

噴氣式航空發動機

下 冊

陳壽祖編著

中國科學書儀器公司

出 版

AE. 6 噴氣式航空發動機(下冊)

新 定 價 ¥ 18,800

噴氣式航空發動機

下 冊

陳壽祖編著

中國科學圖書儀器公司

出 版

內 容 提 要

本書承上冊之後自第八章起至十四章止，敘述有關噴氣式航空發動機各部分的設計原理與應力分析，並及採用材料等有關事項。專列一章簡述近代透平噴氣式發動機的性能及構造。最後二章並述及火箭與衝壓式噴氣發動機的原理與性能。

本書可供大學航空系及機械系作為參攷用書，亦可備航空工廠的業務人員作為進修及研究之用。

噴 氣 式 航 空 發 動 機 (下 冊)

編 著 者 陳 壽 祖

出 版 者 中 國 科 學 圖 書 儀 器 公 司

上海延安中路 537 號 電話 64545

上海市書刊出版業營業許可證出〇二七號

經 售 者 新 華 書 店

★ 有 版 權 ★

AE. 6—0.15 224千字 開本：(762×1066) 1/32 印張：13.12

新定價 ¥ 18,800 1954年9月初版第1次印刷 1—1500

目 錄

第八章 燃燒與燃燒室設計原理..... 293-357

- | | |
|---------------------------------|------------------------|
| 8-1 燃燒..... 293 | 8-10 燃燒之極限條件..... 322 |
| 8-2 透平噴氣機採用之燃料..... 294 | 8-11 燃燒室之壓力損失..... 325 |
| 8-3 燃燒之剩餘空氣係數..... 296 | 8-12 燃燒室之要求..... 328 |
| 8-4 燃料之發熱值及化學能..... 298 | 8-13 燃燒室設計原則..... 331 |
| 8-5 燃燒溫度..... 303 | 8-14 筒狀燃燒室..... 336 |
| 8-6 反應過程燭之改變及平衡
常數..... 310 | 8-15 環狀燃燒室..... 338 |
| 8-7 剩餘空氣係數及燃燒效率
之測定..... 314 | 8-16 混合式燃燒室..... 340 |
| 8-8 燃燒室中之流速公式..... 318 | 8-17 噴油嘴之設計..... 342 |
| 8-9 滯流情況之油氣比..... 319 | 8-18 燃料系統概述..... 347 |
| | 8-19 露卡斯燃料系統..... 350 |
| | 8-20 普克斯燃料系統..... 355 |

第九章 燃氣透平原理與設計..... 358-416

- | | |
|--------------------------|-----------------------|
| 9-1 概論..... 358 | 9-9 自由旋渦原理..... 385 |
| 9-2 衝擊式透平效率及溫焓圖..... 359 | 9-10 真剖形原理..... 387 |
| 9-3 單排衝擊式透平理論..... 365 | 9-11 參變數關係..... 389 |
| 9-4 速率比與旋轉力矩之關係..... 369 | 9-12 修正因素..... 391 |
| 9-5 氣體通道之設計..... 373 | 9-13 衝擊式透平設計..... 394 |
| 9-6 多排衝擊式透平原理..... 375 | 9-14 反應式透平設計..... 406 |
| 9-7 反應式透平原理..... 379 | 9-15 透平間隙..... 415 |
| 9-8 透平級數..... 384 | |

第十章 旋轉部分應力分析..... 417-454

- | | |
|-------------------------|------------------------|
| 10-1 概論..... 417 | 10-7 彎曲應力..... 430 |
| 10-2 葉片應力分析..... 417 | 10-8 葉片之冷卻..... 431 |
| 10-3 葉片承受之離心應力..... 419 | 10-9 輪盤之離心應力..... 432 |
| 10-4 透平設計曲線..... 425 | 10-10 等應力輪盤..... 440 |
| 10-5 彎曲力矩..... 427 | 10-11 輪盤之飛裂速度..... 441 |
| 10-6 葉片之轉動慣量..... 429 | 10-12 輪盤之熱應力..... 442 |

