國立成功大學

航空太空工程研究所

碩士論文

# 一具微型渦輪發動機設計上的探討

**The Design and Discussion of a Micro Gas Turbine Engine**

研 究 生：李曜丞

指導教授：陳世雄

中華民國九十二年七月

國立成功大學航空太空工程研究所

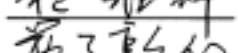
碩士論文

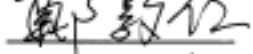
# 一具微型渦輪發動機設計上的探討

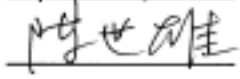
研究生：李曜丞

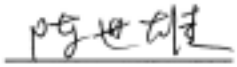
本論文業經由審查及口試合格特此證明

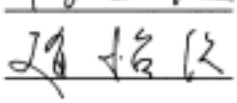
論文考試委員

賴維祥 

鄭敦仁 

陳世雄 

指導教授：陳世雄 

系（所）主管：趙怡欽 

中華民國九十二年七月二十九日

# 中文摘要

題　　目：一具微型渦輪發動機設計上的探討

研 究 生：李曜丞

指導教授：陳世雄

小型渦輪發動機除了可應用在無人駕駛飛機(UAV)的推進，亦可作為發電的用途，有可觀的發展空間。唯目前除了麻省理工學院以 MEMS 的技術製作的微型發動機外，一磅以下推力等級的微型渦輪發動機仍缺乏研究與實體產品。本研究嘗試以小型渦輪發動機的設計方法與理論基礎以及傳統的精密加工方式製作一個約拇指般大小的微型渦輪發動機。此微型渦輪發動機總尺寸為 4.76㎝ 長, 2.40㎝ 直徑, 轉速 300000rpm，設計推力等級為 100 公克。一個以量測其基本特性參數的小型測試台在本研究中也建立起來, 未來希望藉由量測的結果探討設計的準確度，作為未來發展與研究的參考。

# 第一章　緒論

## 1-1 前言

在目前已知的各式轉動機械中，一般認為，以渦輪發動機的效率較佳。 而隨著生活方式的多樣化與各種不同領域都朝微小化與輕量化、個人化的趨勢之下，如何將渦輪發動機微小化，便成為一個熱門的課題。

在市場需求上，微型渦輪發動機可概略分為發電與推進兩大市場。用於發電的微型渦輪發動機，在於提供輕便的供電系統，在軍事上或偏遠地區有其用處。推進方面，早已有國內外多家廠商在競爭模型飛機發動機的市場，如 AMT 、JET CAT、雷虎…等等，除此之外，在軍事上可做靶機的發動機，小型無人飛行器的發動機、巡弋飛彈、單兵隨身發電設備等都是軍事機構積極研究的重點。

在市場的帶動下，目前的微型渦輪發動機研究，推力範圍以幾磅到十幾磅為主，在更小的超微發動機，則推力只有幾公克，尚未有推力介於這兩個範圍之間的研究，見圖 1-1，但在市場的趨勢下，推力介於一磅以下、數公克以上的微型渦輪發動機，因其重量與體積都比現有市場的微型發動機小很多，再加上成本比超微發動機便宜非常

多，因此判斷將會是發動機研究的下一波重點目標。

## 1-2 微型發動機的分類與文獻回顧

粗略的將微型的渦輪發動機分為三種等級：

(1)10 磅推力級：

為推力大約 10 磅的發動機。自從在 1990 年製造出第一個微型發動機 JPX-T260P(推力 11 磅，長度 11.61in.，最高轉速 121800rpm)後，微型渦輪發動機的研究範圍就一直在推力大小為數磅至數十磅之間，可以運用在 UAV。在全世界，UAV 是目前發展的重點項目，而設計配合 UAV 所需的發動機，亦將為 UAV 發展中的要項。

在國內的發展方面,工研院與雷虎也相繼作出了推力約為 60 磅(見圖 1-2)與 15 磅的小發動機，並由清大蔣小偉教授在民國 90 年至 91 年間，主持 P-15 引擎的性能測試與研究。

(2)1 磅推力級：

推力為 1 磅等級的發動機。其設計的動機，亦為因應飛行物的小型化，而需要小型的高性能發動機。目前 M-DOT 公司與美軍合作，已經製作出一個 86 公克重，推力 1.4 磅的發動機：Microturbojet Engine，主要是配合軍事研究，見圖 1-3 到圖 1-5。

(3)克級推力發動機：

目前此類發動機，依賴微機電的技術生產，以由麻省理工學院(MIT)所研究出來的為首，直徑只有 1.2 公分，推力為 0.125Nt。其主要應用為發電，尤其是特殊的軍事裝備上，其重量輕、發電量較同體積電池大，是其最大優點，MIT 的超小型渦輪機最大發電量為 50W，但是發展的成本非常高，見圖 1-6、圖 1-7。

## 1-3 研究動機

目前推力低於 1 磅的發動機除了 MIT 的以微機電技術製造出來的

50W 渦輪機外，可說是不存在。微型渦輪機朝向微小化發展是必然的趨勢，但若小至必須以微機電的製程才能製造出來的渦輪機，其價格勢必相當昂貴，實際上介於 1 磅與克級推力之間的渦輪機仍有相當的應用範圍，例如可應用在更微型的 UAV，或電子設備供電用途上，而若能夠以傳統精密加工技術即達到此設計與製作的目的，則未來的微型渦輪機將有很大的發展空間。本研究即是嘗試將渦輪發動機微小化，至一個大拇指節的大小，探討其設計、製作的可行性。

## 1-4 內容概要

本研究主要是根據設計小型渦輪發動機的流程與經驗參數，設計製造一具推力為 100 公克的微型渦輪發動機，並以實驗測量微型發動機的基本性能參數以作為驗證，在第二章中說明設計流程所用的公式與參數，並計算出所需數值。第三章中說明微型渦輪發動機的實際製作與實驗方法。第四章探討量測的情況並作檢討。最後列出論文相關的參考文獻並將微型渦輪發動機的詳細設計圖置於附錄中以供利用。

# 第二章　渦輪發動機原理與設計流程

本研究將先依照小型渦輪發動機的設計經驗與流程，找出適當的數據來進行微型渦輪發動機的氣動力設計，並同時考慮材料的溫度與轉速限制，修改設計，並將發動機的大小限制在一定的範圍內，因此，在歸納可行性後，微型發動機的設計條件為：

(1)　尺寸：長度為 5 公分。

(2)　材料：304 不鏽鋼。

(3)　最高溫度限制：攝氏 600 度。

(4)　轉速：300000rpm。

(5)　壓縮比：2

(6)　推力：100 公克。

在上述諸條件下，因為考量到未來如果想將此微型渦輪發動機應用到其他實用的設備上，成本自然不能太高，因此採取以一般的 CNC 加工方式來製造，以壓低成本。在發動機製作完成後，將製作一個測試臺以進行下列的測量：

(1)　壓縮機後的壓力。

(2)　燃燒室後的溫度。

(3) 轉速。

(4) 推力。

將得到的性能曲線與性能特徵，與現有的小型渦輪發動機比較，以探討微型渦輪發動機的性能特徵，並研究實際值與理論值之間的差異。

本研究是將渦輪發動機做小型化的設計與製造，因此是以熱力學的布蘭登循環(Brayton Cycle)為主要性能的依據，參考其他小型渦輪發動機的實際經驗所提供的發動機各部分的效率範圍與加工材料的特性與限制，計算出微型渦輪發動機的各部分尺寸，再以實際加工的難易度作取捨，設計出微型渦輪發動機的各部分尺寸與形狀，將之加工組裝。

## 2-1 渦輪發動機原理

本研究的微型渦輪發動機是一具渦輪噴射發動機的微小化設計，採用離心式的壓縮機與渦輪和筒狀燃燒室，各部分元件的基本工作原理如下:

(1) 壓縮機(Compressor):

壓縮機藉渦輪的旋轉帶動而將外界氣體吸入發動機中,利用氣體流過壓縮機葉片的入口和出口的角度不同，以及速度不同，而產生角動量的變化及壓力的提升。多級的壓縮機產生的壓力也就越大。

(2) 擴壓葉片(Diffuser):

擴壓葉片置於壓縮機葉輪(impeller)的下游,他的設計主要是承接葉輪的氣流，並將氣流的速度降低，使氣流壓力(靜壓)提升，當進入燃燒室後易與燃料混合而燃燒。

(3) 燃燒室(Combustor):

燃燒室為將空氣與燃料混和燃燒處,混合氣體經過燃燒後體積膨脹，產生更大動力，以推動渦輪葉片，渦輪葉片轉動產生動能，以帶動壓縮機，額外的能量，則排出發動機外，對外界產生動力。

(4) 渦輪入口導葉片(Turbine Inlet Guide Vane):

渦輪入口導葉片位於燃燒室出口及渦輪上游，其功用為

將由燃燒室流出的熱空氣導入渦輪，它的設計需考慮到燃燒室出口氣流與渦輪入口氣流的銜接，它同時需承受發動機中最高的溫度，因此材料的選擇決定了發動機的最高溫度。

(5) 渦輪(Turbine):

燃燒室出來的熱空氣進入渦輪中，推動渦輪以帶動前端的壓縮機，壓縮機轉動而將冷空氣吸入，重複上述的循環；而氣流由渦輪流出後，有一定的速度，使發動機產生一定的推力。

(6) 噴嘴(Nozzle):

噴嘴位於渦輪的下游，也是發動機的最末端，利用噴嘴的形狀可調整由渦輪流出的氣流速度，因而提供所需的推力。

## 2-2 發動機設計

### 2-2-1 設計基本要求

如前文所述，以本研究的目的為原則，訂定了微型渦輪發動機的設計要求如下：

(1)大小: 拇指般(長度在 5cm 以內)

