

高等学校教学用书

航空發動机自動裝置

B. A. 波德聶尔 著



高等教育出版社

U533.7
312

0027242

02729

高等学校教学用书



航空發動机自動裝置

B. A. 波德聶尔著
賀联奎 秦德榮譯



高等教育出版社

本書係根據蘇聯國立國防工業出版社 (Государственное издательство оборонной промышленности) 1952年所出版的波德森尔 (В. А. Боднер) 著 “航空發動機自動裝置” (Автоматика авиационных двигателей) 一書譯出。原書經蘇聯高等教育部審定為航空高等學校儀表專業教學參考書。

書中敘述航空發動機自動裝置的理論原理、構成原則與結構特徵，並說明這些裝置的參數對於調節過程動力學的影響。

本書除供航空高等學校學生作教學參考書外，也可以供給有興趣於航空發動機自動裝置方面問題的工程師和科學工作者使用。

本書中譯本的序及第一章至第五章由賀聯奎譯出，第六章至第十四章由秦德榮譯出；全書由林士謨參加校訂。

航空發動機自動裝置

B. A. 波德森尔著

賀聯奎 秦德榮譯

高等教育出版社出版

北京琉璃廠一七〇號

(北京市書刊出版業營業許可證出字第〇五四號)

新華印刷廠印刷 新華書店總經售

書號15010-173 開本 850×1168 1/32 印張 11 3/16 字數 258,000

一九五六年二月北京第一版

一九五七年二月北京第三次印刷

印數2,501-3,500 定價(10) 1.68

目 錄

序	7
緒 論	8
第 一 章 航空發動機的調節參數和自動裝置	10
§ 1.1. 對航空發動機調節和操縱系統的一般要求	10
§ 1.2. 活塞式航空發動機的調節參數和自動裝置	11
§ 1.3. 燃氣渦輪式發動機的調節參數和自動裝置	17
第 二 章 航空發動機自動裝置的理論基礎	22
§ 2.1. 概述	22
§ 2.2. 調節對象的一般性質	25
§ 2.3. 自動調節器的分類	30
§ 2.4. 被調節系統的結構略圖	33
§ 2.5. 被調節系統的元件和環節及其性質	37
§ 2.6. 被調節系統的微分方程式	44
§ 2.7. 線性被調節系統穩定性的分析法	48
§ 2.8. 關於被調節系統過渡過程的品質	59
第 三 章 航空發動機調節器和自動器的元件	65
§ 3.1. 概述	65
§ 3.2. 敏感元件	66
§ 3.3. 繼電-放大裝置	73
§ 3.4. 調節器的執行機構(隨動機)	79
§ 3.5. 穩定裝置	83
第 四 章 作為調節對象的活塞式航空發動機	92
§ 4.1. 概述	92
§ 4.2. 活塞式航空發動機工作過程的微分方程式	94
§ 4.3. 關於分別地討論航空發動機各系統內過程的可能性	97
第 五 章 活塞式航空發動機轉速自動調節器	99

§ 5.1. 概述	99
§ 5.2. 作为轉速方面調節对象的活塞式航空發動机	104
§ 5.3. 自動變距螺旋槳可能的調節方式	109
§ 5.4. 調節器的微分方程式	115
§ 5.5. 簡單的變距螺旋槳自動調節器	119
§ 5.6. 按照速度和加速度調節的變距螺旋槳自動調節器	132
§ 5.7. 裝有返饋聯動裝置的變距螺旋槳自動調節器	135
§ 5.8. 變距螺旋槳調節器某些種構造的說明	139
§ 5.9. 變距螺旋槳調節器參數的選擇	147
第 六 章 活塞式航空發動机增压自動調節器	152
§ 6.1. 概述	152
渦輪压气机的自動調節器	154
§ 6.2. 渦輪压气机調節器的特徵	154
§ 6.3. 作为調節对象的渦輪压气机	158
§ 6.4. 渦輪压气机可能的調節方式	165
§ 6.5. 渦輪压气机調節器的微分方程式	170
§ 6.6. 被調節系統穩定性的分析	173
§ 6.7. 渦輪压气机調節器構造及設計的說明	180
具有傳動式增压器的發動机增压自動調節器	186
§ 6.8. 傳動式增压器各調節器的特徵	186
§ 6.9. 作为調節对象的傳動式增压器	189
§ 6.10. 傳動式增压器可能的調節方式	193
§ 6.11. 由傳動式增压器及增压調節器所構成的調節系統穩定性的分析	194
增压器換速自動器	196
§ 6.12. 增压器換速自動器的特徵	196
§ 6.13. 增压器換速自動器可能的設計	199
第 七 章 活塞式航空發動机混合气成分自動調節器	202
§ 7.1. 概述	202
§ 7.2. 混合气成分对發動机工作状态的影響及可能的調節方法	206
§ 7.3. 汽化器自動調節器	209
§ 7.4. 直接噴油系統的自動調節器	213

