

中央人民政府高等教育部推薦
高等學校教材試用本

航空活塞式發動機

第 二 冊

M. M. МАСЛЕННИКОВ 著
M. C. РАПИПОРТ 著
崔 濟 亞 等 譯



商 務 印 書 館

中央人民政府高等教育部推薦
高等學校教材試用本



航空活塞式發動機

第二冊

M. M. 馬斯蓮尼科夫 著
M. C. 拉畢蒲特
崔濟亞等 譯

商務印書館

本書係根據蘇聯國防工業出版社（Государственное издательство оборонной промышленности）出版的馬斯蓮尼科夫（М. М. Масленников）和拉畢蒲特（М. С. Раппорт）合著“航空活塞式發動機”（Авиационные поршневые двигатели）1951年版譯出。原書經蘇聯高等教育部審定為高等航空學校教學參考書。

本書中譯本分四冊出版。

參加本書翻譯工作者為北京航空學院崔濟亞、甯梔、曹傳鈞、王幼純、陳大光、鄭光華、劉方傑等同志，並由崔濟亞整理和校訂。

航空活塞式發動機

第二冊

崔濟亞等譯

★版權所有★

商務印書館出版

上海河南中路二一號

中國圖書發行公司 總經售

商務印書館上海廠印刷

(62331B)

1954年1月初版 版面字數199,000

印數1—3,000 定價¥14,000

上海市書刊出版業營業許可證出〇二五號

第二冊目錄

第二篇 各種不同方案的發動機的工作理論.....225

(方案又譯作「簡圖」或「圖式」)

第七章 航空發動機所採用的方案以及分類.....225

第一節 航空發動機所採用的方案.....225

第二節 發動機根據功率隨高度變化的性質分類.....231

第八章 單速傳動增壓器發動機.....234

第一節 小引。增壓器發動機理想循環.....234

第二節 離心增壓器工作理論基礎.....242

1. 離心增壓器工作原理.....242

2. 基本關係.....244

第三節 增壓器使用情況對於它工作的影響.....254

1. 節氣的影響.....254

2. 轉速的影響.....256

3. 外間情況的影響.....257

4. 供油的影響.....258

第四節 發動機工作有效度的指標.....261

1. 有效功率, 平均有效壓力, 機械效率.....261

2. 有效耗油率及有效效率.....263

第五節 熱計算.....264

1. 求定主要尺寸(氣缸直徑及活塞衝程).....264

2. 求定增壓壓力.....270

3. 熱計算的例.....272

第六節 熱平衡.....276

第九章 單速傳動增壓器發動機特性.....282

第一節 關於特性的小引.....282

1. 基本概念.....282

2. 特性通式.....283

第二節 高度特性	287
1. 小引	287
2. 額定(設計)轉速時高度特性的計算	287
3. 非額定轉速時高度特性的計算	293
4. 高度特性計算的例	296
第三節 地面特性	306
1. 小引	306
2. 地面特性的計算	308
第四節 螺槳特性	314
1. 小引。各種狀態的命名	314
2. 螺槳特性及起飛狀態的計算	319
第 十 章 兩速增壓器發動機及兩級增壓器發動機	325
第一節 兩速增壓器發動機	325
1. 小引	325
2. 第一增壓器轉速的選擇	330
3. 兩速增壓器發動機各種特性的特點	333
第二節 兩級增壓器發動機	337
第十一章 吸氣式發動機	340
第一節 小引。熱計算特點	340
第二節 地面特性	341
1. 小引	341
2. 地面特性的計算	343
第三節 螺槳特性	346
1. 一般數據	346
2. 螺槳特性的計算	348
第四節 高度特性	351
1. 小引	351
2. 高度特性的計算	352
第十二章 利用廢氣噴射發動機。飛行情況中的發動機性能	356
第一節 利用廢氣能量發動機的理想循環	356
第二節 噴射推力及噴射功率	368
1. 噴射排氣總管	368
2. 個別噴射排氣管	376