10-13 透平軸與軸承之設計.....	446	10-14 葉輪與葉片之震動.....	448
----------------------	-----	---------------------	-----

第十一章 噴氣式發動機採用之材料..... 455-479

11-1 引言.....	455	11-7 影響高溫材料機械性質之 各種因素.....	465
11-2 鋁合金.....	455	11-8 現代燃氣透平採用之高溫 材料(英、美、德).....	467
11-3 鎂合金.....	458	11-9 非金屬耐熱材料.....	475
11-4 高溫材料之要求.....	459	11-10 高溫材料之加工.....	476
11-5 高溫合金原理.....	460		
11-6 高溫材料之機械性質試驗	463		

第十二章 近代透平噴氣式發動機性能及構造..... 480-524

12-1 引言.....	480	式噴氣機構造.....	504
12-2 德國噴氣式發動機性能..	480	12-8 英國 Python 透平螺旋槳 式噴氣機構造.....	509
12-3 德國 Jumo-004B 軸向壓 縮式噴氣機構造.....	482	12-9 英國 Theseus 透平螺旋 槳噴氣機構造.....	511
12-4 德國 BMW-003A 軸向壓 縮式噴氣機構造.....	495	12-10 美國噴氣式發動機性能及 構造.....	513
12-5 英國噴氣式發動機性能..	496	12-11 透平噴氣式發動機之試驗 及維護.....	519
12-6 英國 Nene-II 離心壓縮式 透平噴氣機構造.....	499		
12-7 英國 Goblin-II 離心壓縮			

第十三章 火箭..... 525-583

13-1 火箭之特點.....	525	13-11 推進劑消耗率.....	554
13-2 火箭之分類.....	526	13-12 火箭之特性速度.....	555
13-3 熱力學關係.....	528	13-13 火箭之理想飛行速度及總 效率.....	556
13-4 噴管任一切面處之氣體狀 態.....	532	13-14 火箭之垂直飛行.....	560
13-5 噴氣速度與流量.....	534	13-15 火箭之推進劑.....	564
13-6 火箭推力之計算.....	543	13-16 火箭之燃燒問題.....	571
13-7 噴管面積對推力之影響..	546	13-17 火箭之冷卻.....	572
13-8 推力係數.....	547	13-18 英國火箭概述.....	573
13-9 有效排氣速度.....	549	13-19 美國火箭概述.....	575
13-10 比衝量.....	552	13-20 德國火箭概述.....	576

第十四章 衝壓式噴氣發動機..... 584-610

- | | |
|----------------------------------|---------------------------------------|
| 14-1 衝壓式噴氣發動機特點.. 584 | 比..... 594 |
| 14-2 理想衝壓式發動機之噴氣
速度..... 585 | 14-8 衝壓式發動機之推進特性 595 |
| 14-3 推力及噴口面積與馬哈數
之關係..... 587 | 14-9 現代直接衝壓式發動機概
述..... 597 |
| 14-4 燃料消耗率..... 590 | 14-10 脈動式衝壓發動機之性能
分析..... 600 |
| 14-5 熱效率..... 591 | 14-10 德國 V--1 型飛彈構造及
性能介紹..... 606 |
| 14-6 激波之影響..... 591 | |
| 14-7 有激波存在時之噴口面積 | |

附 錄 英制、公制工程單位換算表..... 611-612

第八章

燃燒與燃燒室設計原理

8-1 燃燒 空氣經壓縮後壓力已有提高，以相當速度流入燃燒室，與高壓噴入之燃料混合劇烈燃燒。透平噴氣機燃燒室中之燃燒過程較任何一種加熱設備之燃燒為複雜且要求嚴格，因為：（一）燃料係在高速氣流中燃燒，必須反應速度極快否則將被吹熄。（二）為保證混合均勻反應迅速，燃燒室內必須有相當騷動，加之氣體與室壁之摩擦，與燃燒後流速之增加均將造成壓力損失，使燃燒不能保持理想之等壓過程將降低效率。為此燃燒室內之騷動情況及流速改變必須適當控制，避免壓力降低過多。（三）燃燒室內之燃燒係連續進行，且單位時間，單位體積內解放出之熱能極高，為防止室壁及透平葉片之燒燬必須有適當之冷卻及過量空氣之沖淡，但同時尚須照顧燃燒區域之溫度及油氣比應在燃燒極限範圍內，保證火焰之持續不致吹熄。基於以上原因，騷動氣流中之燃燒問題甚為複雜，一般燃燒室形狀、空氣進入方法、噴油點火方式應特殊設計，且多只能由實驗決定。