第八章 活塞式航空發動機溫度自動調節器	218
§ 8.1. 概述	218
§ 8.2. 作為調節對象的航空發動機冷卻系統	221
§ 8.3. 溫度調節器可能的設計	224
§ 8.4. 溫度調節器的微分方程式	228
§ 8.5. 被調節的冷卻系統中各過程的分析	230
§ 8.6. 溫度調節器構造及設計的說明	236
第九章 活塞式航空發動機的自動裝置	242
§ 9.1. 概述	242
§ 9.2. 充填自動調節器	242
§ 9.3. 大馬力自動器	245
§ 9.4. 自動滅火器	246
第十章 作為調節對象的燃氣渦輪發動機調節系統的結構原理	252
§ 10.1. 概述	252
§ 10.2. 作為調節對象的渦輪噴氣式發動機的微分方程式	253
§ 10.3. 作為調節對象的渦輪螺旋槳式發動機的微分方程式	259
§ 10.4. 燃氣渦輪發動機可能的調節方法	264
§ 10.5. 燃氣渦輪式發動機各調節器的結構原理	267
§ 10.6. 燃氣渦輪發動機可能的調節系統	271
第十一章 燃氣渦輪式發動機的自動裝置	278
§ 11.1. 概述	278
§ 11.2. 渦輪噴氣式發動機的轉速調節器	280
§ 11.3. 燃氣渦輪式發動機的燃料流量調節器	288
§ 11.4. 燃氣渦輪式發動機的溫度調節器	298
§ 11.5. 渦輪螺旋槳式發動機轉速調節器	307
第十二章 燃氣渦輪式發動機調節系統的分析	311
§ 12.1. 概述	311
§ 12.2. 有轉速調節器的渦輪噴氣式發動機調節系統	311
§ 12.3. 有燃料流量調節器的渦輪噴氣式發動機調節系統	316
§ 12.4. 有變距螺旋槳調節器及燃料流量調節器的渦輪螺旋槳式發動機調節系統	317

§ 12.5. 具有变距螺旋桨調節器及溫度調節器的渦輪螺旋槳式發動機調節系統	323
§ 12.6. 有兩個轉速調節器及一個燃料流量調節器的渦輪螺旋槳式發動機調節系統	326
§ 12.7. 渦輪螺旋槳式發動機的聯動調節系統	327
第十三章 航空發動機的統一操縱系統	330
§ 13.1. 概述	330
§ 13.2. 統一操縱系統的基本結構原理	333
§ 13.3. 活塞式航空發動機的統一操縱系統	334
§ 13.4. 燃氣渦輪式發動機的統一操縱系統	337
第十四章 航空發動機的自動協調動作	340
§ 14.1. 概述	340
§ 14.2. 各協調參數的選定	342
§ 14.3. 航空發動機的協調系統及協調方法	343
§ 14.4. 轉速同步器	346
§ 14.5. 渦輪噴氣式發動機的推力同步器	350
參考書刊	353

序

本書討論了活塞式和燃气渦輪式航空發動機的自動裝置。著者考慮到，若沒有詳細明瞭對象的性質，就不可能創造出可工作的調節器，因而在本書中對作為調節對象的航空發動機及其系統給予了很大的注意。同時，除推導了相應的微分方程式外，尚列出了可決定作為調節對象的發動機各動力參數的關係式。

本書在討論航空發動機的自動裝置時，詳細地描述了調節器的構造原理和可能的設計，並分析了調節過程的動力學和調節器各參數對於該過程的影響這兩方面的主要問題。書中用來討論某一種類調節器的每一章末尾，均討論了現有的調節器的具體式樣。

航空發動機自動裝置尚未完全形成為一門科學的課程，因此寫本書時著者在材料的選擇、材料的系統化和敘述方面曾經遇到很多困難。本書為教學參考書，書中材料選擇的自由度和材料敘述的方法都受到限制，因為只能編入完全驗證過並已在實踐中證明為正確的材料。