第三節 飛行情況中的功率及耗油率	382
------------------	-----

1. 有效功率及有效耗油率公式	382
2. 速度增壓	389
3. 最有利廢氣噴射情況	393

第四節 飛行情況中的發動機特性	399
-----------------	-----

1. 概述及一般關係	399
2. 高度特性	404
3. 速度特性	407

第十三章 廢氣渦輪發動機	410
--------------	-----

第一節 廢氣渦輪工作理論基礎	410
----------------	-----

1. 廢氣渦輪工作原理	410
2. 基本能量關係	412

第二節 廢氣分路調節渦輪壓氣機發動機	417
--------------------	-----

1. 發動機方案及它的工作次序	417
2. 渦輪與增壓器及發動機的共同工作	421
3. 選擇起始的情況以及求定發動機在渦輪壓氣機設計高度時的性能	426
4. 高度特性	438
5. 發動機巡航工作狀態	442
6. 飛行情況中的發動機特性	446

第三節 改變渦輪後壓力調節渦輪壓氣機發動機	448
-----------------------	-----

1. 發動機方案及它的工作次序	448
2. 求定主要數據以及特性的計算	451

譯名對照表	462
-------	-----

航空活塞式發動機

第二篇 各種不同方案的發動機

的工作理論(方案又譯作「簡圖」或「圖式」)

第七章 航空發動機所採用的方案以及分類

第一節 航空發動機所採用的方案

第一篇中主要是討論輕油發動機氣缸內工作過程有關的各種問題。並且也確定了決定在氣缸內得出的指示功率及指示耗油率值的主要關係。

但是發動機有用的有效功率以及它相應的經濟度，也依據發動機所採用的方案，從外間空氣進入發動機起，到廢氣排出到大氣裏為止，整部發動機中，工作媒質狀態變化的性質，都由方案決定。各種不同的發動機方案，無論在空氣供入氣缸的方法上，或在廢氣從氣缸排出的情況上，都可以有差別。發動機可能的方案數目極多；卡斯尼科夫(A. B. Квасников)教授在這些方案的分類及一般分析上曾經做過很多的工作。下面將討論的，只是實用上已經取得足夠推廣了的一些方案。

最簡單的發動機方案是：空氣經由進氣管進入氣缸，而廢氣經由分別的(個別的)排氣支管或經由排氣總管直接排入大氣。這情形中有效功率 N_e 由下式表示

$$N_e = N_i - N_f, \quad (124)$$

也就是由指示功率與摩擦功率的差決定。

按照這類方案工作的發動機，可以叫做吸氣式發動機，因為空氣的進入這些發動機氣缸，基本上是由於充填衝程期間活塞造成真空的結

果而發生的。這些發動機沒有顯著阻礙廢氣從氣缸排入大氣的那些零件，因而可以認為它們是具有自由排氣的。

在排氣時的壓力落平期中(第二章第六節)排入大氣的廢氣的膨脹功，用於產生廢氣自氣缸排出的速度。氣體速度的產生，與在速度相反方向作用的噴射反力的出現相連。所以當廢氣以與飛行相反方向排出時，噴射反力幫助推動飛機，作出有用功。

爲了利用廢氣噴射，排氣總管或個別排氣支管做成這樣的形式，以求儘可能地具備所要求的排氣方向。

可見在利用廢氣噴射的飛行情況中，用於推動飛機的推進功率是由兩種途徑得出的：其一是靠旋轉時吸收發動機有效功率的空氣螺槳，另一是廢氣噴射反力的結果。既然所生推進功率的增加幾乎並不引起耗油量的變化，發動機的總經濟度這時便增大。

排氣速度及飛行速度愈大，利用廢氣噴射所得出的效果也愈顯著。但是在吸氣式發動機中得出的排氣速度比較小(特別在用排氣總管時)，而裝帶這些發動機的飛機由於下面要說到的原因飛行也比較慢。所以在這樣的發動機中利用廢氣噴射只有很小的利益，通常不必特別加以考慮。

吸氣式發動機在構造方面最簡單，因此它們在地面及水上運輸中取得最大推廣。可是這些發動機進氣壓力不能超過外間大氣壓力很多——雖然飛行情況中由於空氣氣流速度壓頭的利用，空氣壓力比大氣壓力增高一些，但是這增高是比較不大的。所以吸氣式發動機只能具有相應於大氣壓力的有限的平均指示壓力值。

