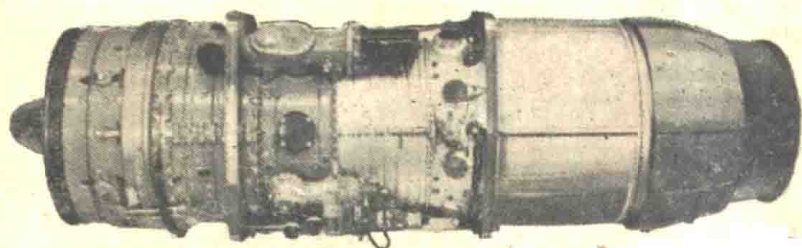


航空发动机 設計參考資料

奧林普斯 (Olympus) BOL1型
噴氣式發動機

北京航空學院發動機資料編輯室編



國防工業出版社

編者的話

自我国社会主义建設大跃进以来，随着工业的空前發展，科学、技术各个領域飞跃前进，我国航空科学事业在党的领导下，各有关部門間开展了共产主义大协作，且作出了巨大的成績。

为了有助于航空发动机的設計与教学工作，我室师生着手彙編一套有关发动机設計的参考資料。目前只选择一些資本主义国家的航空发动机，作了分析研究，并依据資料繪出等比例的縱、橫剖面圖，由于資料不足，水平有限，某些結構又屬揣測而得，圖中尺寸亦多出于估計，故仅供作参考，書中某些問題分析叙述亦有不够透徹或錯誤之处，請讀者指正。

書中所述各机种的基本資料均选自英美等国杂志，因而其技术性能和构造形式的介紹，定有虛夸与失实之处，其設計主导思想亦多由最大限度地追求利潤及侵略战争出發，与我們社会主义国家設計思想根本不同。在編写过程中，我們虽尽力用批判态度，选其精华，弃其糟粕，仍希讀者在参考本書时，注意批判接受。

参加本書資料搜集，研究，和整理工作的有本院有关教研室教师及1958年畢業生。

在本書編輯中，蒙国际航空杂志編輯部，提供了許多資料，国防工业出版社对本書出版給予大力支持，我們謹致以衷心感謝。

北京航空学院发动机資料編輯室

1959年1月

目 录

第一章 总論	3
§1. “奥林普斯”发动机的發展情况	3
§2. B. OL. 1 型发动机的主要参数	6
§3. B. OL. 1 型发动机的构造概述	8
第二章 B. OL. 1 型发动机的总体方案	8
§1. 通道形式	8
§2. 支承方式	14
§3. 承力方式	15
第三章 B. OL. 1 型发动机的各部分构造	15
§1. 进气道	15
§2. 低压压缩机	16
§3. 中間机匣	19
§4. 高压压缩机	20
§5. 燃燒室	22
§6. 渦輪	27
§7. 联軸器	29
第四章 发动机系統	31
§1. 冷却系統	31
§2. 燃油系統和潤滑系統	32
附录 I 双轉子（軸流式压缩机）发动机的特点	33
附录 II BOL 1 型发动机部分主要零件材料表	36
参考資料	36

第一章 总 論

“奥林普斯”發動机，是英国布列斯特(Bristol)航空發動机公司的产品，它是一种双轉子渦輪噴气式發動机。为了适应远程轟炸机的要求，發動机需要低的燃料消耗率，因此，从热力学观点出發，就需要很高的压缩比。众所周知，普通單軸的高压缩比的軸流式压缩机，当工作状态变化时，在前面几級或后面几級上，会发生气流分离，則压缩机工作不稳定了，发生喘振現象，为了消除这种现象，所以“奥林普斯”發動机采用了双轉子的方案。