航空發動機自動裝置方面的參考書刊列於書末。

著者深深感謝在評閱手稿時提出很多寶貴意見的彼得洛夫(Б. Н. Петров)教授、克拉索夫斯基(А. А. Красовский)副教授和技術科學候補博士哥節士門(В. Н. Готесман)這些寶貴的意見，著者在準備手稿付印時均已予以考慮。

緒 論

航空發動機的工作狀態，決定於多個相互關聯的參數，而且，只有在那些可以按照我們的願望而變化的主要狀態參數為已知時，方能給定和維持某一工作狀態。

這樣的一些參數將屬於主要狀態參數，即這些參數的變化將有效地影響着航空發動機工作狀態的改變。很明顯，每一種型式的航空發動機都有其本身的主要狀態參數。

發動機的功率(拉力)、經濟性、加速性、熱應力和動力應力在其他條件相同時，將決定於狀態參數的總和。結果，航空發動機工作狀態的給定，將歸結於各個狀態參數的給定，和這些參數在保證所需狀態時彼此間的配合。

航空發動機須在變化無常的外界條件下工作；因此它的工作狀態將不斷地改變。為了維持狀態不變或按照一定的規律改變狀態，飛行員應該控制航空發動機的操縱器官，或用另外一種說法，應該調節狀態參數。因為航空發動機操縱器官為數很多，所以用手操縱時，飛行員的注意力將被分散因而將有損於飛行員的基本職責。用手操縱工作狀態各參數尚有另一缺點，即必需狀態的選擇僅在各參數的正確配合下方為可能，而這種正確的配合只是有足夠經驗的飛行員才能執行。

為了免除飛行員的操縱職責，航空發動機應該裝有这样的附加裝置，即在沒有必要改變一個給定的狀態以前，這些裝置將自動地保持該給定的狀態。這樣的裝置稱為自動器(自動調節器、換速器、聯動保險裝置等)。有了自動器，飛行員便無須不斷地注意發動機的工作狀態。

但是，發動機上裝有自動調節器仍不能完全解除飛行員的操縱職責。飛行狀態改變時(如高度和飛行速度均改變的特技飛行等)，飛行

員必須藉助於調節器的再度調整以操縱工作狀態的各个參數。但是由於即使裝有自動器而操縱發動機的手柄數目仍減少得並不多(其原因在於:對於發動機的每一個狀態,調節器都需要一定的調整),所以完全可以看出自動器本身並不能根本上減輕操縱發動機的任务。

飛行狀態改變時,飛行員必須協調各个自動器的工作,以獲得所要求的航空發動機工作狀態。

將調節狀態用的所有各自動器的操縱作用予以強制協調,可能得到航空發動機操縱的完全自動化。可以藉助於各自動器之間運動學的(剛性的)或動力學的(可變的)聯繫來實現這一類的協調,協調的結果將保證發動機的幾個或全部狀態參數的單一操縱。在上述情形下,為了得到所需的發動機狀態(短時間加大功率的狀態、巡航狀態等),將控制手柄撥到相應的位置即可達到,並且手柄的不同位置將對應於不同的狀態參數,因而手柄的不同位置亦將對應於發動機的不同工作狀態。

在多發動機的飛機上發生了由於航空發動機必須協調工作而引起的附加問題。為了解決這些問題,通常須使用能保證各航空發動機協調工作並使這些發動機能得到協調操縱的自動裝置。

因此,現代化的航空發動機一般具有很多的自動裝置,而航空發動機的操縱却常常歸結於單一的手柄。自動裝置的利用顯著地使航空發動機的操縱變得容易,並且增加了航空發動機的可靠性與經濟性。

第一章 航空發動机的 調節參數和自動裝置

§ 1.1. 对航空發動机調節和操縱系統的一般要求

調節和操縱系統應該保證得以選擇一个航空發動机的最有效工作状态,亦即得到所需的功率(推力)、經濟性、加速性、熱应力和動力应力等。

對於所有各型航空發動机的調節和操縱系統的一般要求,計有下列數項:

1. 調節和操縱系統應該保證,从經濟性的觀點出發,可能在任何飛行狀況下選擇發動机的最有利状态。

2. 由於高速旋轉可能引起超过容許熱应力和動力应力的現象,因而招致發動机的損坏,所以在任何工作状态下,均应消除这种損坏的可能性;同時也不应容許發動机在不穩定状态下工作(脈衝噎气状态、火焰中断等)。