(2)加工方式:一般 CNC 加工

(3)低成本

(4)材料：不鏽鋼 304（工作溫度上限為攝氏 600 度）

(5)推力：100 克等級

### 2-2-2 性能設定

(1)壓縮比$\gamma_p$ ：

根據 Kamps[5]的經驗得到，壓縮機直徑為 66cm，轉速 99495rpm 的微型發動機的壓縮比為 1.898，而 MIT 的

microengine 壓縮比為 4。本研究中將微型渦輪發動機的壓縮比定為 2。

(2) 臨界轉速(critical rotational speed) $W_{cr}$：

轉動件的轉速決定在材料的限制、葉輪的半徑、軸的承受度。首先必須考慮材料在高轉速之下不會過熱，另外尚須考慮轉動件材料的強度及其所能承受的最高轉速。先求出各轉動件的臨界角速度(critical angular speed)：

(a)臨界轉速$W_C$(壓縮機)，$W_T$(渦輪):

因為壓縮機和渦輪的葉輪中心留有安裝軸承的孔洞，因此其剖面成環狀，則其臨界轉速為

$$W_C \text{ 或 } W_T = \sqrt{\frac{3EI}{m(1+C)C^2}}$$

其中

$E$：材料的彈性模數(modulus of elasticity of material)

鋼材的彈性模數為 $E_{steel} = 210\times10^9\ N/m^2$

$I = \left(d_o^{\,4} - d_i^{\,4}\right)\pi/64$：慣性矩(moment of inertia)

$d_o$：葉輪直徑

$d_i$:孔洞直徑

$C$:重心到第一個軸承的距離(distance from the wheel C.G to the first bearing)

$m$:葉輪的重量(wheel mass)

(b)轉軸(shaft)的臨界轉速$W_W$:

$$W_W = \frac{2.47}{l^2} d \sqrt{\frac{E}{\rho_s}}$$

其中

$d$:轉軸直徑

$l$ :軸承間的距離(bearing space)

$\rho_s$:轉軸材料的密度

(c)發動機臨界轉速$W_{cr}$:

$$\frac{1}{W_{cr}{}^2} = \frac{1}{W_C{}^2} + \frac{1}{W_T{}^2} + \frac{1}{W_W{}^2}$$

## 2-2-3 設計點計算

本研究的微型渦輪發動機基本上是一個縮小尺寸的渦輪噴射發動機，因此可以由布蘭登循環(Brayton Cycle)計算出發動機的設計點性能。將微型發動機的各部分元件以代號表示，如圖 2-1：

a：發動機外大氣環境，進氣道入口

1：壓縮機入口

2：壓縮機出口，燃燒室入口

3：燃燒室出口，渦輪入口

4：渦輪出口

5：排氣道出口

本研究的微型渦輪發動機將使用環境定義為在海平面，而空氣進入壓縮機之前的速度定為馬赫數 0.01，即：

h=0(sea level)
M=0.01

在海平面的大氣狀態：

$P_a$=1.01325 $bar$

$T_a$=288.15 $K$

$\rho_a$=1.225 $kg/m^3$

$a$=340.3 $m/s$

$c_p = 1.005\,kJ/(kg\cdot°C)$

$\gamma = 1.4$

又已知大型渦輪發動機各元件的效率約在 0.9 左右，但是小型渦輪發動機的效率卻只有約在 0.65 到 0.75 之間，本研究將壓縮機、渦輪與燃燒室的效率分別定為 0.75 與 0.7，機械的傳送效率定為 0.8，燃燒室的壓力損失定為 4%，整理如下：

壓縮比 $\gamma_p$：2

渦輪前端溫度(turbine inlet temperature) $T_3$：873K

壓縮機效率 $\eta_c$：0.75

渦輪效率 $\eta_t$：0.7

機械傳送效率 $\eta_m$：0.8

燃燒室效率 $\eta_b$：0.7

燃燒室壓力損失 $\Delta P_b$：10%

(1) 壓縮機出口處：

因為忽略進氣道，壓縮機入口靜壓 $P_1$ 與外界靜壓 $P_a$ 同，假設入口氣流速度為 $0.04M$，則由靜壓 $P_1$ 與入口速度 $C_a$ 可算出全壓 $P_{01}$：

$$P_{01} = P_1 + \rho \frac{C_{a1}^2}{2g}$$

$$= 1.01325 + 1.225 \times \frac{(0.04 \times 340.3)^2}{2 \times 980}$$

$$= 1.203\,(\text{bar})$$

同樣的可算出$T_{01}$：

$$T_{01} = T_a + \frac{C_a{}^2}{2c_p}$$

$$= 288.15 + \frac{(0.04 \times 340.3)^2}{2 \times 1.005}$$

$$= 380.33K$$

(2) 壓縮機出口處：

壓縮機出口處的壓力：

$$P_{02} = \left(\frac{P_{02}}{P_{01}}\right) P_{01} = 2 \times 1.203 = 2.406 \text{ (bar)}$$

另外，氣體經過壓縮機的溫度提升：

$$T_{02} - T_{01} = \frac{T_{01}}{\eta_c}\left[\left(\frac{P_{02}}{P_{01}}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1\right] = \frac{308.33}{0.75}\left[2^{1/3.5} - 1\right] = 90.04 \text{ (K)}$$

則可求出壓縮機後的氣體溫度：

$$T_{02} = T_{01} + 90.04 = 288.16 + 90.04 = 378.2 \text{ (K)}$$

(3) 渦輪入口：

若忽略燃料的質量，則由$W_t = W_c/\eta_m$可得氣體經過渦輪的溫度變化：

$$T_{03} - T_{04} = \frac{c_p(T_{02} - T_{01})}{c_{pg}\eta_m} = \frac{1.005 \times 90.04}{1.148 \times 0.8} = 98.5 \text{ (K)}$$

其中$c_{pg}$為燃氣和空氣混何的氣體比熱。

又，因為渦輪的材料為 304 不鏽鋼，工作的溫度上限為 600°C，即已知$T_{03} = 873K$，則可得氣體經過渦輪後的溫度：

$$T_{04} = T_{03} - 98.5 = 873 - 98.5 = 774.5 \text{ (K)}$$

當氣體經過燃燒室時，在理想狀況下會維持等壓，但實際狀況則是會有部分的壓力損失，因此，根據經驗值，將壓力損失定為 4%，所以燃燒室出口，亦即渦輪入口處的壓力為：

$$P_{03} = P_{02}\left(1 - \frac{\Delta P_b}{P_{02}}\right) = 2.406(1 - 0.1) = 2.165 \text{ (bar)}$$

(4)渦輪出口：

根據經驗，小型渦輪發動機的渦輪效率約在 0.65 到 0.75 之間，本研究將渦輪的效率定為 0.7，則可以算出渦輪出口的實際溫度：

$$T'_{04} = T_{03} - \frac{1}{\eta_t}(T_{03} - T_{04}) = 873 - \frac{98.5}{0.7} = 732.3 \text{ (K)}$$

而渦輪出口的壓力則為：

$$P_{04} = P_{03}\left(\frac{T'_{04}}{T_{03}}\right)^{\gamma/\gamma-1} = 2.165\left(\frac{732.3}{873}\right)^{4} = 1.07 \text{ (bar)}$$

整理以上所得設計點性能參數如下：

| | 溫度 T(K) | 全壓 P(bar) |
|---|---|---|
| 發動機外(a) | 288.15 | 1.01325 |
| 壓縮機出口(01) | 380.33 | 1.203 |
| 壓縮機出口(02) | 378.2 | 2.406 |
| 渦輪入口(03) | 873 | 2.165 |
| 渦輪出口(04) | 774.5 | 1.04 |

由以上的設計點計算結果，可以畫出設計點的 T-P 圖，見圖 2-2。

## 2-2-4 各部分元件設計

(1)壓縮機(Compressor)

壓縮機的半徑大小，除了受到設計上的尺寸限制要求，還要考慮到壓縮機出口與擴壓葉片(diffuser)之間相連結的流道形

狀是否流暢、寬度是否足夠，還要有足夠的空間埋入轉軸，最後還需考慮加工的問題，諸如:刀具是否能夠進入?加工件是否有餘處可供夾具固定?還得設計整體的加工順序是否可行。在考慮過上述各種問題後，嘗試以不同尺寸的外徑計算流體的速度是否超過臨界轉速，壓縮比是否超出熱力學的估算結果。在本研究根據前人的經驗將壓縮比$\gamma_p$定為 2，最大轉速$N$定為 300000rpm，壓縮機直徑$d_{C2}$定為 16mm，壓縮機內徑$d_{C1}$定為 4mm，即：

$\gamma_p$=2

$N$=300000rpm

$d_{C1}$=0.004m

$d_{C2}$=0.016m

可算出壓縮機出口的氣體切線速度$U_{C2}$：

$$U_{C2} = d_{C2} \times \pi \times N/60$$
$$= 0.016 \times \pi \times 300000/60$$
$$= 251.33(\text{m/s})$$

為了降低入口氣流速度，將壓縮機的入口面積涵蓋到整個葉片，則壓縮機入口面積$A_{C1}$：

$$A_{C1} = \pi \times \left(d_{C2}^2\right)/4$$

$$= 0.000201\left(m^2\right)$$

壓縮機出口面積 $A_{C2}$ ：

$$\begin{aligned} A_{C2} &= d_{C2} \times \pi \times b_C \\ &= 0.016 \times \pi \times 0.004 \\ &= 0.0002m^2 \end{aligned}$$

一般渦輪發動機一磅氣流約可產生 50lbf~100lbf 的推力，本研究定推力範圍為 100g，可反推氣體質流率，但因為渦輪尺寸微小，效率將不及其他傳統小型發動機高，所以將調整推力/氣流重量比為 30:1，因此可得氣體質流率為 $0.0033 {kg}/{s}$ 。