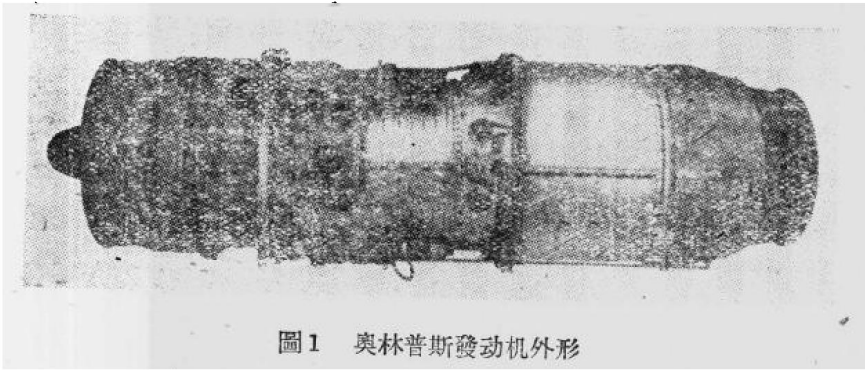


圖1 奥林普斯發動机外形

§1 “奥林普斯”發動机的發展情况

“奥林普斯”發動机的設計，于1946年就开始了，到1950年初，制成了第一台B. OL. 1型的發動机，1950年5月开始进行試車。但是这种型号，沒有得到进一步的發展。代替这种型号設計了第二种發動机B. OL. 2型，它的渦輪尺寸增大，压缩机采用另一种叶栅，其計算推力为4420公斤，重量稍輕于B. OL. 1型。

这种發動机于1950年11月作第一次試車，推力为4310公斤，但它沒有制成。后成为B. OL. 1/2c型發動机的雛形。

在这前一个月里，該公司与美国“奥尔逊斯莱特”(Curtiss Wright) 公司签订了协定，为了适应美国公司的要求，把 B. OL. 1/2 型改制成 B. OL. 1/2A 型，其推力为 4420 公斤，压缩比为 9:1，空气流量为 74.9 公斤/秒，此发动机在美国叫做 J-67 型。

B. OL. 1/2B 型可以认为是“奥林普斯”发动机的第一台实际样品，在早期的方案中，某些附件是装在高压压缩机上面的，而目前在 B. OL. 1/2B 型发动机上，则把所有附件均装置在低压与高压压缩机之间的中间过渡机匣上，这种安置方法，使得附件离开了压缩机后部的高温部分而移到了较冷的地方。B. OL. 1/2B 型发动机于 1951 年 12 月末进行了第一次试车，推力为 4442 公斤，燃料消耗率为 0.766 公斤/公斤推力小时，这是相当低的，重量也降低为 1470 公斤。1952 年 8 月 B. OL. 1/2B 型发动机在“康别拉”(Cambera B. 2.) 飞机上进行了第一次试飞，发动机推力从计算的 4420 公斤减少到 3630 公斤，这种发动机的牌号为 MK-99。

为了使 B. OL. 1/2B 型发动机的附件适合“符尔亢”(Vulcan) 飞机于 1952 年后的一段时间内对该发动机外部加以改变而成为 MK-100，并在 1953 年 1 月进行了初次试车，推力为 4200 公斤，同年 9 月在“符尔亢”(Vulcan VX 777) 飞机上进行了第一次飞行试验，从开始设计到试飞几乎经过了 7 年之久，由此可见，在没落的资本主义国家中，航空发动机技术方面的发展是相当缓慢的。

1953 年 5 月 4 日 MK-99 型装在“康别拉”飞机上作飞行试验时上升达到 19406 米的高空，这是由于“奥林普斯”发动机具有大推力的结果，同时也是说明了高压压缩比的优点。

这种发动机同时发展成为 B. OL. 1/2C 型发动机，该发动机于 1952 年 10 月 30 日进行了第一次试验，其外部和 B. OL. 1/2B 型相似，但机匣后部具有较大的直径，显然这是由于涡轮具有较大的直径所引起的，其推力增加到 4990 公斤，燃料消耗率降低到 0.761 公斤/公斤推力小时，B. OL. 1/2C 型发动机外部凸缘上，

