

(2) 按力的传递可分为外力和内力。内力不外传,只靠发动机零件本身来承受;而外力除靠发动机零件承受外,并通过此零件继续外传到飞行器上。

(3) 按力的作用形式可分为集中力和分布力。对冲压发动机薄壳结构不适于承受集中载荷,而能承受很大的分布载荷。所以应防止集中力或在构造上采取措施分散集中力。

(二) 不同飞行情况的受力

(1) 加速期

由于 $\Pi. B. P. \Pi.$ 本身不会产生初速,要依靠其他的动力作助飞行器。最常用的是固体火箭,有时也用液体火箭或涡轮喷气发动机将其加速到一定速度后,再使 $\Pi. B. P. \Pi.$ 点火自己工作,然后火箭脱落。至此过程中,发动机上所受的外力负荷主要是迎面吹风气动力及加速度的惯性力。因在发动机未点火前,壳体内外压差尚不严重。飞行 M 数不高,内部尚未燃烧,故可以不考虑热应力。

1. 迎面吹风气动力:

与助飞火箭的推力方向相反。对整个 $\Pi. B. P. \Pi.$ 来说,形成对安装节的负荷。对于内部零件来说(如中心锥支板,喷嘴环,火焰稳定器等)形成轴向负荷,考验这些零件本身的强度及其支撑刚性,最好在冷吹风试验时不变形,不松动。

在设计时要估计此吹风气动力。应知道零件的迎风面积,局部速度及气流密度。在估计整台发动机的吹风气动力时,要知道该发动机的迎风面积、内外阻力系数、飞行 M 数及高度 H 。

2. 最大惯性力:

火箭助飞时,加速率最大的一霎那通过整台发动机的质量中心与加速率的方向相反产生最大惯性力。此惯性力与迎面吹风气动力合起来作用在发动机的按装节上,与火箭推力方向相反,有剪断或扭断按装节的趋势内部构

件也有向后的慣性力而使支撐情况破坏或吹跑零件。火箭加速时的过载係数常在 $10 \sim 16$ 左右。所以用在接裝节上的螺釘要用有一定紧度的剪切螺釘，将孔鉸了以后再打下去。在估計最大慣性力时应知道整台发动机的重量和質量中心位置和最大加速率。

(2) 穩定期：

若助飞火箭尚未脫落，И. В. Р. Д 已点火起動，則計算軸向力时应考虑 И. В. Р. Д 产生推力的影响。一般的穩定期是指火箭脫落后，И. В. Р. Д 自己加速到予定 M 数，並保持不变，此时高度 H 也不变，則內部气流也在穩定状态下。壳体内外压力 $P_{в}$ 及 $P_{н}$ 有一定分布形成压差，而使壳体受有分布压力。应当驗算发动机承力壳体在最大分布載荷作用下的强度，如果受有外压尚須驗算其穩定性。

ИВРД 起動点火后当发动机发出最大推力时，扩压器內表面及中心錐向前的軸向力最大，尾噴管向后的軸向力最大，則此时扩压器与燃燒室联接的螺釘受拉伸負荷最大，应作驗算。另外当 И. В. Р. Д 发出最大推力时，則燃燒室温度 $T_{г}$ 最高。发动机由前向后沿壳体温差也就愈大。应考虑温度应力。燃燒后在高温下壳体剛度是否够，及接裝节受熟后是否有膨脹余地。这些問題都应妥善考虑。