氣體流入速度：

$$\begin{aligned} C_{a1} &= \frac{\dot{m}}{\rho_1 A_1} \\ &= \frac{0.0033}{1.2 \times 0.000201} \\ &= 13.7\left({m}/{s}\right) \end{aligned}$$

壓縮機入口切線速度：

$$\begin{aligned} U_{C1} &= d_{C1} \times \pi \times N/60 \\ &= 0.004 \times \pi \times 300000/60 \\ &= 62.83({m}/{s}) \end{aligned}$$

為了提升壓力，擴壓葉片將採用前略式，假設壓縮機出口處切線速度與相對速度間的夾角為50°，見圖 3-5、附錄 4 與附錄 5。

(2)渦輪(Turbine)：

以不鏽鋼 304 為材料，渦輪葉片的最高承受溫度(max. turbine blade temperature) $T_{T_{MAX}}$ 和最大切線速度(max.peripheral speed)$U_{MAX}$：

$$T_{T_{MAX}} = 600°C$$

$$U_{MAX} = 250 \, m/s$$

渦輪的半徑尺寸需要考慮到整體發動機的尺寸限制，以及需保留容置入口導流葉片的空間，同時要注意此空間是否足夠使導流葉片的流道保持流暢，以利流體通過；在結構方面，還須注意保留足夠的空間以容納轉軸與軸承；此外還需要注意加工方面的問題，例如車床、銑床夾具的尺寸限制，渦輪外型與加工的順序關係。諸多考量後，定出一個最適合的尺寸。

將渦輪的入口與出口半徑分別定為：

$$d_{T1} = 10mm = 0.01m$$

$$d_{T2} = 4mm = 0.004m$$

所以入口與出口切線速度分別為：

$$U_{T1} = d_{T1} \times \pi \times N/60 = 157.08\left(m/s\right)$$

$$U_{T2} = d_{T2} \times \pi \times N/60 = 62.83\left(m/s\right)$$

而渦輪出口面積為：

$$A_{04} = \frac{\left(d_{T1}^2 - d_{T2}^2\right)\pi}{4} = 0.000066\left(m^2\right)$$

根據渦輪的半徑$d_{T2}$與已知的材料速度限制，可以求出渦輪的最大旋轉速度(max. rotational speed)$n_{MAX}$：

$$n_{MAX} = \frac{U_{MAX}}{d_{T2} \times \pi}$$

代入實際數據計算:

$$\begin{aligned} n_{MAX} &= \frac{U_{MAX}}{d_{T2} \times \pi} \\ &= \frac{250}{0.01 \times \pi} \\ &= 5305.16\, m/s \\ &= 318309.6 rpm \end{aligned}$$

所以定渦輪的轉速 300000rpm 應在極限之內。

渦輪是整體發動機中工作時需承受最高溫度的元件,此最高溫發生在燃燒室之後的渦輪進氣口，因此需要特別注意渦

輪的熱膨脹問題，以避免因為熱膨脹而發生渦輪卡住的情形。

發動機中各元件材料因受熱而膨脹增加的長度稱為熱膨脹(thermal expansion) $\Delta l$：

$$\Delta l = l \times \Delta T \times \alpha$$

其中對不鏽鋼而言，$\alpha_{steel} = 0.000012$。

因此在設計上，各受熱元件(熱段)的尺寸需要考慮到因熱膨脹而產生的問題，保留一個裕度，例如渦輪的設計直徑就需要將理想直徑值扣除直徑的熱膨脹值，保留熱膨脹的空間:

$$d_T = d_{T2} - \Delta d_T$$

實際上渦輪的效率會受到葉輪與外殼(casing)間的距離影響而有不同的變化，在此暫不考慮此效應對性能的影響，見圖 3-10 與附錄 10、附錄 11

(3)擴壓葉片(diffuser):

導流葉片需將氣體自壓縮機的出口導到燃燒室，為了加工方便，在此處將葉片設計為平板狀，見圖 3-5 與附錄 4、附錄 5。

(4)燃燒室(combustor):

氣體進入燃燒室後，必須和燃料充分混合燃燒，此外，需

避免熱點的產生或溫度不均勻的分布，因此燃燒室的幾何外型、尺寸大小與孔洞的大小與分佈，都會影響燃燒的效果，甚至可說會主宰發動機的整體性能。但是小型發動機的燃燒室設計與大型燃燒室的設計差異很大，如盧衍良[4]在碩士論文中提到，小型發動機的進氣係數$C_d$和大型發動機並不相同，因此在本研究中燃燒室的設計方式，以發動機的尺寸限制為依據，先將發動機中的轉動件和導流、結構件所需的空間扣除，剩下的空間均作為燃燒室的空間，但為避免過熱，燃燒室還是設計為區分成內筒及外筒，內外筒上鑽孔，除了使大部分的空氣能和燃料混合之外，還有部分的冷空氣能冷卻發動機的結構，以實驗的方式，測試發動機的整體性能來實證燃燒室的效率，見圖 3-6、圖 3-7、圖 3-8 與附錄 6、附錄 7。

(5)渦輪入口導葉片(turbine inlet guide vane):

本研究將渦輪入口導葉片設計為主要的支撐結構，同時導引燃燒室的氣流到渦輪，使渦輪的入口氣流與渦輪葉片形狀契合，見圖 3-9 與附錄 8、附錄 9。

由以上各項計算公式與經驗值，可以求出發動機各部分組件的幾何外型，但是除了幾何外型之外，還需考慮機構方面的問題，例如：(1)各部分組件的支撐構造(2)組裝順序(3)加工難易度(4)精密度(5)組合部分的強度等種種問題，經過反覆計算，才能折衷出較妥當的元件尺寸。

# 第三章 實驗方法與實驗設備

本研究將以實驗的方式證明一般小型渦輪發動機的設計方法是否能直接為微型渦輪發動機所引用，因此直接測量發動機的整體性能是對發動機的設計結果是否成功最直接也最嚴峻的判斷方法。

因為本研究的目的在於測試小型發動機的設計方式與經驗參數是否能直接應用到微型發動機，因此除了理論設計之外，尚需實際製作出一具微型渦輪發動機，加以測試其性能。所以本研究的實驗方面分為兩部分，一方面是發動機的製作，而另一方面是發動機的性能測試。

## 3-1 渦輪發動機製作

發動機的製作分成八部分：前外罩、壓縮機與軸、擴壓葉片與支架前段、燃燒室外筒、燃燒室內筒、渦輪入口導葉片與支架後段、渦輪、外罩，見圖 3-1。

(1)前罩。

前罩即發動機的外殼前段，屬於薄殼結構，是為求減輕發

動機的重量，但另一方面，因為前罩也支持擴壓葉片成為結構的一部分，所以厚度也不能太薄，本研究將外殼設計成0.75㎜的薄殼，見圖 3-2，又為了實驗上的安全考量，又另外製作一個實驗用的外殼，厚達0.5㎝。

(2)壓縮機與軸

壓縮機的尺寸經過氣動力的計算後,還要考慮結構與組裝上的問題，例如與軸承的接觸需保持不能同時接觸內外筒，否則軸承不能轉動，需留與轉軸的組裝空間，組合的順序，製作時是否能有空間使刀具加工，加工時的夾具問題。這些問題都會引響到壓縮機的設計。因此最後決定將壓縮機與軸一體成型，以減少結構的複雜性，見圖 3-3、圖 3-4。

(3)擴壓葉片與支架前段

擴壓葉片除了要考慮氣動力的計算結果外,因為此部份與發動機的支架結合，所以還要考慮到結構的強度是否足夠，組裝時的難易度和順序設計也應一併考慮，成品如圖 3-5。

(4)燃燒室內筒

內筒的設計如同外筒，要考慮結構的問題，在內筒的最後端再加了一環斜向的孔，使更多的冷空氣能夠由此進入到渦輪入口導葉片，確保材料溫度不會過高。見圖 3-6、圖 3-7。

(5)燃燒室外筒

除了幾何外型外，因為燃燒室也是薄殼結構，再加上要鑽孔，製作不易，還要考慮燃燒室外筒和發動機結構的固定問題，必須使燃燒室固定，不會因為高壓氣流的衝擊而晃動，而又盡量要保持流道暢通。完成品如圖 3-8。

(6)渦輪入口導葉片與支架後段

渦輪入口導葉片也是被設計成支架的另一部分，前後支架以螺紋互鎖，形成一個完整的結構，為發動機的骨幹；而後端的支架因為處於渦輪入口導葉片所在處，因此溫度相當高，設計上使此處的葉片較厚，以免過熱而崩壞。見圖 3-9。

(7)渦輪

渦輪的尺寸比壓縮機來得小，因此加工就是個問題，不能

設計到使刀具無法進入；而因為尺寸小，還要考慮到加工工作機的夾具是否能夾牢工件。設計上將渦輪背部鑽螺紋，使其和軸可結合，利用渦輪和壓縮機在工作時受力反向的特性，將渦輪規劃為螺帽的作用，將和軸固定，使整體發動機的結構不會脫出。見圖 3-10。

(8)外罩

外罩同樣的是薄殼結構,與前罩以螺紋互鎖而將整個發動機的結構包在裡面。見圖 3-9。但是考慮實驗有危險性，因此製作另一個實驗用的外殼，厚度為原來外殼的 5 倍，並在外殼上鑽一些洞，另做一些黃銅製的接頭鎖上這些洞，當作量測管線和燃料管的接頭，如圖 3-11、圖 3-12，稱之為實驗型外罩。