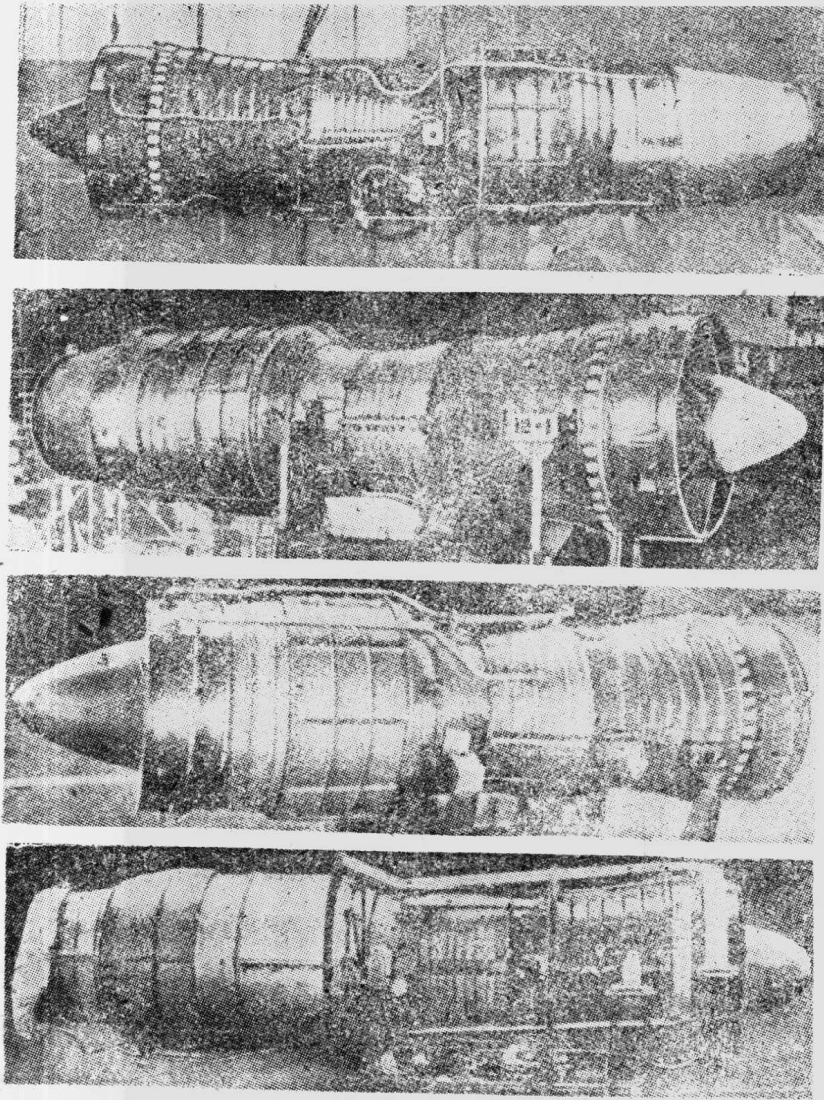


圖2 各批奧林普斯發動機

有較大的螺栓，這說明其內部壓力很高，這種發動機是第一台經過了150小時試車的“奧林普斯”發動機。1954年12月MK-101型發動機進行了試驗，它也有推力4990公斤，但其構造上有某些改變。

奥林普斯發动机推力值如下:

序 号	型 号	地面推力 R_0 (公斤)	备 注
1	B.OL.1	4150	
2	B.OL.2	4420	
3	B.OL.1/2	4420	
4	B.OL.1/2A	4420	即为 J-67
5	B.OL.1/2B	4420	即为 MK-99
6		4420	即为 MK-100
7	B.OL.1/2C	4990	即为 MK-101
8	B.OL.6	7250	即为 MK-200
9	B.OL.11	5447	即为 MK-102
10	B.OL.12	5900	即为 MK-104

§ 2 B. OL. 1 型發动机的主要参数

推力 $R_0 = 4150$ 公斤;

燃料消耗率 $C_{y\partial o} = 0.83$ 公斤/公斤推力小时;

压缩比 $\pi_{\kappa o}^* = 9$;

外径 $D = 1015$ 毫米;

重量 $W = 1630$ 公斤;

空气流量 $G_B = 70$ 公斤/秒;

渦輪前溫度 $T_s^* = 1075^\circ\text{K}$ (絕對)。

其中空气流量 G_B , 渦輪前溫度 T_s^* 是在假定:

压缩机絕热效率 $\eta_{\kappa a o}^* = 0.85$;