3. 調節系統應該促進發動机靜力特性的改善,或者在任何情形下不應該使靜力特性恶化。

4. 在調節和操縱系統內應該採用改善發動机加速性的裝置。

5. 为了簡化操縱,必須有單一的發動机控制手柄,或者,無論如何要有最少數目的控制手柄。在这种情况下,各調節因素間的聯繫应尽可能地可以变化,以便保證在所有飛行条件下。發動机均能最有利地工作。

6. 在裝有數个發動机的飛機上,應該保證所有發動机的協調工作和它們的協調操縱。

7. 調節和操縱系統的自動裝置應該構造簡單，在工作中不致停歇。

在以後的敘述中說明個別的自動裝置時，將指出在具體應用條件下，對這些裝置的各種特殊要求。

首先應該定出必須調節的各工作狀態參數，並討論那些用來達成所需調節的裝置。

我們將用航空發動機的基本特性：功率（推力）和單位燃料消耗量（經濟性）來估計它的最有利工作條件。很明顯，這些特性決定於工作狀態參數。通常，功率（推力）和單位燃料消耗量適宜數值的給定限制着工作狀態參數的選擇，而選擇的同時又須滿足一些其他要求（容許的熱應力和動力應力、壽命、經濟性、工作穩定性等等）。

§ 1.2. 活塞式航空發動機的調節參數和自動裝置

我們採取功率 N 和每一馬力小時的單位燃料消耗 C_e 作為帶有螺旋槳的活塞式航空發動機的主要特性。它們之所以被取為主要特性，首先是因為它們可以評定航空發動機的有效工作。功率和單位燃料消耗量與很多參數有關，特別是與增压壓力 p_k 、發動機旋轉速度 ω 、混合氣成分 α 、提前點火角度 ε 、冷卻液溫度（或氣缸頭溫度） ϑ 、滑油溫度 ϑ_m 、進入氣缸的空氣溫度 ϑ_k 等有關係：

$$N = N(p_k, \omega, \alpha, \varepsilon, \vartheta, \vartheta_m, \vartheta_k, \dots), \quad (1.1)$$

$$C_e = C_e(p_k, \omega, \alpha, \varepsilon, \vartheta, \vartheta_m, \vartheta_k, \dots). \quad (1.2)$$

航空發動機並不是在上述各參數的所有數值下均能有效且穩定地工作，而僅是在上述各參數有下列不等式所限制的某些數值時方可有效地工作：

$$\left. \begin{aligned} p'_k &< p_k < p''_k, \\ \omega' &< \omega < \omega'', \\ \alpha' &< \alpha < \alpha'', \\ \varepsilon' &< \varepsilon < \varepsilon'', \\ \vartheta' &< \vartheta < \vartheta'', \\ \vartheta'_m &< \vartheta_m < \vartheta''_m, \\ \vartheta'_k &< \vartheta_k < \vartheta''_k, \\ &\dots\dots\dots \\ &\dots\dots\dots \end{aligned} \right\} \cdot \quad (1.3)$$

不等式(1.3)內各參數的邊界值由動力應力和熱應力、經濟性、工作的穩定性等一類的因素決定。 N 和 C_e 的數值與很多在廣大範圍內變化的參數 $p_k, \omega, \alpha, \dots$ 有關，而上述參數僅在被不等式(1.3)所限定的範圍內方有一定的意義。

發動機狀態的選擇，就在於從(1.3)式範圍內給定這樣的參數值，以保證主要特性 N 和 C_e 具有適宜的數值，同時也要能夠滿足其他上述要求。特別是，在某些工作狀態參數下，功率和單位燃料消耗量是從極限條件來選擇的。為了獲得某一指定的狀態，在航空發動機上須加以輔助裝置，藉助於這些裝置，才可以適當地改變上述各參數。這種工作狀態參數的改變，即稱為航空發動機的調節。

保持工作狀態參數為常數，是航空發動機有效工作的基本條件。因此在以後的討論中我們將認為：對某一給定狀態而言，各參數應保持不變，而從一個狀態過渡到另一個狀態，則須用改變數個或全體參數的方法來完成。