將各元件依照設計的組裝順序組裝，即如圖 3-13 到圖 3-16 所示之發動機全貌。

## 3-2　發動機性能測試設備

本研究的引擎性能測試即為將引擎置於測試台上點火試車，測量其推力、轉速、壓縮段後的壓力提升以及燃燒室的溫度。裝配圖見圖3-17。將各實驗設備分述如下：

### (1) 推力測試台

推力測試台的製作原則是使發動機在測試台上能自由的作單方向滑動，但側向滑動須受到限制，使發動機能將推力完全作用在正前方的推力量測設備上，因此必須保持水平，同時測試台需穩重，以當作其他管線的支架，另外因為實驗有爆炸的危險，測試台上需加裝防護牆等裝置。推力測試台的滑道見圖 3-18 與圖 3-19。

### (2) 起動氣源

因為發動機在一開始轉動時需要有起動氣源帶動，因此實驗時以空氣壓縮機將高壓氣體由發動機正面向壓縮機吹入，以轉動壓縮機，帶動發動機的轉動件以利氣體流通，再將燃氣由燃氣孔注入點火起動發動機，同時移走起動氣源。

### (3) 點火裝置

因為發動機的尺寸太小，不能直接安裝市售現有的點火器，因此將電子點火槍改裝為點火器，見圖 3-20，基本原理為將電池所提供的電壓增壓與增加頻率，利用兩電極間的電位差，產生電弧點火。

依照此原理，將兩電極分別安裝在燃料管的金屬頭和接頭螺絲上，兩者將保持絕緣，如圖 3-21 到圖 3-23，通電後將在燃料管的金屬頭和燃燒室內統之間產生電弧，點燃燃氣。電弧測試如圖 3-24。

### (4) 燃氣供應設備

實驗中的燃氣以家庭用的卡式瓦斯爐改裝為氣源供應器加裝逆止閥，避免氣體倒流；燃料則採用瓦斯當作燃氣。以瓦斯點火器的銅製噴嘴改裝為燃料噴嘴，再以接頭固定在發動機上，如圖 3-23 和圖 3-24。燃氣噴嘴共三個，分別以 120 度相隔，燃氣接頭裝配如圖 3-25 及圖 3-26。

### (5) 推力量測

推力量測方式是以電子秤為主要量測工具，但由於施力方向

的不同，在測試台上加裝一個推力桿，利用槓桿原理，使發動機的水平推力轉換為對電子秤的垂直推力，如圖 3-27 示意圖和圖 3-28 實際設備照片。

### (6) 轉速量測

在轉速的量測方面，原本想要以閃頻儀量測發動機的轉速，但是若要使用閃頻儀，則轉速必須相當固定，而且使用者必須靠近發動機，不但會阻擋到起動氣源，而且也比較危險。

因此本研究自製一組紅外線發射-接收器，可發射與接收紅外線。在發動機的壓縮機葉片上貼一反光片，當紅外線照射到反光片而再被接收時，接收器會產生電壓，經過數位/類比轉換卡(A/D 卡)，將數位電壓轉換成類比訊號，可以顯示在 pc 上，經過校正後，可得知相對的轉速。

### (7) 溫度量測

溫度的量測採用 K-type 的熱電偶，以電子溫度計測量。K-type 的熱電偶可耐溫度達攝氏 800 度，外層有白金保護套，避免熱電偶燒毀，如圖 3-29 和圖 3-30。可直接由電子溫度計所測到的讀數得知溫度，但在使用前要做校正實驗，以冰水和溫度計

校正電子溫度計的讀數，並將溫度漸漸提升，可測得熱電偶的特性曲線，以利校正。

### (8) 壓力量測

將壓縮機後的氣體一部分以管線導出發動機外，如圖 3-31，連接壓力計，測量壓縮段後的壓力。

## 3-3 實驗步驟

因為本研究要把微渦輪發動機置於測試台上點火發動，再量測其推力、轉速、壓縮段後的壓力提升以及燃燒室的溫度，實驗的步驟如下：

1、以氣槍將空氣壓縮機內的壓縮空氣噴向發動機的壓縮葉片使之轉動。

2、按下點火器產生電弧。

3、打開燃料閥使燃氣進入燃燒室燃燒，發動機開始運轉。

4、測量推力、轉速、壓縮機後的壓力、燃燒室的溫度。

# 第四章 結果與討論

根據上一章的實驗步驟進行實驗，發現以起動氣源帶動壓縮機後發動機並沒有自行運轉，原因可以分成幾部分來探討。

## 4-1 燃燒：

測量燃燒室中的溫度，可發現在點火後燃燒室的溫度確實有升高，而此溫度的變化量比只有點火使電弧發生而沒有加入燃料時還要高，整理如下：

| 狀態 | 溫度(攝氏) |
|---|---|
| 點火前 | 20 |
| 點火後 | 103 |
| 點火但不加燃料 | 72 |

由以上的實驗結果可以推論，在燃燒室中應該有發生燃燒，但是發動機並沒有轉動，可能的原因有三：

(1) 空氣不足。

因為壓縮機在以氣源推動後，氣源即移開，壓縮機轉速會減慢，使空氣進入量少，造成氣/油比不足，不易燃燒；而過量的燃氣在燃燒室內累積，並不會爆炸，但不易燃燒。

(2) 燃料不足。

原本使用的燃氣管因為過細，並沒有裝上流量計，因此實際的流量並無法得知。以直接點火的方式檢查燃料管的供氣狀況，發現在燃燒室外，前端直徑大的燃氣管可以直接將燃料點燃，表示有燃氣到達，但是末端的燃氣管雖也有火焰，但比較小，所以有可能因為燃氣流量過低，瓦斯以飄散的方式溢出，燃燒室壓力未建立，使燃燒困難。

由以上兩點推論與實驗結果可知，即使有燃燒，也可能僅有小火焰，所以燃燒室的溫度會比只有電弧產生所造成的溫度還高，因此無法得到足夠的能量來推動渦輪使發動機運轉。

## 4-2 摩擦力：

在設計渦輪發動機時，並沒有將軸承的摩擦力大小估計進去，僅將摩擦力所造成的損失歸在發動機轉軸的機械傳動效率問題內估算而已，因此，有可能是摩擦力大於氣體推動渦輪的力量，使渦輪無法轉動。

## 4-3 經驗值有待修正：

因為並沒有製造一百克等級微渦輪發動機的經驗值可供參考，因此很多經驗值都採用小型渦輪發動機的數值，如前所述：

壓縮比$\gamma_p$　：2

壓縮機效率$\eta_c$：0.75

渦輪效率$\eta_t$：0.7

機械傳送效率$\eta_m$：0.8

燃燒室效率$\eta_b$：0.7

燃燒室壓力損失$\Delta P_b$：4%

因此，有可能將微型發動機的效率估計得太高，未來將作更仔細的估算與評估。

# 第五章 結論

## 5-1 結論

本研究的目的是以實驗的方式去設計與製作一具微型(一百公克級)渦輪發動機。先按照小型發動機的設計方法去設計並製造一具微型發動機實體，再藉由測量其推力、壓力、溫度和轉速來判斷性能是否達到要求。得到以下的結論：

(1) 由布蘭登循環計算發動機的設計點特性。

(2) 本渦輪發動機為 10 磅級渦輪發動機的縮小化設計，設計的步驟與方法均類似，唯有在效率上有些微的調整。

(3) 實體渦輪發動機的各組成元件均以傳統精密加工方法為之，最後組成一具完整的渦輪發動機，長度 4.76 公分，直徑 2.4 公分，重量約 80 公克。

(4) 量測其基本性能，如推力、壓力、溫度、轉速等的測試平

台依據需求而建立。

(5) 初步的測試並未順利運轉，估計與油/氣比、摩擦力、設計參數的訂定有關係，仍有待進一步研究探討。

## 5-2 未來工作

本研究目前只做到了利用一般十磅級小型渦輪發動機的設計經驗去設計、製造一個微型的渦輪發動機，也嘗試量測此發動機的整體基本性能，如何順利運轉並量取其基本性能參數仍有待努力，未來還可以針對許多方面去進行研究：

（1）各元件的效率量測。

（2）各元件的效率匹配。

（3）微型燃燒室中的燃燒現象。

（4）微渦輪發動機的油耗比、推重比、壓縮比、壓力-流量…等等性能的測量與探討。

除了以上種種探討之外，還可以針對各元件作深入的研究，累積可靠的經驗數值，才能慢慢的將微型發動機的設計發展到較成熟的地步。

# 參考文獻


[1] Zurita-Ugalde, V., Gomez-Mancilla, J. C., and Garcia-Cristiano, F., "A Simple Method for Geometry Definition of Radial Compressor," *International Journal of Turbo and Jet Engines*, vol.18, pp.31-36, 2001.

[2] Kong, C., "A Study on Straight Flow Annular Combustor for Small Scale Turbojet Engine," *International Journal of Turbo and Jet Engines*, vol.18, pp.157-167, 2001.

[3] 施尚融,"葉頂間隙對壓縮機性能之影響," 國立成功大學航空太空工程學系碩士論文, 2002.

[4] 盧衍良,"燃氣渦輪引擎燃燒室進氣孔之進氣特性研究," 國立成功大學航空太空工程學系碩士論文, 1999。

[5] Kamps, T., *Model Jet Engine*, Traplet, UK, 1995.

[6] Schreckling, K., *Gas Turbines for Model Aircraft*, Traplet, UK, 1994.

[7] 廖祿甫, "The Effect of Volute on the Performance of Radial Flow Pumps," 國立成功大學航空太空工程學系碩士論文, 1997.

[8] 熊道邦,"微型渦輪引擎環狀燃燒室流場與性能測試," 國立成功大學航空太空工程學系碩士論文, 1996.