渦輪絕热效率 $\eta_{m a o}^* = 0.9$;

机械效率 $\eta_m = 0.99$ 。

并且在滿足 R_0 、 $C_{y\partial o}$ 的数值下, 将其計算出来的。这样对 T_s^* 的估計是合理的, 因为該發动机的特点, 是滿足低的燃料消耗率, 在渦輪噴气發动机上 T_s^* 增高, 对燃料消耗率是不利的, 并且在当时, 布列斯特公司尚无更好的耐高溫材料, 因之該公司出产的其他發动机的 T_s^* 也是較低的, 例如 Proteus 700 發动机的 T_s^* 为 1120°K , Orion 發动机的 T_s^* 为 1035°K , 这二种發动机均为渦輪螺旋桨發动机, 采用較高的 T_s^* , 对提高功率与降低燃料消耗

率都是有利的，但其仍然采用了較低的 T_s^* 值，可見是与該公司当时所掌握的耐高溫材料情况有关。下面的参数，也是在滿足上述参数的条件下，通过热力計算和气动計算得出来的：

轉速：起飞时 第一轉子（低压） $n_{k1} = 6500$ 轉/分；

第二轉子（高压） $n_{k2} = 8500$ 轉/分；

慢車时 第一轉子 $n'_{k1} = 2500$ 轉/分；

第二轉子 $n'_{k2} = 5000$ 轉/分。

起飞时 $\frac{n_{k1}}{n_{k2}} = 1.3$ 。

压缩比的分配：

低压压缩机为 $\pi_{k1}^* = 2.9$ ；

高压压缩机为 $\pi_{k2}^* = 3.0$ 。

分配时，尽量使高压、低压压缩机分別各由一級渦輪来带动，在渦輪中热焓降分別为：

高压渦輪 $h_{z1}^* = 50$ 大卡/公斤；

低压渦輪 $h_{z2}^* = 35$ 大卡/公斤。

这样大的热焓降，完全可以分別由一級渦輪来完成。

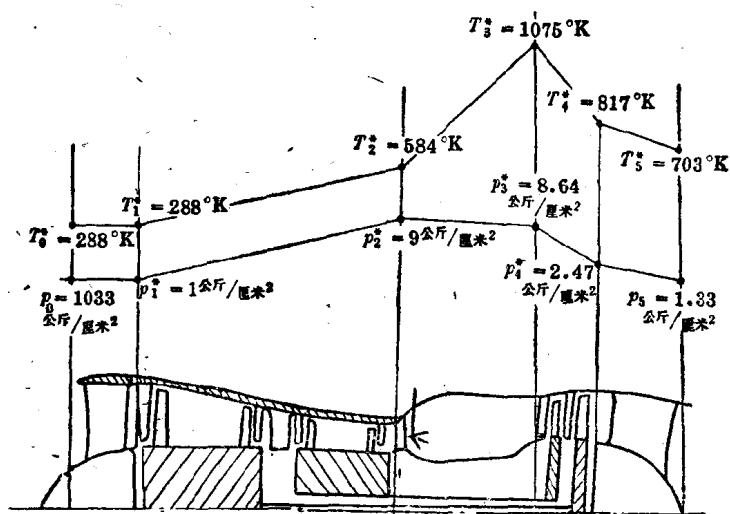


圖3 發動机各通道断面气流参数变化

§3 B. OL. 1型发动机的构造概述

B. OL. 1型发动机的低压压缩机为6级，高压压缩机为8级，根据圖2的照片，可以断定以后各批，以致一直到B. OL. 1/2C型发动机都保持着同样的构造，空气从压缩机中流出来，进入由10个火焰筒組成的联管式燃烧室，与燃油混合，进行燃烧，再流入分别为單级的高压、低压渦輪，此高压、低压渦輪分別带动高压、低压压缩机的轉子，燃气从渦輪流出来，再进入尾噴筒，以高速自尾噴口噴射出去，使发动机产生巨大的推力。