現在來詳細討論各個工作狀態參數對活塞式航空發動機特性的影響。

進氣壓力和發動機的轉速對於功率和單位燃料消耗量都有很大的影響。除此以外，這些參數還在相當大的程度上決定着熱應力和動力

应力、爆震的傾向及發動機壽命等。

功率和單位燃料消耗量與增压壓力以及發動機轉速間的關係分別以圖 1.1 和圖 1.2 上的曲線表示。分析活塞式發動機的這些曲線，可以得出結論：功率與進氣壓力成正比地增加；單位燃料消耗量最初增加，以後則幾乎保持常數（圖 1.1）。同時當轉速增加後，功率最初增加，一直達到最大值，以後則漸降低；在同一時間內，單位燃料消耗量則一直在增加着（圖 1.2）。在高轉速下，功率的降低和單位燃料消耗量的劇烈增加與增压器的損失及摩擦損失的加大等有關。

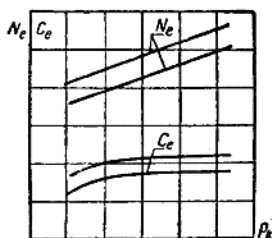


圖 1.1 功率和單位燃料消耗量與增压壓力間的關係。

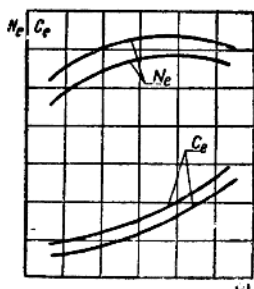


圖 1.2 功率和單位燃料消耗量與轉速間的關係。

航空發動機的給定功率可以在低轉速和高增压、或者在低增压和高轉速下得到。在各種 p_k 和 ω 的配合下，單位燃料消耗量 C_e 亦將不同，而最小的消耗量將適應於這些參數的完全確定數值，這些數值對不同的發動機而言也將是不同的。

參數 p_k 和 ω 上限數值的選擇，受着發動機的極限強度、爆震出現的可能性和所需經濟性數值的限制；下限數值則對應於功率不足、經濟性下降、不穩定的工作等現象。

這樣，對給定的狀態而言，轉速和增压壓力應該保持在一定的水平上，而從一個狀態過渡到另一狀態時，則應該適應於特性 N 和 C_e 的給定數值而改變這些參數。為了達到這個目的，凡現代活塞式航空發動

机上都裝有保持轉速和增压压力為常數、或按照一定規律使其改變的自動裝置。

允許在一定範圍內保持參數 ω 和 p_k 任意值的這類裝置即分別稱為轉速自動調節器和增压压力自動調節器。

進氣压力可操縱節氣門或改變增压器葉輪轉速使之改變。發動機的轉速可用改變發動機所發生的功率的方法，或用改變消耗在螺旋槳旋轉上所需功率的方法加以變化。後一種情形已得到廣泛的應用，螺旋槳所需功率的變化可用改變螺旋槳槳距的方法達到。

增压器所產生的增压压力，在不同的增压器葉輪轉速下，將有不同的數值。另一方面，有同一轉速下，增压压力將隨飛機的高度增加而降低。為了在飛行高度變化中得到同一的增压值，除了操縱節氣門外（在傳動式增压器中，可用增压調節器執行此種動作），還必須改變增压器葉輪的旋轉速度；否則在地面上的增压压力將遠超過所需的數值，這樣便必須大關節氣門，因而又關聯到損失的增加。為了達到給定的增压压力，可將增压器葉輪的轉速予以改變，同時速度應該不間斷地予以改變。在上述情形下，增压压力調節器和增压器葉輪速度調節器將組成一個共同的系統。如果增压器葉輪的速度僅能夠階段地予以改變（這

是裝有傳動式增压器的大多數活塞式發動機的特點），則應該採用增压器換速自動器。

進入發動機氣缸的混合氣的成分可決定發動機的經濟性、燃燒的完全程度，無爆震的工作和工作過程的穩定性。圖 1.3 上表示功率 N 和單位燃料消耗量 C_e 與說明混合氣成分的空氣剩餘係數 α 間的關係。從圖上的曲線，可以看出，函數 N 和 C_e 對於 α 的變化是有極限值