吸氣式發動機的這一特點，對它們在航空上的使用不利。當高度增加時空氣的大氣壓力減少，這使可用的指示功率以及因而有效功率都降落。

由於在地面時的功率就不大，高度增加時功率的減少又快，吸氣式發動機構造所具有的比重(也就是每發 1 馬力功率所攤合的重量)很

大,並且隨飛行高度的增高而增加。結果這類發動機不能保證飛機的良好飛行性能;它們只在運輸或技藝航空以及不需要很高飛行高度及速度的情形中採用。

大家知道,用增壓可以不改變活塞排容而大大地增高發動機的功率,這所必需的空氣預壓(在它進入氣缸前)在空氣增壓器中實現。增壓器的採用,不僅可以增加發動機在地面時的功率,並且也避免高度增加時功率的降落。爲了這樣,增壓器的壓頭能力(增高壓力的能力)做得比在地面工作時所必需的大;所以增壓器壓頭能力在地面並不完全利用。而隨高度增加時壓頭能力的利用增加,使得儘管外間大氣壓力減少而氣缸進氣壓力避免降落。

發動機增壓可以以很少的構造加重大大增加(兩倍以上)功率。結果發動機不僅變得更強力,而且也相對地減輕了——比重減小。特別大的功率增加及比重減小,在高空情況中達到——發動機在高空工作時,由於大氣壓力降低的結果,才可能比在地面時更強力地預壓空氣而不致造成發動機的機械及熱載荷不許可的增高。

上面指出的增壓器發動機的優點,使飛機的飛行性能大加改良:速度(特別在高空時),上昇限度,爬高速度等。所以用這類發動機裝備的飛機具有不可反駁的勝過用吸氣式發動機飛機的優點。

利用增壓器得出的利益是如此之大,以致現時航空發動機的所有主要類型都有增壓器,儘管這需要構造上加繁一些。並且所利用的增壓器只是離心式,因爲別種類(活塞式,迴轉式)的增壓器都比較笨重。

增壓器發動機最簡單的方案,在增壓器是由曲軸帶動旋轉、而排氣仍然是自由排氣的情形中得出。按這類方案工作的發動機,叫做傳動增壓器發動機;這中間又依據由曲軸的傳動可以用幾種傳動比工作而分成單速、兩速等增壓器。

傳動增壓器發動機中的空氣預壓,與指示功率的損失一部份來轉動增壓器相連。所以這種發動機的有效功率由下列關係表示

$$N_e = N_i - N_f - N_c, \quad (125)$$

式中 N_e ——增壓器消耗的功率。

在增壓器中壓縮空氣所消耗的功愈大，也就是空氣的壓力在器中增高愈多，增壓器消耗功率的減少發動機有效功率及經濟度就愈顯著。

氣缸進氣壓力的增高，引起整個循環期間以及因而排氣門打開時刻的壓力的大致成比例的增高。由於大氣壓力降落而致的增壓器前空氣壓力減低，伴有廢氣終結壓力同等的減低，因為廢氣是膨脹到這同一大氣壓力的。可見當增壓器中空氣預壓增加時，廢氣從氣缸排入大氣時的膨脹比也大致成比例增加。

膨脹功的增加，使廢氣的動能增大，也就是排出速度增大，因而廢氣噴射反力也增大。因為這個原故，以及由於這情形中飛機的速度比較高，傳動增壓器發動機中廢氣噴射的利用，所生效果比吸氣式發動機中大得多。這時與吸氣式發動機中一樣可以保持自由排氣，因而發動機的工作過程將不改變；可是大多數情形中，例如用減少廢氣排入大氣出口的通過截面等方法增加排出速度以及因而增加噴射反力，是顯得更加有利的。

利用廢氣噴射顯著增高飛行中發動機的功率及經濟度。可是在這一方面，這種發動機方案，特別是當在比較高的高度採用很強增壓的情形中，畢竟不是最有利的。所以傳動增壓器及利用廢氣噴射的加強式發動機，只在經濟度的問題沒有決定性意義的情形中，才在高度比較高的飛行中採用。

傳動增壓器及利用廢氣噴射發動機的經濟度之所以不大，是因為在實在的比較小的飛行速度時廢氣能量的利用很低。所以如果這能量比較完善地利用時，增壓器發動機的經濟度就可以大加改善。