[9] Epstein, A. H. et al, “The MIT Microengine Project,” *AIAA Paper* , MA 02139, 1997.

[10] DeCourtye, D., Sen, M., and Gad-el-Hak, M., “Analysis of Viscous Micropumps and Microturbines,” *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, vol.10 , pp. 13-25, 1998.

[11] Liu, F., and Sirignano, W. A., “Turbojet and Turbofan Engine Performance Increase Through Turbine Burners,” *Journal of Propulsion and Power*, vol.17, NO.3, May-June, 2001.

[12] Tsai, B. J., Chang, C. Y., and Ho, W. C., “Overall Performance Measurements of Annular Combustors Used in P-60 Miniature Turbojet Engine,” *International Journal of Turbo and Jet Engines*, vol.18, pp. 133-143, 2001.

[13] 彭信燕、林彰廷、盧申泰, “烏賊計畫,” 國立成功大學航空太空工程學系航太實作專題報告, 2001.

[14] 程嘉垕, 噴射燃氣輪機導論, 東華書局, 台北, 1987.

[15] 彭津谈、劉剛, 航空燃氣輪機原理, 國防工業出版社, 北京, 2000.

[16] 傅鶴齡, 航空發動機原理與裝修, 大中國圖書公司, 1978.

[17] 馬承九, 氣輪及汽輪機械, 國立編譯館, 台北, 1973.

[18]蔣小偉, “超小型噴射引擎之測試與分析研究,” 行政院國家科學委員會專題研究計畫成果報告, 2002.NSC90-2212-E-007-100, 2001。