(3) 爬升期：

有时飞行器根據任务要求，在平飞后由程序控制或搖控設備轉动舵面加大攻角而仰头上爬。在爬升一霎那間，飞行器的飞行軌迹是弧綫，就产生向心加速度 ω^2 / r ，由飞行的 M 数和半徑 r 決定。通过 И. В. Р. Д 的質量中心而产生离心力 $m\omega^2 / r$ 。此向心加速度相当於多少倍的地心加速度 g 。称为曲綫飞行过载係数 n_y 一般在 $6 \sim 10$ 。这个离心力对发动机壳体則是均布的和集中的橫向力並有可能整个发动机彎折变形使承力壳体失穩。当質量中心离接裝节愈远或两个接裝节距离愈大，影响越严重。所以发动机的长細比 L/D 不宜过大。一般不超过 $7 \sim 8$ 。当飞行器爬到予定高度后，程序控制或搖控設備将舵拉平，又恢复水平直綫飞行。在此一霎那間也有离心过载，不过仰头时剛性足够，在恢复平飞时重量抵消一部分离心力，剛性就更不成問題。

(三) 发动机主要載荷的确定

为了計算确定发动机的載荷，分析其受力情况，必須知道发动机原始數據和必要的計算設計資料及飞行任务和飞行器的使用情况。

(1) 确定载荷的依據

1. ПБРД热力气动計算和性能計算的結果數據，須知道发动机气流参数沿通道的变化。

2. ПБРД的設計图及每个零件的尺寸和重量（当零件未制成时，可粗略估計），必須求出整合发动机的重量和重心位置，重心之軸向位置一般是从錐尖算起。

3. 助飞器的重量，工作時間及脫落时飞行 M_s 和高度 H_s ，以便估算最大加速度 a_x 。

4. ПБРД在飞行器上的安装位置，安装节的数目和距离及飞行器的总重量和重心位置。

5. 飞行器发射方式和飞行軌跡，如为空中母机上发射，須知其发射时的初速 u_0 及高度 H_0 。以估算最大加速度和过载係数 n_x 和 n_y 。

6. 估算 ПБРД冷吹风时外阻力係数 ($C_z + C_e$) 以便估算发动机在 M_s H_s 情况下的冷吹风阻力。

7. 冷却估算所得或估算之发动机受力零件的温度，零件的材料及其在工作温度时的极限应力 σ_0 和彈性模数 E 。

(2) 气动力的确定

(1) ПБРД工作时承力壳体的分布气动力。

已知发动机气流参数沿通道之变化后，則可計算作用於壳体的徑向和軸向分布力。計算幾种飞行工作状态，分析比較可得最大的气动分布力。下面为由原理計算給出两种冲压发动机的气流参数的图表。由图可見續航式发动机与加速式发动机相比較，其气流参数的大小和变化規律不同，則同类零件所受之分布载荷不同。

1. 續航式冲压发动机

$$H = 15 \text{ 公里,}$$

$$M = 3.15$$

$$\alpha = 2.5$$

$$P_H = 0.12 \text{ 公斤/厘米}^2 \quad T_H = 216^\circ \text{K}$$

$$w_H = 930 \text{ 米/秒}$$

截面 参数	H			B_x	g	1	2	X	Γ	K_p	a
	1_{ck}	2_{ck}	3_{ck}								
P公斤/厘米 ²	0.22	0.4	0.62	1.1	2.1	2.0	2.6	2.4	2.3	1.4	0.18
T°K	250	300	350	450	560	560	640	630	1500	1300	740
w米/秒	880	820	760	640	340	340	80	90	220	700	1400