燃燒過程需時雖甚短但仍可分為二階段：（一）油料自噴咀噴出後，由於高壓噴射之霧化作用在氣流中形成極小之顆粒，迅速蒸發且開始部分氧化，此時溫度雖已達燃料之着火點並不立即着火，可視為燃料與空氣分子之組合醞釀階段，稱為燃燒之延遲時間。（二）俟燃料與空氣分子之組合醞釀完成，開始進行劇烈之化學反應，此段時間稱為反應時間，燃燒時間為延遲時間與反應時間之和。延

遲時間視油料性質、霧化程度、混合條件及燃燒區域之溫度壓力高低而定，一般炭氫化合物液體燃料在相同條件下燃燒之反應時間相差較微，但延遲時間相差頗大。點燃式內燃機⁽¹⁾中一般希望燃料之延遲時間愈長愈佳，俾已燃部分之燃波⁽²⁾向前推進時，未燃部分雖被壓縮，溫度壓力條件雖已達着火點，倘延遲時間甚長仍可不發生爆燃現象⁽³⁾；噴氣機之壓縮比較低，且係連續等壓燃燒不致發生爆燃，且要求燃燒時間短俾燃燒速度大於流速方不致吹熄，故可採用延遲時間短，抗爆性差之廉價燃料如煤油、柴油，就採用燃料之經濟性言此亦為透平噴氣機優點之一。

8-2 透平噴氣機採用之燃料 地面燃氣透平採用柴油甚至煤粉作燃料，但航空噴氣機上因考慮其起動性及高空工作平穩性多採用煤油作燃料，其具體要求為：

(一)單位體積之發熱量高：現代高速飛機上油箱佔用體積之大小對飛機空氣動力性質之影響較油料重量影響為大，故燃料之比重大而發熱量高者其容積熱值高適合於高速飛機採用。表(8-1)為幾種油料之比重及發熱值比較，由表上可見若可能採用重柴油或鍋爐油作燃料，其容積燃料消耗率以畧/小時計算，約可比現在採用之航空煤油減少 10%~15%，易言之即可節省油箱容積 10%~15%。惜此種重油需要較高之噴射壓力；其冰點均高於 -50°C 不合用於高空，其起動性不佳，需另外採用起動油料，增加燃料系統之複雜性，故現尚未採用。

(二)採用之燃料應有適當之揮發性保證起動容易高空工作平

(1) Spark-ignition Engines (2) Combustion Wave

(3) Detonation

表 8-1 燃料容積熱值比較

燃料名稱	比 重	低 熱 值		與 燃 油 比		與 100/130 號 汽 油 比	
		Btu/磅	Btu/加	每 磅	每 加	每 磅	每 加
100/130 號汽油	0.720	18,940	136,580	1.021	0.9081	1.0	1.0
石臘油	0.862	17,820	153,600	0.960	1.02	0.945	1.124
安全火油	0.750	18,820	141,160	1.014	0.9386	0.9936	1.034
航空煤油	0.771	18,740	144,460	1.009	0.9605	0.9891	1.058
燃油	0.810	18,560	150,390	1.000	1.0000	0.9802	1.101
瓦斯油	0.850	18,260	155,230	0.9836	1.032	0.9641	1.136
輕柴油	0.870	18,050	157,040	0.9722	1.044	0.9529	1.15
重柴油	0.910	17,980	163,630	0.9684	1.088	0.9492	1.198
鍋爐油	0.973	17,800	173,160	0.9585	1.1514	0.9395	1.268