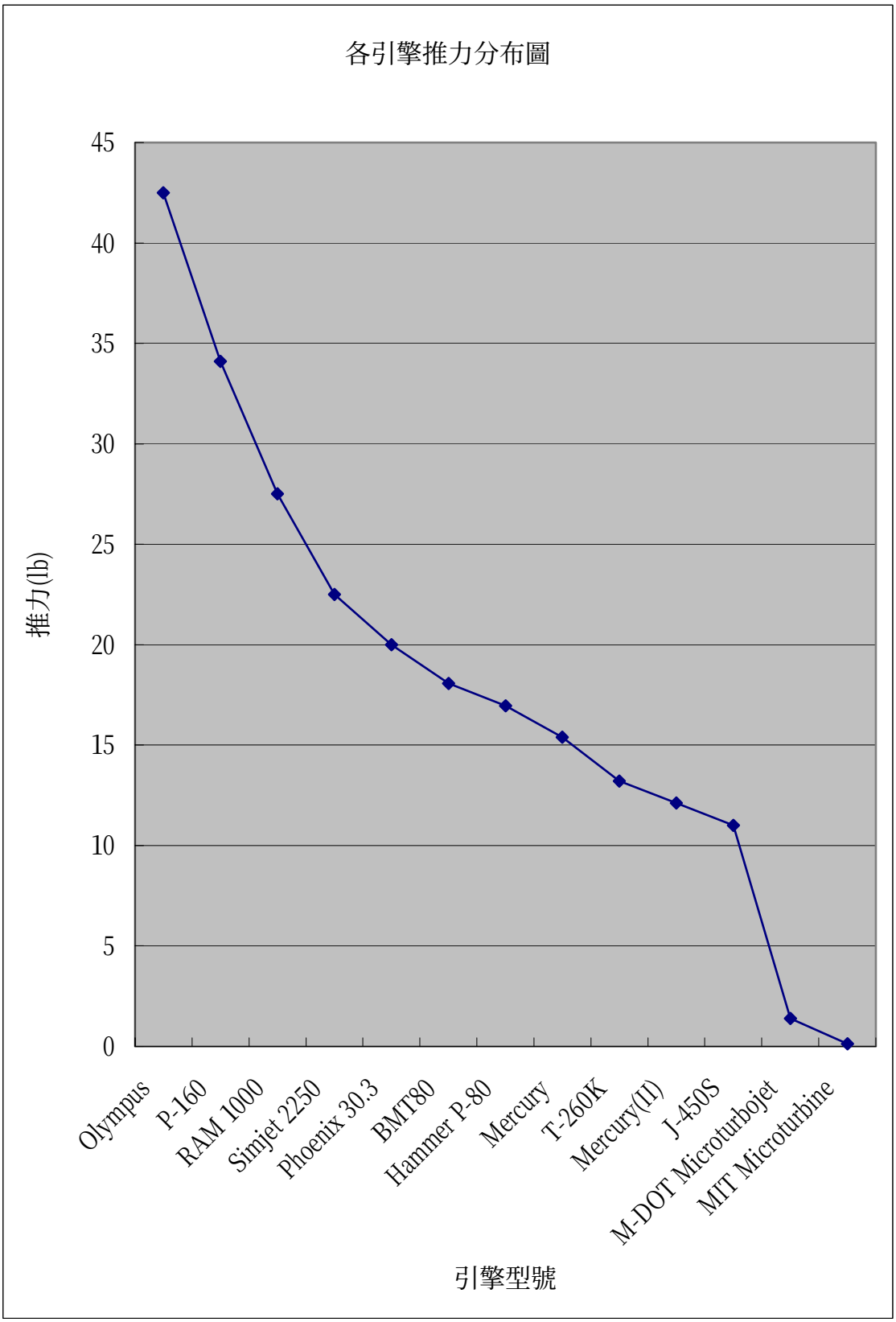



圖 1-1 各種微型渦輪發動機推力分布圖



圖 1-2 工研院的 P-60

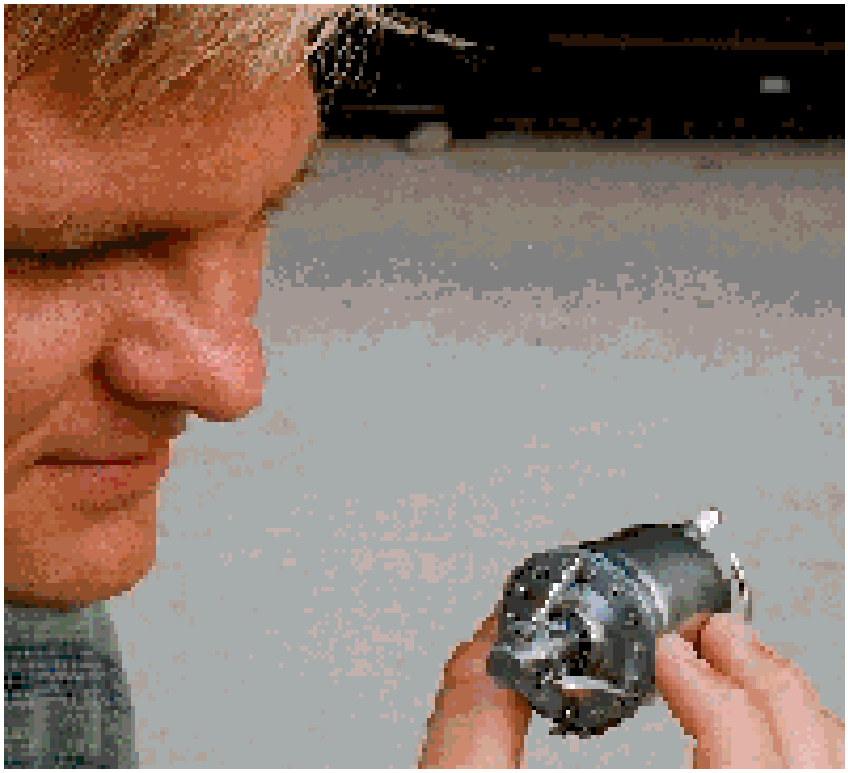


圖 1-3 M-DOT Microturbojet Engine 的外觀

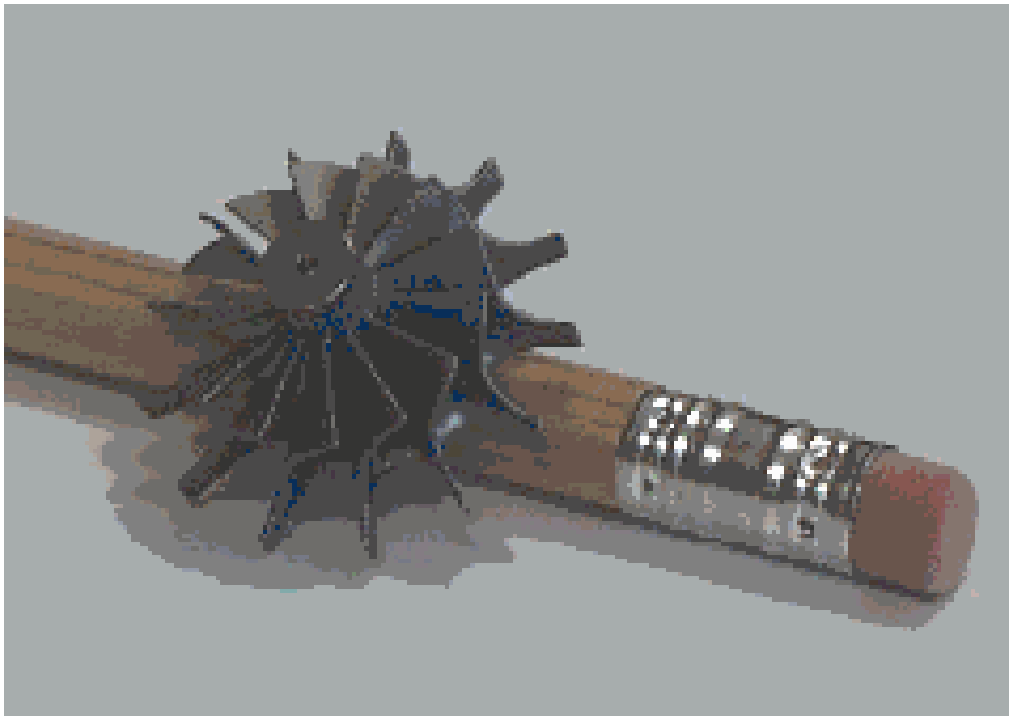


圖 1-4　M-DOT Microturbojet Engine 的離心式壓縮機

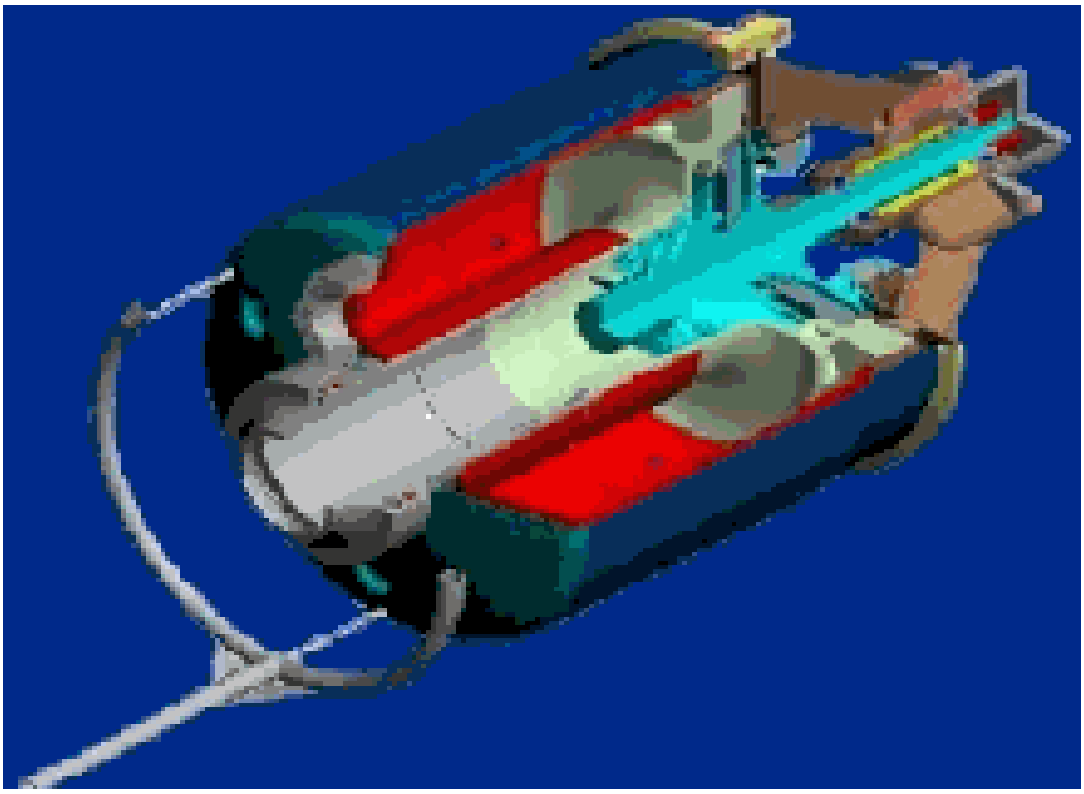


圖 1-5 M-DOT Microturbojet Engine 的剖視圖

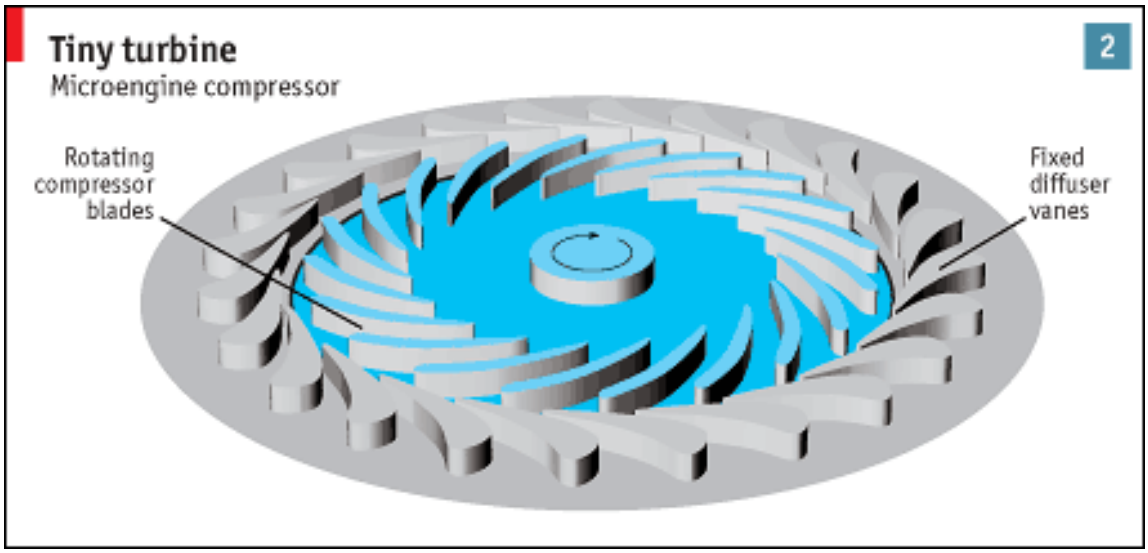



圖 1-6 MIT 的超微型渦輪立體剖面圖

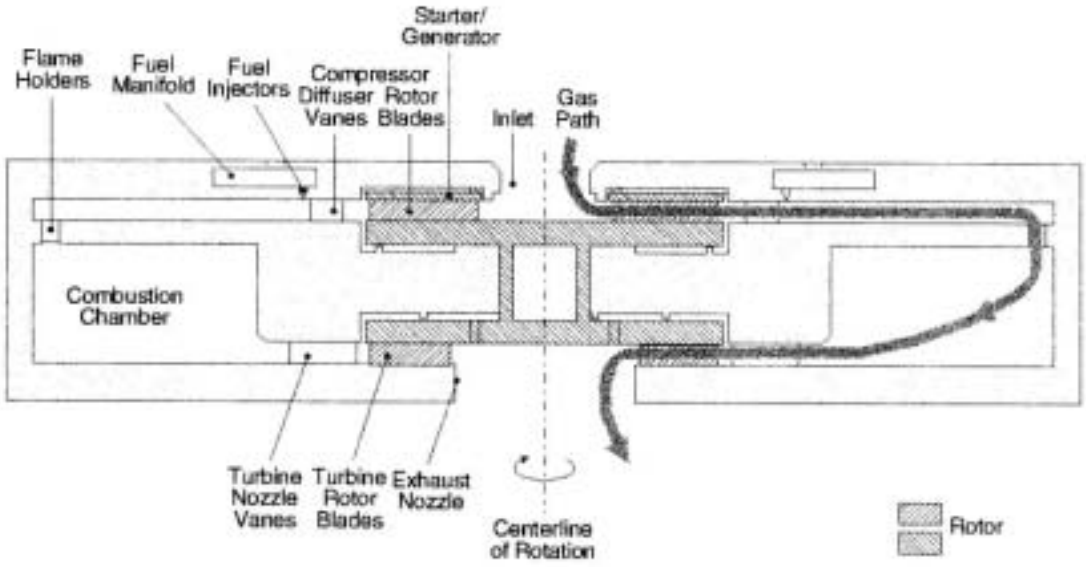



Fig. 1: Micro gas turbine generator cross-section.