B. OL. 1型发动机的构造，如圖4所示。

第二章 B.OL.1型发动机的总体方案

“奥林普斯”发动机，为了获得高压縮比与优良的性能，采用了双轉子的方案，如圖5所示。

§1 通道形式

1. 低压压缩机的气流通道形式：在高压压缩机中的气流密度比低压压缩机中的要大很多。为了在高压压缩机中，得到較長的叶片，使压缩机的效率提高，一般是使高压轉子的轉速 n_{k2} 大于低压轉子的轉速 n_{k1} ，結果在相同的切綫速度下，高压压缩机外徑 D_{k2} 就小于低压压缩机的外徑 D_{k1} ，使高压压缩机的出口，仍然具有較長的叶片。

为了使发动机的整个通道平滑，流动損失少，通常把低压压缩机的外徑作成收斂的，这台发动机用的是內徑 $D_{bm} = \text{常数的通道形式}$ ，这就使得由低压过渡到高压压缩机时，其通道很平坦，同时由于各级的內徑相同，使得整个轉子的輪盘加工性很好。当然用內徑 $D_{bm} = \text{常数的通道形式}$ ，由于各级的加功量减少了，在相同的压缩比 T_{ik}^* 的条件下，要用較多的級数，因而使得加工量与重量

原 书 缺 页

原 书 缺 页

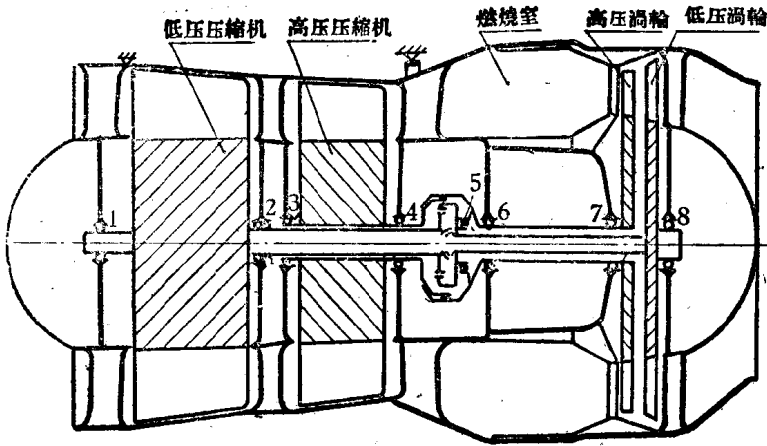
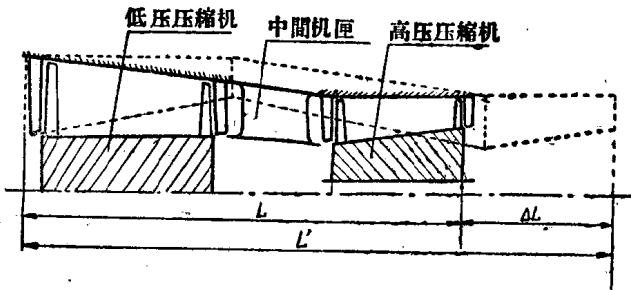


圖5 总体方案

增大。这是它的缺点。为了使級数增加較少，也可以采用平均直径 $D_{cp} = \text{常数}$ 的通道形式，但是不采用外径 $D_k = \text{常数}$ 的通道形式，因为这样使得由低压过渡到高压压气机时，外径相差很多。为了得到較平滑的通道，就必须大大加長中間机匣，这样也使发动机的长度与重量增加很多。如图6所示。

圖6 $D_{k1} = \text{常数}$ 与 $D_{bm1} = \text{常数}$ 的二种通道的比較

- 內徑 $D_{bm1} = \text{常数}$ 的低壓壓縮機
- 外徑 $D_{k1} = \text{常数}$ 的低壓壓縮機

另外，采用外径收斂的通道形式，在外径收縮后，可以把附件安装在他的上面，而不致突出到发动机其他部分直径的外面，加大了发动机的外径，这样把发动机的最大外廓尺寸，就充分地