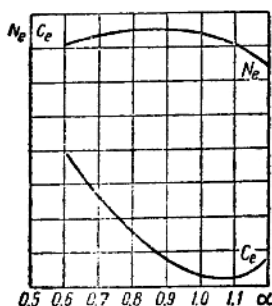


圖 1.3 功率和單位燃料消耗量與空氣剩餘係數間的關係。

的,但 C_e 的最小值並不與 N 的最大值重合。很明顯,在大馬力狀態下發動機應該以富油混合氣(小的 α 值)工作,而在巡航狀態下,則經常對應於貧油混合氣(大的 α 值)和經常小於 $N_{\text{最大}}$ 的巡航功率。由此可得出結論,即混合氣的成分應該隨發動機工作狀態的不同而有所不同。同時,在改變增压壓力和發動機的轉速時,混合氣的成分也不能保持不變。這樣,便產生了調節混合氣成分的必要性。為了上述目的,航空發動機須裝有混合氣成分自動調節器。

提前點火角 ε 的數值對發動機的功率和經濟性有重大的影響。從圖1.4可以看出,在提前點火角的某些數值下,特性 $N(\varepsilon)$ 和 $C_e(\varepsilon)$ 具有極限值,同時隨參數 p_h, ω 和 α 的改變,最有利的 ε 值亦將不同。 ε 值本身最有利的各數值須適應於參數 p_h, ω 和 α 的各種組合。這樣,也形成了調節提前點火角的必要性。為了這一目的,便須使用提前點火自動器。

活塞式發動機的熱力狀況可用冷卻液溫度(或氣缸頭溫度) ϑ 和滑油溫度 ϑ_m 予以說明。這些參數對摩擦功率的數值有影響,結果,對有效功率的數值和發動機的經濟性也產生了影響。

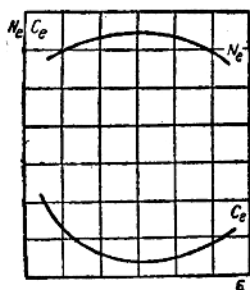


圖 1.4 功率和單位燃料消耗量與提前點火角的關係。

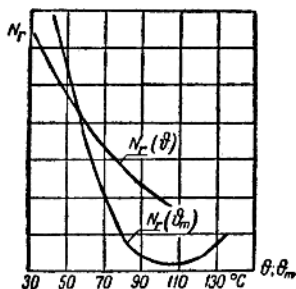


圖 1.5 摩擦功率和單位燃料消耗量與冷卻液和滑油溫度的關係。

摩擦功率 N_r 與溫度 ϑ 和 ϑ_m 間關係的特性曲線表示在圖1.5上。

很容易看出,溫度 ϑ 和 ϑ_m 的降低將使摩擦功率增大,从而使有效功率和發動機的經濟性下降。除此之外,在汽化器式發動機上有低值的溫度時,混合氣形成的條件惡化。溫度 ϑ 和 ϑ_m 數值的提高將招致發動機個別零件的過熱、氣缸壁上滑油稀薄甚至燃燒及摩擦增加等,亦即最終將使發動機功率和經濟性下降。

為了保證發動機的正常工​​作,溫度 ϑ 和 ϑ_m 應該保持在對應於最小摩擦功率的範圍內(圖 1.5); 這樣必須使用自動地將發動機溫度狀態保持在所需範圍內的自動裝置。因此,航空發動機應該裝置滑油溫度和冷卻液(或氣缸頭)溫度自動調節器。

在發動機大馬力工作條件下,以及在發動機其他使用情形中,例如從跑道不夠長的飛機場起飛時,將產生顯著地增加發動機功率的需要,要求使用所謂非常狀態以便達到上述的目的,在上述狀態下,發動機的功率將短時地遠遠超過正常和起飛功率。為了獲得非常狀態,須特別地提高增壓壓力,而為了消除此時爆震的發生,便必須向氣缸內噴水;由於噴水即可達到所謂內部冷卻。為了防止發動機的過載負荷,在戰鬥的非常狀態下的工作時間應該嚴格地予以限制,而噴水和增壓也不應該超過一定的限度。這樣,便必須有特殊的機構,以保證在大馬力狀態下向氣缸內噴水並限制壓力增高的數值和大馬力的時間。因之,航空發動機應該裝置與大馬力自動器相配合的噴水自動器。

這樣,活塞式航空發動機通常應該裝有下列各種自動裝置:

- 1) 航空發動機轉速自動調節器;
- 2) 增壓壓力自動調節器和增壓器換速自動器(用於傳動式增壓器);
- 3) 混合氣成分自動調節器;
- 4) 提前點火自動器;
- 5) 滑油溫度和冷卻液(或氣缸頭)溫度自動調節器;
- 6) 噴水自動器和大馬力自動器。