爲了這目的而採用了廢氣渦輪，廢氣能量在渦輪中可以利用得比直接用廢氣噴射的情形充分些。廢氣渦輪發動機的可能方案有很多不同的種類，但是其中只有少數幾種到現在取得實際應用。

最簡單的方案,是渦輪用連續從排氣總管送出的廢氣工作,而排氣總管中維持高過外界壓力的定值壓力。氣體自排氣總管壓力至外間大氣壓力的膨脹,在渦輪中利用來取得渦輪軸上的功,這功消耗於轉動離心增壓器。通常離心增壓器與渦輪裝在同一根軸上,並且在構造上也互相聯合成一個組件,在航空技術中叫做渦輪壓氣機。

渦輪壓氣機發動機是可以沒有傳動增壓器的;但是這種方案有若干缺點(下面將討論到),所以實際上不採用。現在取得推廣的方案中,除了渦輪壓氣機之外,同時也裝有壓頭能力比較小的傳動增壓器;這時進入發動機的空氣起先在渦輪壓氣機增壓器中受壓,然後在傳動增壓器中受壓。

採用渦輪壓氣機使指示功率在增壓器上的消耗大大減省。結果是儘管由於排氣總管中壓力增高而工作過程變壞,發動機的有效功率及經濟度卻增大很多,這在需要空氣很強預壓的情形中特別如此。

採用渦輪壓氣機並不排斥利用廢氣噴射,因為渦輪後的廢氣仍然有很大的速度(有時並還有較高的壓力)。但是顯然這情形中利用廢氣噴射所給出在推進功率以及經濟度上的收穫,比只裝傳動增壓器的發動機少。

具有良好較高高度時經濟度的渦輪壓氣機發動機,在供高空遠程飛行用的飛機上取得廣泛推廣。

因為渦輪壓氣機的渦輪用從排氣總管送出的廢氣連續氣流工作,那末它們便可以叫做連續氣流渦輪。在這種渦輪中利用的氣體膨脹功,顯然是隨排氣總管壓力的增加而增大的;可是排氣總管壓力應該不超過氣缸進氣壓力的 0.80—0.90, 因為在相反情形中充填係數的降低及摩擦功率的增加就使有效功率減低很多。又因為排氣門打開時刻的氣缸內壓力超過進氣壓力好幾倍(4—5 倍),排氣總管中的必需具有相對比較低的壓力,使得廢氣膨脹功相當大的部份在流入排氣總管時幾

乎完全損失。可見採用連續氣流渦輪不能利用從氣缸壓力到外界壓力的所有廢氣膨脹功。

在這之外，在渦輪壓氣機中採用連續氣流渦輪，也並不能最大地利用從排氣總管壓力到外界壓力的廢氣膨脹功。這因為在這情形中渦輪發出的功率只能消耗在增壓器的功上；所以在廢氣膨脹能量在渦輪中取得功的、而且是取得剛才所說的在增壓器中壓縮空氣的功的、現時可能的利用程度之下，在渦輪中只能吸收所有廢氣膨脹功的一部份。其餘部份的功，用於增高廢氣的排出速度，而只能用來增加噴射反力。可是，前面說過，這情形所利用的廢氣膨脹功是很小的。

爲了在渦輪中最完善地利用可用的廢氣膨脹功，應該運用全部的實有壓力差。這情形中渦輪所發出的功率比增壓器所需要的多，因而多餘功率應該經過適當的傳動傳給曲軸，並且接着在螺槳的轉動中利用。這類傳動渦輪，適於與渦輪壓氣機連同應用，因為這可以使調節簡化。

傳動渦輪及渦輪壓氣機發動機的有效功率由下式表示

$$N_e = N_i + N_r - N_f - N_o, \quad (126)$$

式中 N_r ——傳動渦輪功率。因此這情形中有效功率的取得，不僅是氣缸內氣體所發出的指示功率的結果，而且也靠傳動渦輪的功率。與前面各種方案同樣地，利用廢氣噴射也達到一些推進功率的增加。