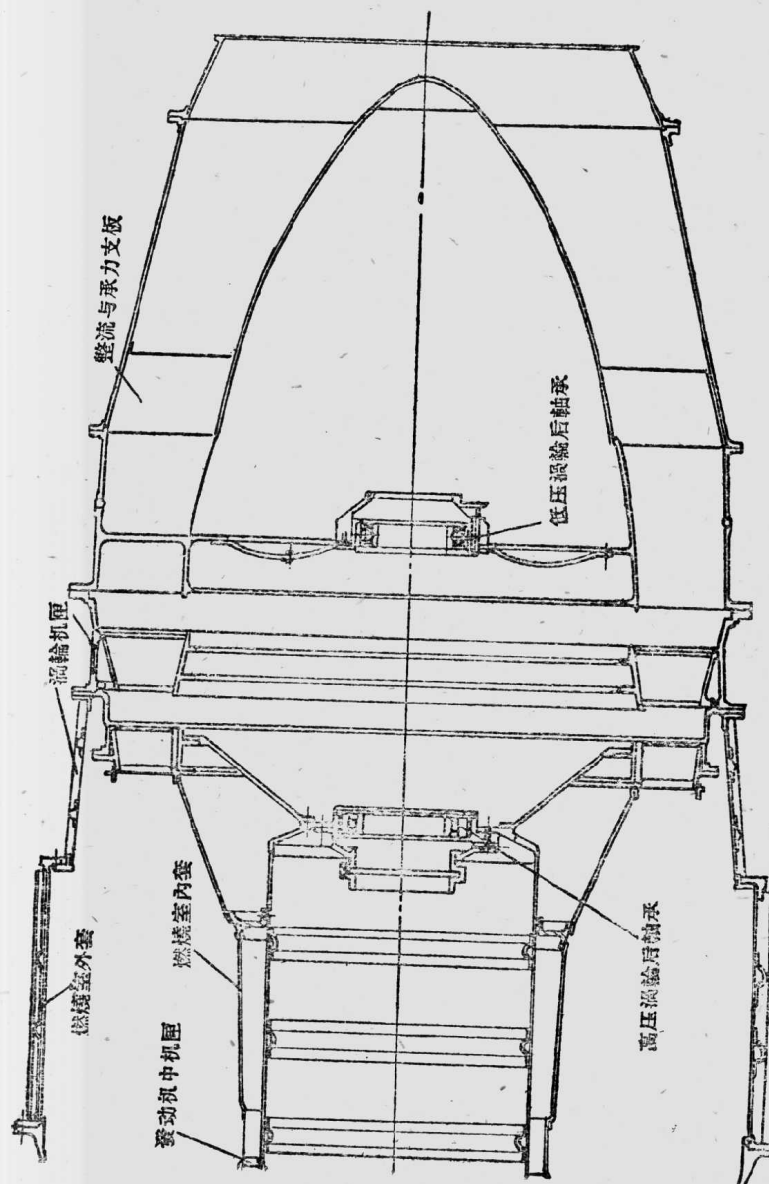
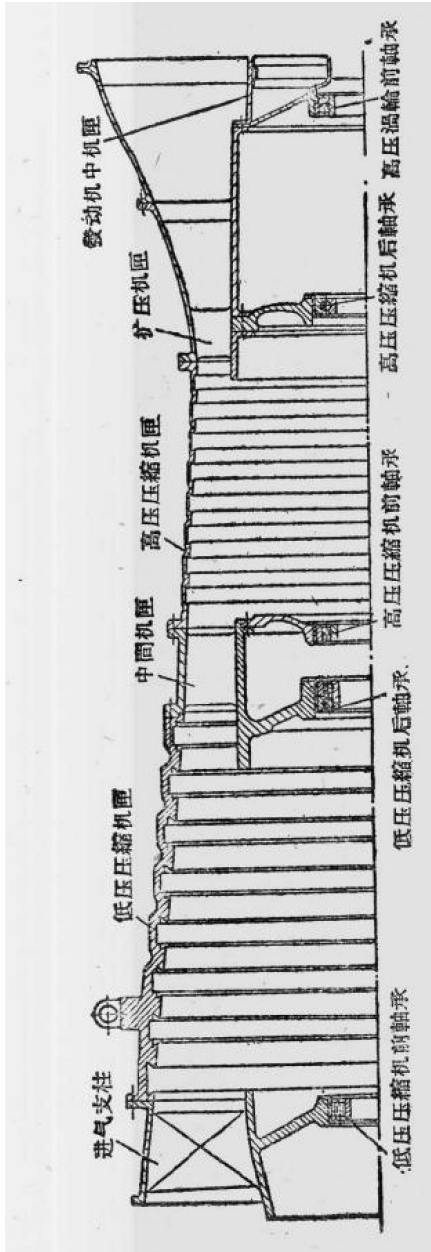