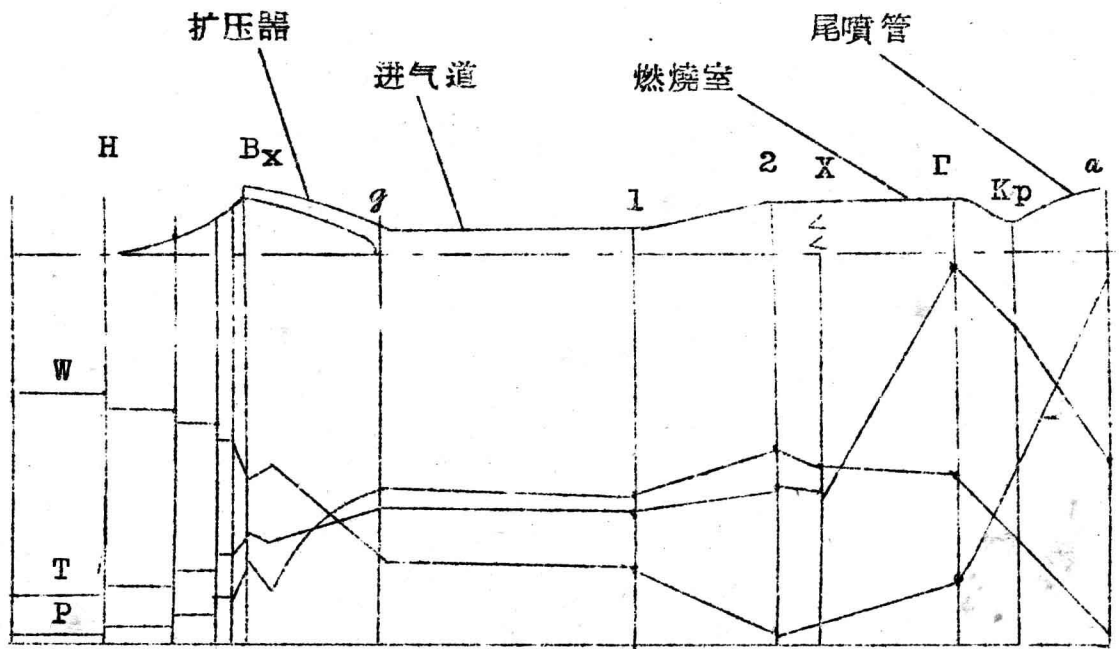


图 (1. 2) 续航式 ПВРД 气流参数的变化

2. 加速式冲压发动机

$H = 15$ 公里

$M = 3.12$

$\alpha = 1.25$

$P_H = 0.12$ 公斤/厘米²

$T_H = 216^\circ$ K

$w_H = 920$ 米/秒

截面 参数	H		B_x	2	X	Γ	K_p	a
	1 _c	2 _c						
P 公斤/厘米 ²	0.2	0.34	0.6	1.4	1.3	1.0	0.64	0.3
T ⁰ K	240	280	400	320	615	2320	2100	1780
W 米/秒	880	820	700	120	125	460	900	1340