圖 1-7 MIT 的超微型渦輪剖面圖

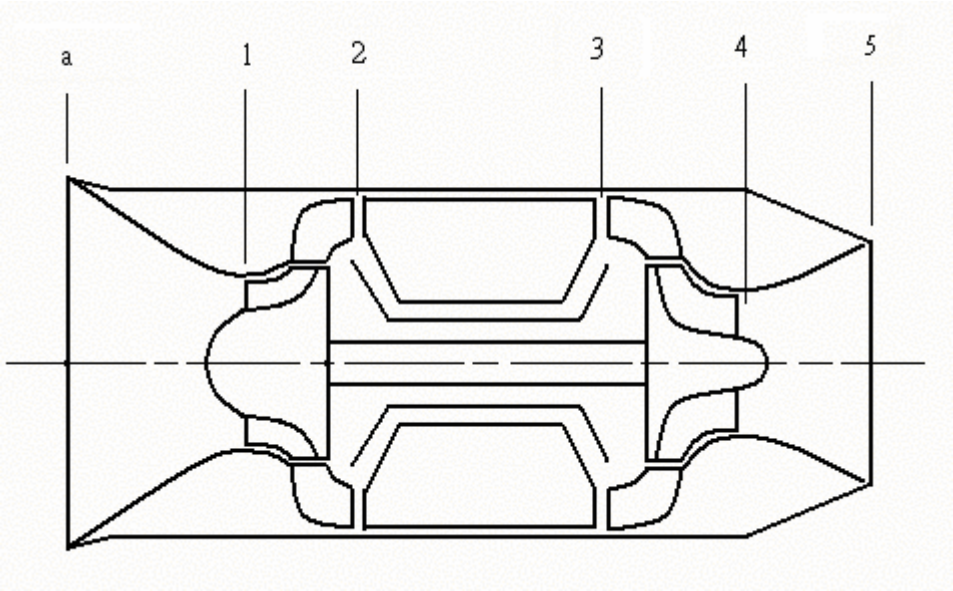



圖 2-1 微型渦輪發動機各部分元件代號圖

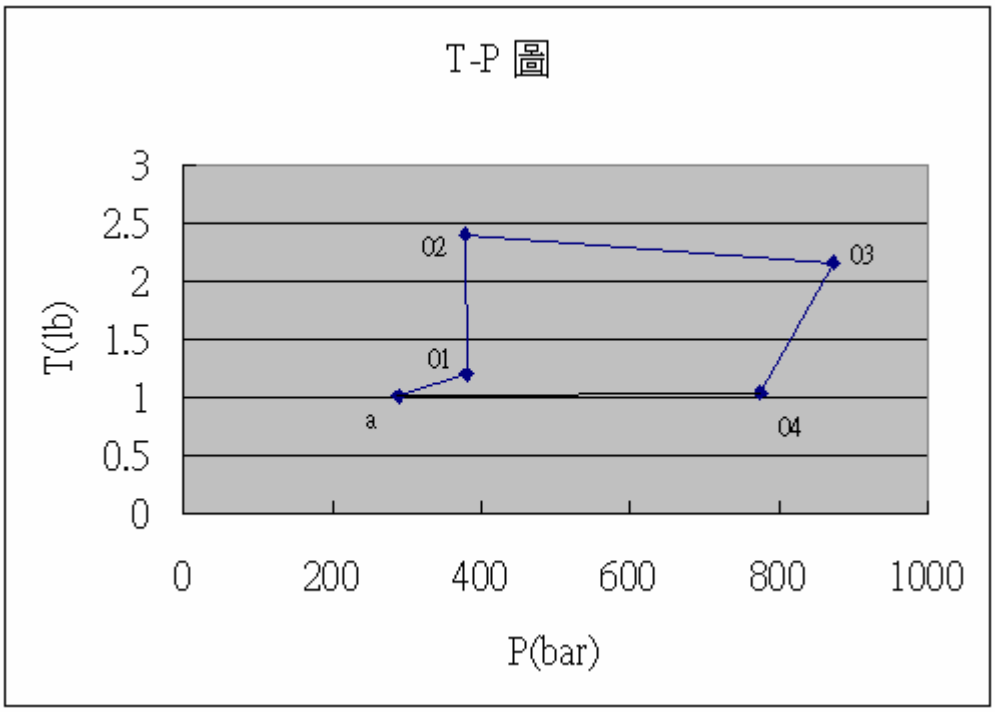



圖 2-2 微型渦輪發動機 T-P 圖



圖 3-1 發動機元件分解圖



圖 3-2　　前外罩

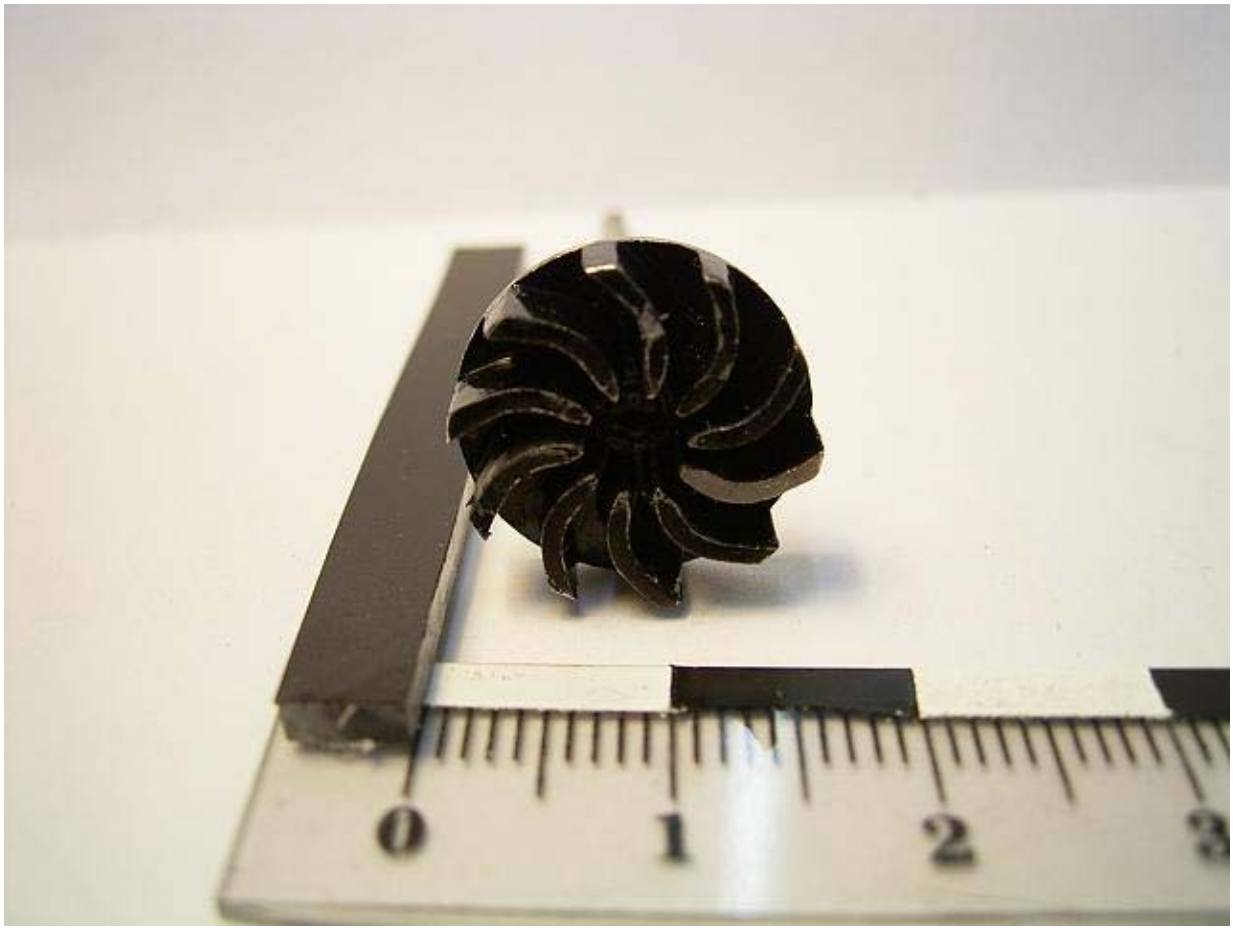



圖 3-3 壓縮機與軸正視圖




圖 3-4 壓縮機與軸側視圖

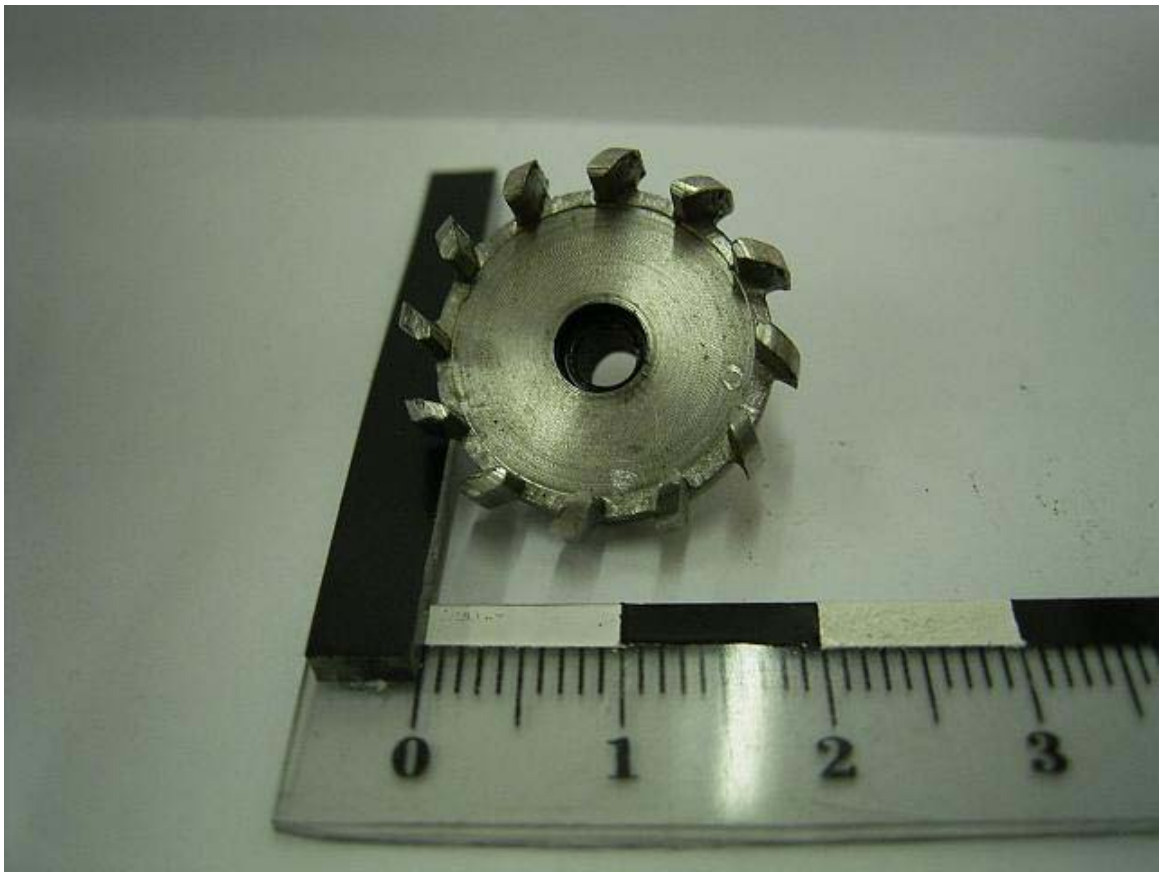