圖 7a 承力系統圖

利用了。

2. 高压压缩机的通道形式也是采用内径 D_{B12} = 常数的通道形式。由于其转速比低压转子的转速高，亦即是在相同的切线速度下，高压压缩机的外径 D_{K2} 也比低压压缩机的外径 D_{K1} 小很多，所以其出口的叶片相当高，没有必要采用外径收敛的通道形式了。但一般可以采用外径 D_{K2} = 常数的通道形式，使其每级的加功量较大，在满足同样的压缩比 π_{K2}^* 的条件下，级数可以减少，重量可以较轻，同时，由于燃烧室的直径相当大，一般已经大于高压压缩机进口处的外径 D_{K2} ，如果使其外径往后再缩小，则气流自压缩机出来，进入到燃烧室时，要转较大的弯，使流动损失增大。另外，由于附件可以安装在从低压过渡到高压压缩机的中间机匣上，所以把外径作成收敛形式，对安装附件也没有什么必要。

3. 涡轮通道形式：采



用的是平均直径 D_{cp} = 常数的通道形式。这是为了能够获得较高的效率。

§2 支承方式

发动机内的二个转子，共有四个转动的部件，分别由 8 个轴承来支持，在低压、高压压缩机转子的前后，均有轴承支点；在高压涡轮前、低压涡轮后，各有一轴承支点；在二转子的中间联轴器上，又分别有二个轴承支点，以提高轴的临界转速。

止推轴承位置的决定：在低压、高压压缩机转子的后面，均为止推轴承，这是由于压缩机的通道形式，均为内径 D_{am} = 常数，而外径为收敛的通道形式；在工作时，因为温度升高，转子膨胀与机匣的膨胀不相同，按轴向发生相对位移，增大了叶片尖端与机匣的径向间隙，使漏气损失增大，压缩机的效率降低。为了保证压缩机在工作时，具有较高效率，所以把止推轴承均放置在靠近压缩机出口而叶片较短的地方，这样在工作时，短叶片处的叶尖径向间隙变化就极小，不致引起压缩机的效率降低。然而这样的安排，就使在前面进口处的叶尖径向间隙的变化较大了，但是由于其叶片很长，叶尖的漏气损失影响并不大。另外高压压缩机与高压涡轮合用一个止推轴承，故必须用联轴器，把压缩机与涡轮的转子联接起来，这样就使得压缩机转子向前的轴向力部分地被涡轮向后的轴向力所抵消。而低压转子，由于其联轴器要从高压转子的轴内面通过，在构造上很难将其压缩机与涡轮不同方向的轴向力联系起来相抵消。只有分别由各自的止推轴承来承受，所以在低压涡轮转子后面，为一止推轴承（如图 7 a 所示）。

上面叙述的是发动机的 8 个主轴承，分别支持着二个转子的四个转动的部件。这些转动部件，在整个发动机装配之前，可以分别进行动平衡。轴承的这样分布不仅使二个转子的涡轮和压缩机分别传动成为可能，并且可以使发动机壳体和转动部件能够相对热膨胀。

§3 承力方式

二个轉子，均有自己單獨的支持軸承，轉子上的負荷作用在軸承上，再由机匣傳到發動机的安裝節上，这台發動机的主要安裝節裝在擴散器机匣上。在其前面的進气机匣上有一輔助安裝節，壓縮机轉子的負荷分別由其支柱与壓縮机匣來承受与傳遞。而渦輪轉子的負荷，由于支持軸承的位置不相同，其負荷的承受与傳遞路綫則不相同。高压渦輪的負荷，是由內机匣承受与傳遞的，而低压渦輪的負荷，則由外壳机匣承受与傳遞，如圖 7 6 所示。