穩，蒸氣壓力亦不宜過高，免在空中發生氣塞現象。某種航空煤油之揮發性試驗及萊德蒸氣壓力試驗結果如下表：

表 8-2 航空煤油之揮發性試驗

揮 發 點	始沸點	10%點	20%點	40%點	60%點	80%點	95%點	損失與 殘餘量
溫 度	270°F	350°F	375°F	410°F	440°F	470°F	520°F	<2.5%

溫 度 °F	40°F	60°F	80°F	100°F	140°F
萊德蒸氣壓力 ⁽¹⁾	1 磅/吋 ²	1.2 磅/吋 ²	1.5 磅/吋 ²	1.7 磅/吋 ²	3.7 磅/吋 ²

(三)採用之燃料應有適當之潤滑性，以防燃料泵之磨損。航空煤油之潤滑性較差，60cc. 燃料，溫度 100°F 時流過賽鮑黏性計時間數為 80~85 秒，因此一般規定在航空煤油中加 1% 滑油以增加其潤滑性。

(1) Reid Press.

(四)煤油之閃火點應低於 115°F 保證儲運安全。

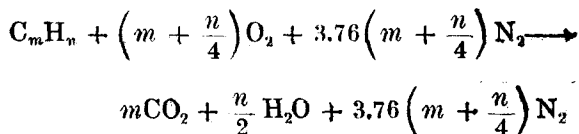
(五)水分及含硫量應低，水分低於 0.2% ，含硫量不超過 0.1% 。
煤油之吸濕性應小，防止在高空油濾發生冰封現象，產生空中停車。

(六)不含雜質，每 100cc. 含膠量小於 2mg. 防止噴咀堵塞。

(七)銅片試驗無反應。

8-3 燃燒之剩餘空氣係數 航空煤油之要求如上述，其成分實際上係多種液態碳氫化合物之滲合物，但為計算方便一般用十二烷 $\text{C}_{12}\text{H}_{26}$ 代表煤油，其碳氫百分比碳約佔 $84\% \sim 86\%$ ，氫佔 $14\% \sim 16\%$ 。發熱量為 18,500 英熱單位/磅或 150,000 英熱單位/加侖。

普通碳氫化合物之化學式可用 C_mH_n 表之，液體推進劑火箭有採用醇類作燃料者可以 $\text{C}_m\text{H}_n\text{O}$ 表之，此種化合物完全燃燒應依下列反應式進行：



反應式中之 3.76 乃空氣中氮與氧體積比（見表 2-3），在同一溫度壓力條件下乃可代表二者分子數目比，令 A_c 代表理論混合比，單位為磅空氣/磅油料：

$$A_c = \frac{4.76\left(m + \frac{n}{4}\right) \times 28.95}{12m + n} = \frac{34.32(4m + n)}{12m + n} \quad (8-1)$$

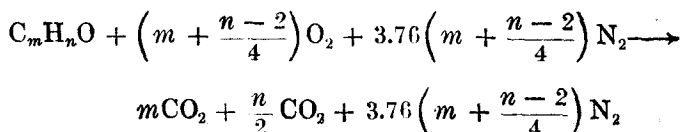
$$\text{令 } K = \text{燃料中之氫碳比} = \frac{\text{H}}{\text{C}} = \frac{n}{12m} \quad (8-2)$$

$$\text{因此 } A_c = 11.44 \frac{1 + 3K}{1 + K} = 11.44 (C + 3H) \quad (8-3)$$

H = 燃料中含氫之重量百分數 $= K(1 + K)$

C = 燃料中含碳之重量百分數 $= 1/(1 + K)$

若採用之燃料為醇類，化學式可寫為 C_mH_nO ，反應式乃為：



其理論混合比為

$$A_c = \frac{4.76 \left(m + \frac{n-2}{4}\right) \times 28.95}{12m + n + 16} = \frac{34.32(4m + n - 2)}{12m + n + 16}$$