傳動渦輪及渦輪壓氣機發動機是最經濟的。所以它們的構造儘管相當複雜，但是在爲遠程飛行所設計的飛機上仍然可以取得廣泛的應用。

本書本篇的任務，是討論所有最通用方案的發動機的工作理論。雖然吸氣式發動機最簡單，但是比較便利地是起先熟悉比較一般性的傳動增壓器發動機的工作理論，而吸氣式發動機的理論作爲特殊情形從這裏引伸得出。

第二節 發動機根據功率隨高度變化的性質分類

前節中已經指出，當高度增加時，吸氣式發動機的有效功率迅速減少（大約每 5 千米減少一半）。這功率減少由大氣壓力的降落引起，因為大氣壓力降落使空氣消耗量、以及因而燃料燃燒所必需的氧氣消耗量都減低。

因為飛行高度增加時有效功率減少對於飛機飛行性能的影響很不好，所以從航空發展的初期就已經從事設法創作特殊種類的高空發動機，在昇到某種界限高度之前功率能夠不減少（或只略微減少），這種界限高度叫做發動機的設計高度或昇高度。與這種發動機不同的、當高度增加時功率不斷隨大氣壓力的降落而減少的發動機，叫做非高空發動機。

屬於非高空發動機的，主要是在所有高度都可以用全開節氣門工作的吸氣式發動機。也曾有個別情形裝出有增壓器的非高空發動機；這些發動機的增壓器的壓頭能力，無論在地面或在各種高度時都全部利用。

這些發動機沒有製作高空發動機所必需的、可以在高度增加時避免氧氣消耗量減少的裝置。

構造方面最簡便的在高空保持地面氧氣消耗量的方法，是在飛機上儲存氧氣補充供給發動機。但是這時高空的工作混氣中含氧的百分比增大，由於循環溫度增加及化學作用速度增高，這將與發動機的過熱以及爆震的出現相連。不僅這樣，氧氣消耗量比耗油量大 2.5—3.5 倍，因而得出不許可大的飛機上必需氧氣重量。由於這些缺點，這種類型的高空發動機在實際情況中不適用。

實際上只可能在隨着高度的增加保持空氣消耗量近似不變的條件下創作高空發動機。

最初在吸氣式發動機中的達到這個條件，是靠發動機在地面長時

間工作時用相當關小的節氣門發出必需的功率。隨着高度的增加,節氣門漸漸開大,這就避免由於外間大氣壓力降落而空氣消耗量減少。這時節氣門開大的程度隨着高度這樣變化,使得有效功率維持不變、並且等於地面工作時功率的值。

有效功率的保持不變,也只可能在節氣門正已經完全打開的高度之前。這高度也便是發動機的設計高度或昇高度。高度再上昇,就不能再由開大節氣門來補償空氣消耗量的減少,因而發動機功率開始按照與非高空發動機相同的規律減少。

因為這類發動機必須在地面時用相當關小的節氣門、也就是用較少的空氣消耗量發出所需要的功率,那末它們的氣缸尺寸,便得出比其他工作情況相同而在地面時具有同樣功率的非高空發動機大。所以這類高空發動機叫做尺寸式。

由於氣缸尺寸增大,超尺寸式發動機得出的重量,也比在地面時功率相同的非高空發動機大。隨着超尺寸式發動機昇高度的增加,由於在地面工作時節氣門打開的程度減小,這重量的差別也增大。實際上採用的超尺寸式發動機,昇高度不超過 2,500—3,000 米,例如 M-17 及 M-22 式發動機。這一類的高空發動機,現在已經完全不實用,而讓位給重量輕得多的增壓器發動機。

前面說過,增壓器發動機高空性能的達成,是靠不完全利用增壓器壓頭能力來取得在地面時所需要的增壓。隨着高度的增加,壓頭能力的利用也增加,這使外間大氣壓力儘管降落而氣缸進氣壓力維持不變。結果是儘管高度增加,發動機的空氣消耗量以及因而功率都不減少(或只略微減少)。

進氣壓力保持不變,也只在增壓器壓頭能力正已經完全利用的高度之前可能。這高度(當發動機設計轉速時)也叫做發動機的設計高度或昇高度。高度再增加時,外界壓力的減少就伴有氣缸進氣壓力的減低,因而發動機的功率開始降落。