现在以燃烧室外壳体为例，来计算气动分布力。由于发动机主安装节一般在扩压器后段，故燃烧室外壳不仅受内外压差的径向均布压力，而且承受由尾喷管传来之轴向力。

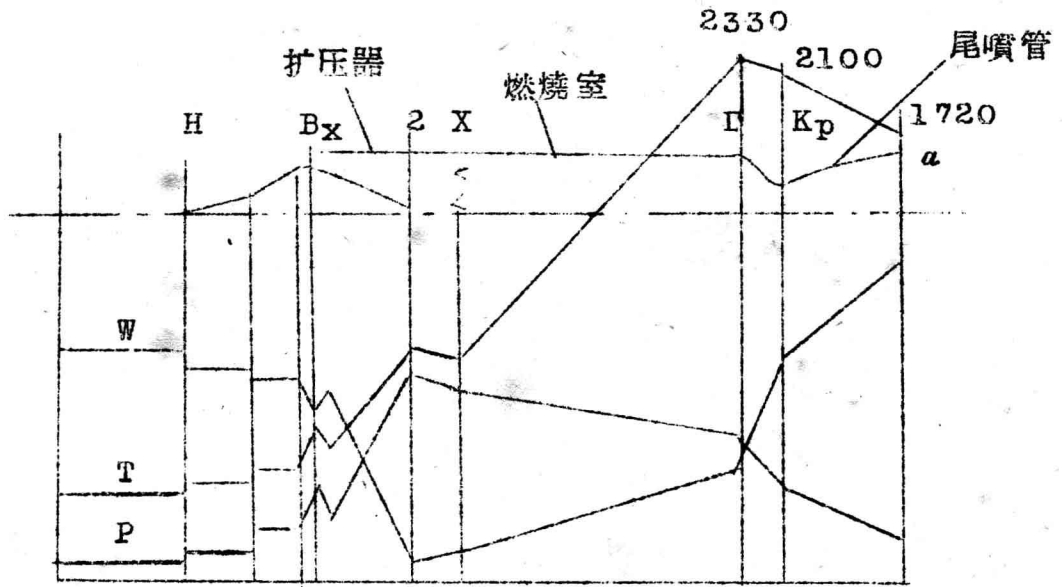
1. 径向均布压力

$$\Delta P = P_{cp} - P_H \quad (1.1)$$

(1.1)

上式中 P_{cp} 为燃烧室内的平均压力

2. 轴向均布力



图(1.3) 加速式ΠBPD气流参数的变化

$$\begin{aligned}
 \text{轴向拉力 } P_{oc} &= \frac{(P_{\Gamma} + P_{kp})}{2} \cdot \frac{\pi(D_k - D_{kp})^2}{4} - \\
 &\quad - \frac{(P_a + P_{kp})}{2} \cdot \frac{\pi(D_a - D_{kp})^2}{4} \\
 &= \frac{\pi}{8} \left\{ (P_{\Gamma} + P_{kp})(D_k - D_{kp})^2 \right. \\
 &\quad \left. - (P_a + P_{kp})(D_a - D_{kp})^2 \right\} \quad (1.2)
 \end{aligned}$$

$$\text{沿圆周单位长度上之均布轴向拉力 } \bar{P}_{oc} = \frac{P_{oc}}{\pi D_k} \quad (1.3)$$

上式中 D_k D_{kp} D_a 分别为燃烧室、尾喷管临界和出口截面的直径。

(2) 冷吹风时的气动阻力

已知助飞器加速时，ΠBPD 在 M_s H_s 情况下的内外阻力系数，则可用下式计算气动阻力

$$X = (C_e + C_i) \varphi_H S_M = (C_e + C_i) \frac{k}{2} P_H M_s^2 \cdot \frac{\pi D_k^2}{4} \quad (1.4)$$

上式中 φ_H 为加速到 M_s 的压力头。 S_M 为发动机标准断面积一般取燃烧室为标准断面， P_H 为加速到高度为 H_s 时的大气压力。

(3) 惯性力的确定

为了计算 ПБРД 的惯性力，必须先知道发动机的使用要求和飞行器的发射和飞行情况等一系列数据和资料，对各种不同的类型的 ПБРД，都有各自的特点和算法。现举例说明惯性力如何计算确定。

若有一母机携带装有 ПБРД 的飞行器，飞到高度 H_0 ，然后母机利用脱落机构将飞行器投放。当飞行器下坠至高度 H_s ，再用固体火箭加速至 M_s 助飞火箭工作时间为 Δt 后，ПБРД 点火燃烧继续加速至 M_H 并以曲率半径 r 上爬。飞行器重量为 G_c 发动机重 G_D ，火箭重 G_p 。计算其加速度，过载系数及惯性力的方法如下：