$$= 11.44 \left[C + 3 \left(H - \frac{O}{8} \right) \right] \quad (8-4)$$

因燃料為幾種碳氫化合物滲合而成，令 $x_1, x_2, \dots$ 代表各種滲入化合物之體積百分比， $S_1, S_2, \dots$ 為各種滲入化合物之比重； A_1, A_2 為滲入化合物燃燒之理論混合比，則整個滲合燃料之有效混合比 A_e 可用下式求之：

$$A_e = \frac{x_1 S_1 A_1 + x_2 S_2 A_2 + \dots}{x_1 S_1 + x_2 S_2 + \dots} = \frac{\sum x S A}{\sum x S} \quad (8-5)$$

實際燃燒時不可能正好採用理論混合比，令 A_a 代表實際混合比，相當於第四章 4-8 節之 $1/q_f$ ，則混合氣強度可用下式表之：

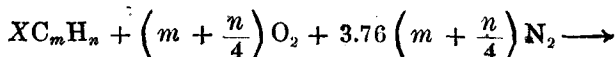
$$X = \frac{\text{理論混合比}}{\text{實際混合比}} = \frac{A_c}{A_a}$$

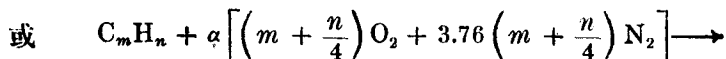
或

α = 剩餘空氣係數

$$= \frac{\text{實際混合比}}{\text{理論混合比}} = \frac{A_a}{A_c} = \frac{1}{X}$$

以上之化學反應式乃可寫為：





若 $X > 1$ 或 $\alpha < 1$ 表示實際混合比小於理論混合比，即實際空氣量小於理論空氣量稱為富油⁽¹⁾，一般點燃式汽油機多屬此種混合條件工作；倘 $X < 1$ 或 $\alpha > 1$ ，表示實際混合比大於理論混合比，即實際空氣量大於理論空氣量稱為貧油⁽²⁾，壓燃式柴油機及噴氣機多屬此種混合條件工作，因此汽油機上運用混合氣強度 X ，而噴氣機上運用剩餘空氣係數 α 作混合氣討論標準較為方便。噴氣機燃燒室中在燃燒區域 α 接近於一，俾保持較穩定之火焰，但就整個發動機言，則極端貧油 α 在 3.5~4.5 之間，即實際空氣量比理論空氣量約大 4 倍，因此本書四、五章直接以空氣作工作介質計算誤差不大。

8-4 燃料之發熱值及化學能 測定燃料發熱值之方法不同可分為等容熱值及等壓熱值兩種：

若燃料置於容積不變之測熱器中，與過量之氧燃燒，燃燒進行時所發出之熱使氣體溫度上昇，在測熱器外面連續以大量冷水流過，使生成氣體仍降至燃燒前溫度，則冷水帶走之熱除以燃料重量，稱為等容熱值以 Q_v 表之。根據能量方程式令

c_f = 燃料之化學能。

u_m = 燃燒前燃料與氧或空氣混合物內能之和，此值視試驗時之溫度 $t_1^\circ F$ 而定。

u_p = 燃燒後生成物內能之和，此時溫度與燃燒前混合氣之溫度相同，同為溫度 $t_1^\circ F$ 。

$Q_{v t_1}$ = 試驗溫度 $t_1^\circ F$ 燃料之等容熱值，此值視試驗溫度

(1) Rich Mixture

(2) lean Mixture

而定。

因此 $c_f + u_m = u_p + Q_{vt1}$

或 $c_f = Q_{vt1} + (u_p - u_m)_{t1}$ (8-6)