第三章 B.OL.1型發動机的各部分構造

“奧林普斯”B.OL. 1 型發動机的各部分構造如書末縱橫剖面構造圖所示。由于它是屬於双轉子类型的發動机，所以低压与高压壓縮机的長度，占了整台發動机总長度的一半，其壓縮机是由五部分組成：進气机匣、低压壓縮机、中間机匣、高压壓縮机和擴散器。

現在把發動机的各部分構造分別叙述如下：

§1 進气道

進气机匣是由鎂鋁合金鑄成，有 8 个徑向流綫型支柱，并且由軸向二部分組成，中間裝有低压壓縮机之前滾棒軸承。在前整流錐体内裝有發電机，空气經整流錐以环形流入壓縮机进口。

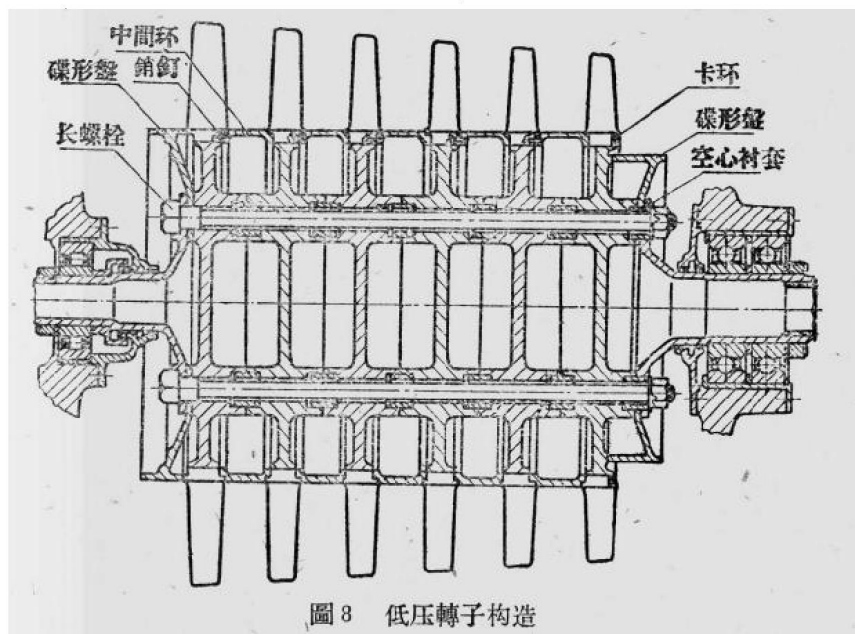
壓縮机匣所以要軸向分开，是因为可以使空心的支柱，由两半合成，則可以用金屬硬模來鑄造此机匣，使生产率高，成本低。

又如用电动起动机來帶動高压轉子起動时（如轟炸机，运输机上用），則可以把整流錐下的發電机省去，在此处之空間可以想法作其他附設裝置，如可以做个小型燃燒室，作为进口部分防冰

之用。

§ 2 低压压缩机

共为 6 个輪盘，由 RR58 鋁合金制成的，用 8 根長螺栓軸向地拉紧，在長螺栓外面以空心襯套來定中心和傳遞扭矩（輪盤間），其兩端有二个由 S. 96 鋼制成的碟形盤，分別用螺栓与壓縮机前、后軸凸边联結在一起。前碟形盤上端压紧在壓縮机盤上端的叶根部分处，后碟形盤則只压在輪盤上（如圖 8 所示）。



这种傳扭矩和联結的方法是采用普魯鳩斯發动机壓縮机的联結办法，因为有了生产的經驗，而在“奥林普斯”上可以使盘子上不打孔，不致減弱輪盤的强度，而使重量較輕，并且因为內徑 D_{bm} = 常数，故輪盤之間的鼓环都在一定的半徑上，所以其构造簡單，并且装配亦不太麻煩。但在加工輪盤上用以和空心套筒配合的孔时，由于不能將二盘一起进行鉸孔，因此比較困难的，但可以用一專用夾具來保證其相互位置的准确度。