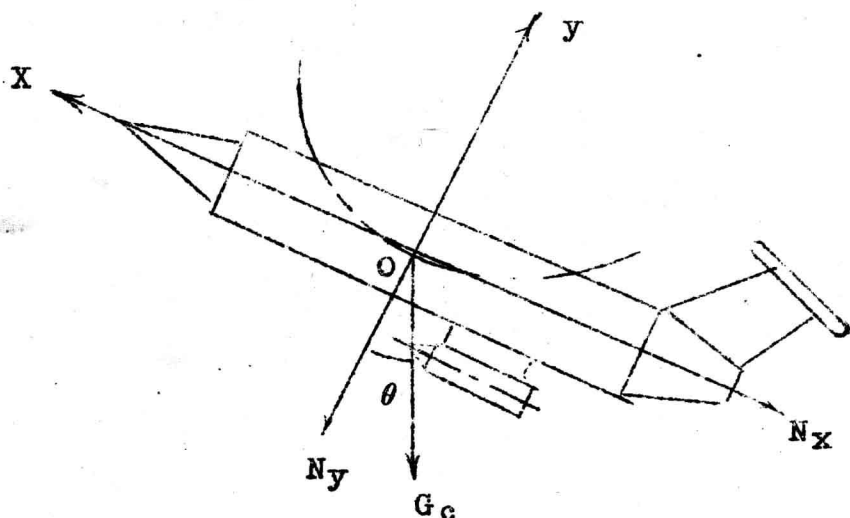


图 (1.4) 飞行示意图

(1) 飞行器加速时沿 X 轴的惯性力计算

加速度
$$a_x = \frac{M_s a_s - M_0 a_0}{\Delta t} \quad (1.5)$$

a_0, a_s 为相应高度 H_0, H_s 的音速。

过载系数
$$n_x = \frac{a_x}{g} \quad (1.6)$$

g 为重力加速度发动机沿 X 轴的惯性力

$$N_x = n_x G_D \quad (1.7)$$

(2) 飞行器上爬时 Y 方向的惯性力计算飞行器仰头上爬时的平衡方程为

$$y - G_c \cos \theta - N_y c = 0 \quad (1.8)$$

因飞行器的惯性力为

$$N_{yc} = \frac{G_c}{g} \frac{w_H^2}{r} = \frac{G_c}{g} \frac{\alpha_H^2 M_H}{r} \quad (1.9)$$

上式中 w_H 为上爬时飞行速度, α_H 为上爬时音速故得飞行器的升力为

$$Y = G_c \left(\cos \theta + \frac{w_H^2}{gr} \right) \quad (1.10)$$

当飞行器上爬开始瞬间 $\theta \rightarrow 0$, 故得在 Y 方向的过载系数

$$n_y = \frac{Y}{G_c} = \left(\cos \theta + \frac{w_H^2}{gr} \right) = 1 + \frac{w_H^2}{gr} \quad (1.11)$$

当发动机重心与飞行器重心重合或距离很小时, 则发动机沿 Y 轴之惯性力为

$$N_y = n_y G_H \quad (1.12)$$

(3) 飞行器上爬时的转动过载系数

当飞行器仰头上爬时, 必须通过操纵水平舵。若转动气动力矩为 M_z , 绕飞行器重心 O 的转动惯量为 J_z , 通过 O 点与 XY 轴相垂直的 Z 轴其方向按右手坐标。则绕 Z 轴的瞬间角加速率

$$\alpha = \frac{M_z}{J_z} \quad (1.13)$$

因发动机各部件在 X 轴线上离 O 的距离不同, 则其绕 Z 的转动惯量不同。因而各部件之过载系数亦不同。若 J_i X_i G_i 分别为各部件的转动惯量, 至 O 点的重心距离, 部件重量, 则相应部件的惯性力矩为