由上式乃可根據量出之等容熱值計算燃料之化學能。

第二種方法為等壓熱值之測定，燃料在測熱器中維持壓力不變，燃燒時氣體將膨脹做功，燃燒進行時外面仍以冷水流過使燃燒後溫度又恢復至燃燒前溫度，令

$$T = \text{試驗時之絕對溫度} = t_1^{\circ}\text{F} + 460$$

$$(Pv)_m = \text{燃燒前混合氣之流動功}$$

$$(Pv)_p = \text{燃燒後生成氣體之流動功}$$

$$H_m = \text{燃燒前混合氣之熱焓}$$

$$H_p = \text{燃燒後生成氣體之熱焓}$$

$$N_m = \text{燃燒前混合氣之分子數(莫耳數)}$$

$$N_p = \text{燃燒後生成氣體之分子數(莫耳數)}$$

$$\text{則 } c_f + u_m + \frac{1}{J} (Pv) = u_p + \frac{1}{J} (Pv)_p + Q_{pt1}$$

$$\text{或 } c_f = (H_p - H_m)_{t1} + Q_{pt1} \quad (8-7)$$

$$= Q_{pt1} + (u_p - u_m)_{t1} + 1.986 (N_p - N_m) T$$

由於測定方法不同，求出燃料之熱值亦異，等壓熱值與等容熱值之差為：

$$Q_p - Q_v = \frac{1}{J} [(Pv)_m - (Pv)_p] = 1.986 T (N_m - N_p) \quad (8-8)$$

故除非混合氣與生成氣體之分子數目相同， Q_p 與 Q_v 有相當差別。倘測定熱值時燃燒生成氣體中之水汽全部凝結者稱為高熱值；水汽仍為氣態存在者求出之熱值稱為低熱值。內燃機或噴氣機之排

氣過度甚高，水汽之潛熱(Latent Heat)不可能利用，因此採用低熱值算出之結果較合實際，令

$u_1, h_1 =$ 飽和水之內能及熱焓

$u_2, h_2 =$ 飽和水汽之內能及熱焓

$L_{vt} =$ 在溫度 t° 水之等容潛熱

$L_{pt} =$ 在溫度 t° 水之等壓潛熱 $= L_{vt} + GT$

$W_w =$ 每磅燃料所形成之水汽重量

$(Q_v)_L, (Q_p)_L =$ 燃料之等容低熱值及等壓低熱值

$(Q_v)_H, (Q_p)_H =$ 燃料之等容高熱值及等壓高熱值

因此

$$(Q_v)_L = (Q_v)_H - W_w(u_2 - u_1)_t = (Q_v)_H - W_w L_{vt} \quad (8-9)$$

$$(Q_p)_L = (Q_p)_H - W_w(h_2 - h_1)_t = (Q_p)_H - W_w L_{pt} \quad (8-10)$$

此外，燃料在液體狀態與在氣體狀態測定之熱值所獲結果亦不相等，因燃料本身蒸發亦須吸收一部分熱稱為燃料之潛熱以 L_f 表之，即燃料在氣體狀態測定之燃料熱值較燃料在液體狀態測定之熱值為高；噴氣機內燃料直接注入燃燒室，燃料在燃燒室中蒸發故其有效熱值略低，而採用汽化器之內燃機，燃料在文氏管以後之進氣導管中已全部蒸發，故在汽缸內燃燒之有效熱值略高。用公式表之二者關係為：

$$Q_L = Q_g - L_f$$

因此使用熱值時須注意係何種方法何種狀態測定之熱值方有意義；另外，內燃機及噴氣機中燃燒後氣體直接參加工作，故應以燃料之化學能計算氣體溫度及循環效率；外燃機如蒸汽機鍋爐中燃燒後氣體並不參加工作故只能以燃料熱值計算蒸汽溫度及循環效率。表 8-3 為幾種常用燃料之化學能，表中數值除以燃料分子

表 8-3 燃料之熱值及化學能 (燃料在液體狀態測定)