應該指出,保持進氣壓力不變,使有效功率隨高度改變一些。爲了取得定值的功率,進氣壓力就必須改變一些,這可以藉適當的增壓器調節來達成。但是保持壓力不變簡化發動機的操縱,並且便於應用自動調節器,因而在使用上最方便。所以除了少數特殊例外,保持進氣壓力不變是一般通用的。

第八章 單速傳動增壓器發動機

第一節 小引。增壓器發動機理想循環

前面說過(第七章第一節),離心增壓器可以增加在地面時的氣缸進氣壓力,並且避免當高度增加時這壓力的降落。

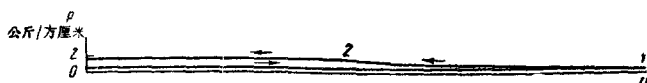
在地面時增高空氣壓力、也就是增壓,受到由於氣缸內氣體壓力增大而發動機力及熱載荷增加的限制。進氣壓力可以維持不變的界限高度——發動機的昇高度,受到實際增加增壓器的壓頭能力時所發生若干困難的限制。

增壓器的壓頭能力,由所謂空氣的增壓比來代表,增壓比是增壓器出口空氣壓力對它進口壓力的比。增壓比現時達到 4—5, 這使增壓壓力 2 公斤/方厘米可以一直維持到 6,000—7,000 米高度。

在增壓器發動機中,氣缸內工作過程的進行與增壓器的工作情況互有影響,並且都影響全發動機的性能。氣缸進氣壓力及溫度,以及空氣預壓所消耗的功,都依據增壓器;另一方面,氣缸內工作過程又預前決定着流經增壓器的空氣消耗量(通常等於流經各氣缸的總空氣消耗量),並且在大多數情形中也預前決定着增壓器的工作情況。這時得出的主要的、原理上的關係,可以從增壓器發動機理想循環(定比熱,指 1 公斤工質)的研究來確定。

這循環是把增壓器理想循環與理想化的充填及排氣過程以及氣缸內理想循環加攪的結果而得出的。

圖 132 示由開始壓力 $p_1 = 0.5$ 公斤/方厘米、開始溫度 $T_1 = 250^\circ$ 絕對溫度及增壓比 $\pi = \frac{p_2}{p_1} = 3$ 畫出的增壓器理想循環。這循環由三個過程組成:

圖 132. 增壓器理想循環。 $p_1=0.5$ 公斤/方厘米： $T_1=250^\circ$ 絕對溫度； $\pi=3$

(1) 空氣以定值壓力 p_1 進入增壓器，它的容積從零增大到 v_1 ，而溫度 T_1 保持不變；

(2) 空氣從壓力 p_1 壓縮到壓力 p_2 ，這壓縮在理想循環中當作是絕熱的；

(3) 空氣以壓力 p_2 從增壓器排出，這排出伴有增壓器中空氣容積在不變的溫度 $T_{2ад}$ 下從 $v_{2ад}$ 減少到零。

增壓器中空氣絕熱壓縮消耗功、即所謂全部絕熱壓縮功，以循環面積表示，因而等於

$$L_{адс} = L_{2-1ад} + L_2 - L_1,$$

式中 $L_{2-1ад}$ ——從壓力 p_1 到壓力 p_2 的絕熱壓縮功；

L_2 ——排出空氣所消耗的功；

L_1 ——空氣進入時得出的功。

利用已經知道的熱力學關係：

$$L_{2-1ад} = \frac{c_v}{A}(T_{2ад} - T_1),$$

$$L_2 = p_2 v_{2ад} = R T_{2ад},$$

$$L_1 = p_1 v_1 = R T_1$$

以及

$$\frac{c_p}{A} = \frac{c_v}{A} + R,$$

$$\text{得出 } L_{адс} = \frac{c_v}{A}(T_{2ад} - T_1) + R T_{2ад} - R T_1 = \frac{c_p}{A}(T_{2ад} - T_1). \quad (127)$$

因為

$$T_{2ад} = T_1 \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} = T_1 \pi^{\frac{k-1}{k}}, \quad (128)$$

那末

$$L_{адс} = \frac{c_p}{A} T_1 (\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1). \quad (129)$$