$$M_i = J_i \alpha \quad (1.14)$$

相应部件沿 Y 轴的补充惯性力为

$$N_i = \frac{G_i}{g} (X_i \alpha) \quad (1.15)$$

故仰头上爬时, ПВРД 各部件的转动过载系数

$$n_i = \frac{X_i \alpha}{g} \quad (1.16)$$

对 ПВРД 各个部件, 沿 y 轴由于仰头上爬引起的惯性力和过载系数是以上两部分的总和。即 $n_{yi} = n_{yt} n_i$

$$N_{yi} = n_{yt} n_i \quad (1.18)$$

在进行各承力壳体的强度和稳定性计算时, 必须总的考虑这两种惯性力的作用影响。当发动机与飞行器质心不重合时, 发动机沿 Y 轴总的惯性力亦应由以上两部分合成。

(四) 傳至安裝節上的外力

發動機的推力，冷吹風時的內外氣動阻力及發動機的總慣性力都通過安裝節傳到飛機上去，故安裝節所受的負荷相當嚴重。對發動機承力壳体來說，安裝節又往往是受集中載荷，受力亦較危險。設計安裝節時，應對其進行受力分析和強度計算，採取加強措施和改善受力狀態。關於負荷在各個安裝節上的分配，這與具體構造有關，現有 ИБРД 安裝的一般情況，可以按軸向力由主安裝節承受，而橫向慣性力則由各個安裝節分別承受。安裝節的位置最好能靠近發動機重心，但應考慮到構造上的合理性與可能性，一般放在低溫剛性較強的部位。現有的發動機，很多是安放在擴壓器後段。

§ 1. 4 總體方案的選擇

由於沖壓發動機是用於高空高速的飛行器上，而且一種發動機專用於某種戰術要求的飛行器，所以在進行 ИБРД 設計時，不僅要保證發動機本身的主要參數和構造方案合理，並要與飛行器設計很好地配合。在整個設計過程中，總體方案的選定不僅關係到正確解決與飛行器配合的一系列問題，而且直接影響發動機部件和零件的設計，對整個發動機設計的合理性起着決定性的作用。總體方案主要包括以下幾方面的問題。

(1) 根據飛行器的總體安排，確定發動機在飛行器上的安裝位置及進氣和排氣口的結構型式。

(2) 根據戰術任務要求，考慮目前生產技術水平，合理選定參數，計算和確定主要尺寸和性能指標。

(3) 根據飛行器使用要求為保證發動機原理計算的結果數據，充分考慮現有構造的經驗，確定各部件的基本型式和構造特點及部件之間的安裝連接方法。

(4) 根據飛行器和發動機的構造特點，合理選定安裝節的數目，位置和構造型式。

(5) 根據任務和使用要求，參考現有發動機的使用情況，選定供油、電氣等系統의 型式技術要求和在發動機總體上的布置安排。

(6) 根據發動機的工作期限和構造特點，合理選擇冷卻方法，確定冷卻系統。

(7) 根據飛行方案和採用何種發動機起動助飛，確定解決有關 ИБРД 與助飛器在安裝構造和配合使用的一些問題。

在总体設計阶段，应完成必要的計算，发动机总体构造方案图、安装图、各种系統图及有关的技術条件和說明书。总体方案的选择过程是反复分析比較的过程，須进行大量的計算，有时尚須进行实验研究，这也是发动机設計和飞行器設計密切合作的过程。

§ 1. 5 冲压发动机設計的基本原則

ПБРД的設計試制是件复杂的和反复修改的工作，既要有充分的理論計算和分析，又必須进行大量的試驗研究。ПБРД的試驗工作还比較困难。同时設計ПБРД既要充分利用現有发动机的生产使用經驗，又必須敢於發揮創造性。ПБРД設計工作者應該具有堅強的国防观念和牢固的經濟观点，要有高度的革命干劲和严格的科学精神，並且应养成良好的理論連繫实际的工作作风。在进行設計过程中应使所設計的冲压发动机尽量满足以下的要求和設計原則。

(一) 性能良好，应首先满足飞行器对推力的要求，同时使耗油率、推力重量比、迎面推力和单位推力等主要参数达到先进水平。

(二) 工作可靠。ПБРД之可靠工作涉及到消灭敌人保卫自己，应保證使用的可靠性为此，要求零件有足够的强度和剛性，加工質量好；各系統和部件經過試驗能可靠工作。但根據其工作特点，並不要求发动机有长期工作的可靠性。

(三) 构造简单重量輕，对一次使用的ПБРД这点特別重要，因为构造简单自然会帶來制造容易成本低，重量輕不仅节省材料，更重要的是增加航程。提高有效載重量。为此，必須合理选定构造方案，正确設計零件和詳細进行强度計算等。