燃料	化學反應式	I_H Btu/莫耳 77°F	高熱值 77°F		化學能 Btu/莫耳
			Q_p	Q_v	
氧 O	$O = 0.5O_2$	—	—	—	105,833
氫氣 H_2	$H_2 + 0.5O_2 = H_2O$	—	—	—	10,700
一氧化氮 NO	$OH = 0.5H_2 + 0.5O_2$	—	—	—	38,746
氮 H	$NO = 0.5N_2 + 0.5O_2$	—	—	—	92,822
一氧化碳 CO	$H = 0.5H_2$	—	—	—	103,486
甲烷 CH_4	$CO + 0.5O_2 = CO_2$	—	122,963	121,365	121,181
乙烷 C_2H_6	$CH_4 + 2O_2 = CO_2 + 2H_2O$	—	121,721	121,188	345,214
乙炔 C_2H_2	$C_2H_4 + 3O_2 = 2CO_2 + 2H_2O$	—	383,022	380,891	569,298
乙醇 C_2H_5OH	$C_2H_6 + 3.5O_2 = 2CO_2 + 3H_2O$	—	607,104	604,973	614,866
甲醇 CH_3OH	$C_2H_5OH + 3O_2 = 2CO_2 + 3H_2O$	—	671,058	668,394	550,553
苯 C_6H_6	$CH_3OH + 1.5O_2 = CO_2 + 2H_2O$	18,216	606,704	604,072	291,374
正庚烷 C_7H_{16}	$C_6H_6 + 7.5O_2 = 6CO_2 + 3H_2O$	16,092	328,644	327,045	1,360,843
正辛烷 C_8H_{18}	$C_7H_{16} + 11O_2 = 7CO_2 + 8H_2O$	14,495	1,417,041	1,414,377	1,937,660
正十二烷 $C_{12}H_{26}$	$C_8H_{18} + 12.5O_2 = 8CO_2 + 9H_2O$	15,750	2,085,751	2,080,421	2,201,618
	$C_{12}H_{26} + 18.5O_2 = 12CO_2 + 13H_2O$	17,730	2,368,089	2,362,226	3,258,667
		23,000	3,498,659	3,490,664	

量即得每磅燃料之熱值及化學能，實用時取汽油每磅之化學能為 19,300 英熱單位/磅或 11,000 大卡/公斤，煤油之化學能為 18,500 英熱單位/磅或 10,500 大卡/公斤計算，不嚴格區別亦有統稱化學能為發熱值者：上表之熱值係高熱值，可將其換算成低熱值，用高熱值表出之化學能略高；關於各種氣體之內能見表 (8-4)，該表之最後一欄為 $Pv = GT$ ，因此將此溫度下之內能加此欄數字即得該溫度下之熱焓，各種中間溫度可用插值法求之。

【例一】試求 77°F 時汽油等壓高熱值與等容高熱值之差，並求 77°F 及 540°F 時氣態汽油之等容低熱值。已知 77°F 下水之潛熱為 1,050 英熱單位/磅 ($L_{P,70}$)。

【解】現代活塞式航空發動機及噴氣機上燃料均直接注入汽缸或燃燒室，故應計算液態燃料之發熱值，查表 8.3 氣態汽油之等壓高熱值為：

$$Q_{PL} = 2,368,089 \quad \text{英熱單位/磅莫耳}$$

汽油潛熱：

$$L_f = 17,730$$

液態汽油等壓高熱值：

$$Q_{PL} = 2,368,089 - 17,730 = 2,350,359 \quad \text{英熱單位/磅莫耳。}$$

因汽油係液態又係求高熱值故汽油及水之體積可略去，因此：

$$Q_{PL} - Q_{vL} = 1.986 \times 537 \times (12.5 - 8) = 4,800 \quad \text{英熱單位/磅莫耳}$$

液態汽油等容高熱值：

$$Q_{vL} = 2,350,359 - 4,800 = 2,345,559 \quad \text{英熱單位/磅莫耳}$$

求氣態汽油之低熱值：

$$\begin{aligned} (Q_v)_L &= (Q_v)_H - W_w L_{vT} \\ &= (Q_v)_H - W_w (L_{PT} - GT) \end{aligned}$$

77°F 時之氣態等容低熱值：

$$\begin{aligned} (Q_v)_L &= 2,362,226 - 9(18 \times 1,050 - 1.986 \times 537) \\ &= 2,201,720 \quad \text{英熱單位/磅莫耳} \end{aligned}$$