(四) 制造容易成本低。这正是ПБРД的优点，应当充分發揮。当所設計的发动机工艺性和装配性很好，並且能选用便宜的材料。制造成本一定会很低。为了改善其工艺性和装配性，設計时应充分考虑ПБРД小量生产的特点，並尽量减少专用的加工和装配夹具。

(五) 使用维护方便。作为軍事用的飞行器是长期儲备，随时准备使用。而經常运输和放置於大气中。对ПБРД应考慮到这些条件，保證发动机檢修，更換和维护方便。特別是能随时点火起动。当安排管路系統应充分注意便於使用维护的要求。

現將冲压发动机的設計要求和現有发动机的性能指标列表於下頁，可供

設計時參考。

发动机型別	加速式	續航式
設計飛行 M 數	允許範圍很大	在 $M = 3.5$ 及其附近
進口截面比 $f_{\delta x} = F_{\delta x} / F_M$	0.5 ~ 0.6	0.7 ~ 0.8
混合比 α	富油 1.0 ~ 1.4 (單函)	2.2 ~ 3 (雙函)
燃燒前速度 w_{kc} 米 / 秒	大速度 150 ~ 200	不允許大 60 ~ 80
燃燒完全度 ϵ_{kc}	0.8 (不允許燃燒室太長)	≥ 0.9 一般為 0.95
臨界截面比 $f_{kp} = F_{kp} / F_M$	0.9 ~ 1.0	0.5 ~ 0.6
單位推力 $J \frac{\text{公斤推力}}{\text{公斤 / 秒燃料}}$	1100 ~ 1200	1700 ~ 1900
其他基本要求	要求阻力係數最小及迎面推力大	要求經濟性好工作可靠及推重比大。

第二章 扩压器

§ 2. 1 扩压器的功用和要求

扩压器是 П. B. P. Д 中主要部件之一。他的性能直接影响发动机的效率和推力。一个好的扩压器在原理上要经过细致严密的计算，并做出模型在风洞中进行吹风实验。对他的要求在原理上有：

(1) 扩压器中的气流由速度头变为压力头过程中损失小，总压恢复系数 $\sigma_{\text{Д}}^*$ 高。

(2) 扩压器的外部阻力小，即阻力系数 C_x 小。

(3) 扩压器的出口流场均匀。

此外在构造上也有相应的要求，以保证性能，大致可以归纳如下

(1) 几何尺寸要符合气动设计要求。尤其在进气部分。

(2) 扩压器各部件工作时受有相当大的负荷，有时还有振动现象，应保证其强度以免损坏。

(3) 表面上有较高的光洁度和一定的硬度，以减小摩擦阻力。

(4) 中心锥固定在扩压器外壳体中，要保持较高的同心度和支持刚性，不然气流不能均匀分布，而影响后面燃烧室工作。另外气流在扩压器出口可能是脉动的或者振荡燃烧而使发动机振动。这些因素都会造成中心锥在壳体内部的支持不稳。

(5) 扩压器最好能单独设计成为一个部件，有连接边和燃烧室相连。拆卸容易、维护方便。

§ 2. 2 二波系简单式扩压器

图(2.1)为一个二波系的扩压器。一般在 $M = 2$ 左右时使用。可以分为外壳体和中心锥两部，通过支板互相连接。其构造分述如下：

(一) 外壳体 见图(2.1)其主要构成零件有：

1. 环尖劈。高速气流首先与其接触，一般要求其几何形状正确表面光滑。为了减小外阻希望其尖劈角在保证强度要求下越小越好。其后端与加强框联接用铆钉固定。在本发动机上考虑到硬度和刚度要求，是用炭 钢做的，并进行防锈处理。

2. 加强框，桁条联结框组合件

加强框与环尖劈的园柱面相配合，然后铆上。扩压器的中心锥支持于此框上它是一个主要的受力件。前按装座装在它的上面。在加强框的另一端面