圖 3-5 擴壓葉片與支架前段正視圖




圖 3-6 燃燒室內筒側視圖

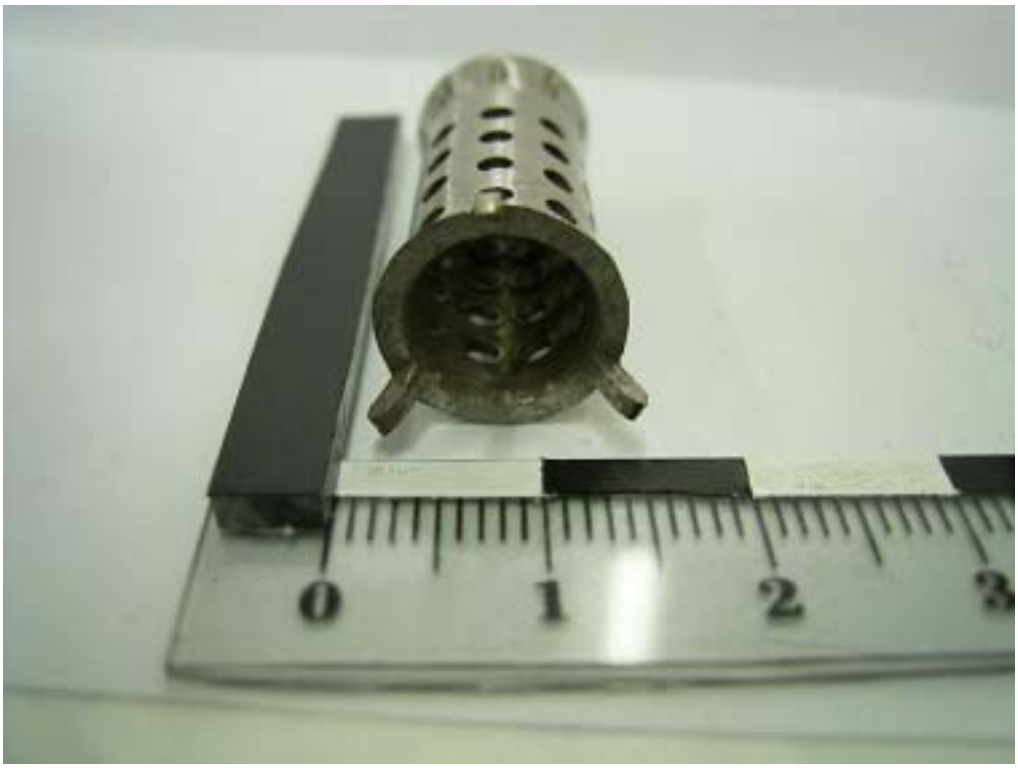



圖 3-7 燃燒室內筒正視圖




圖 3-8 燃燒室外筒




圖 3-9 渦輪入口導葉片

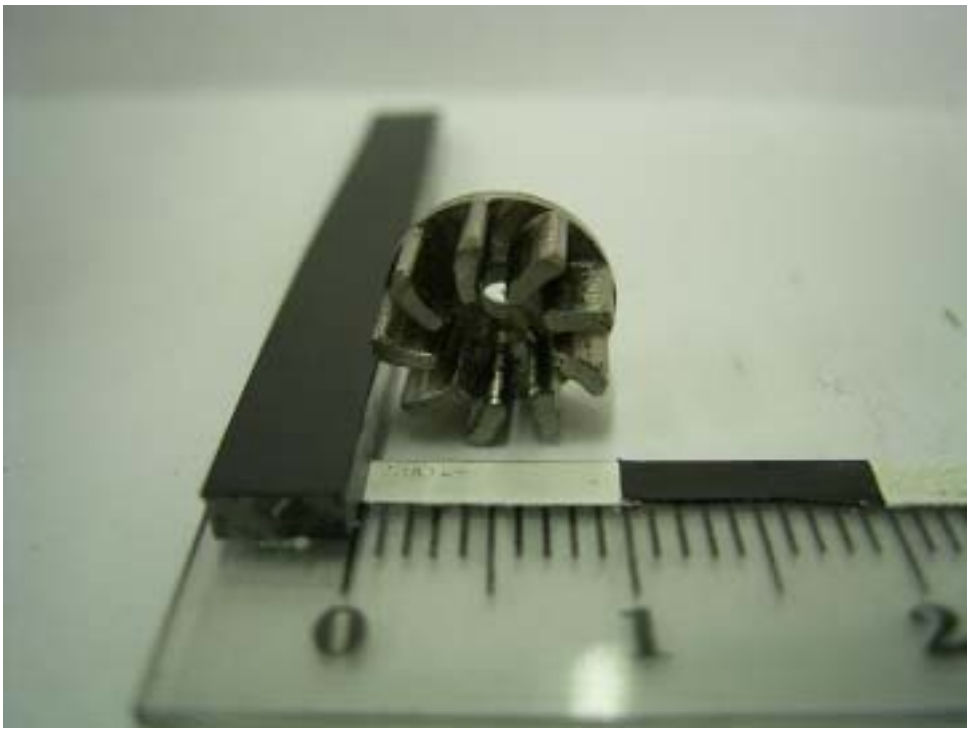



圖 3-10 渦輪

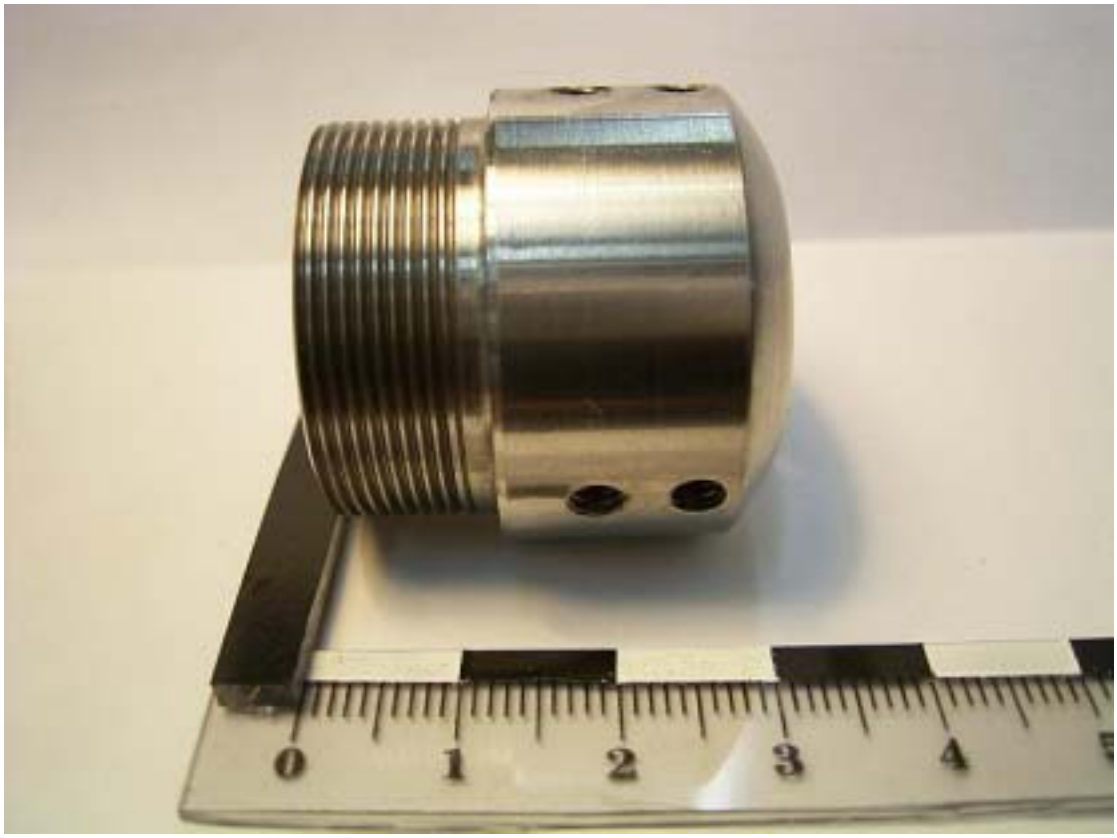



圖 3-11　實驗型前外罩

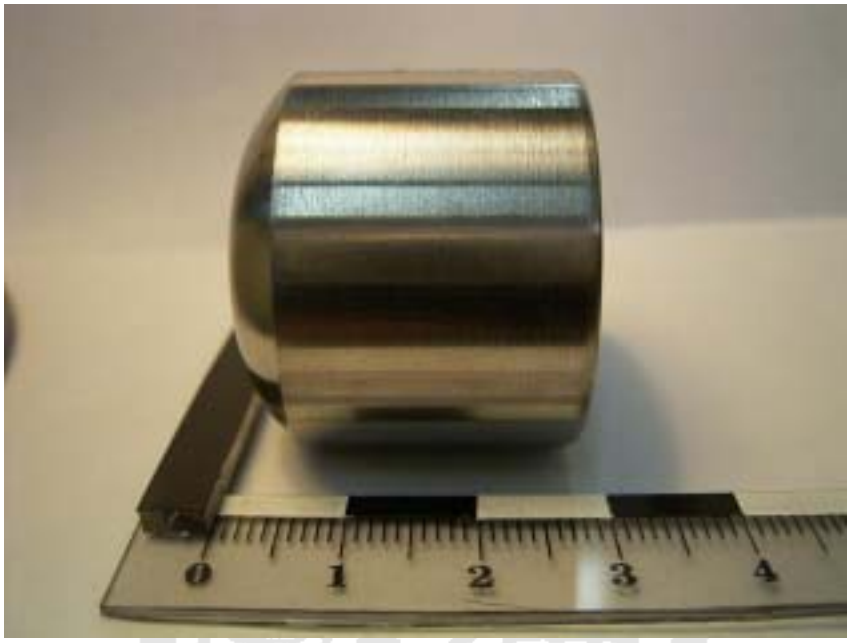



圖 3-12 實驗型後外罩

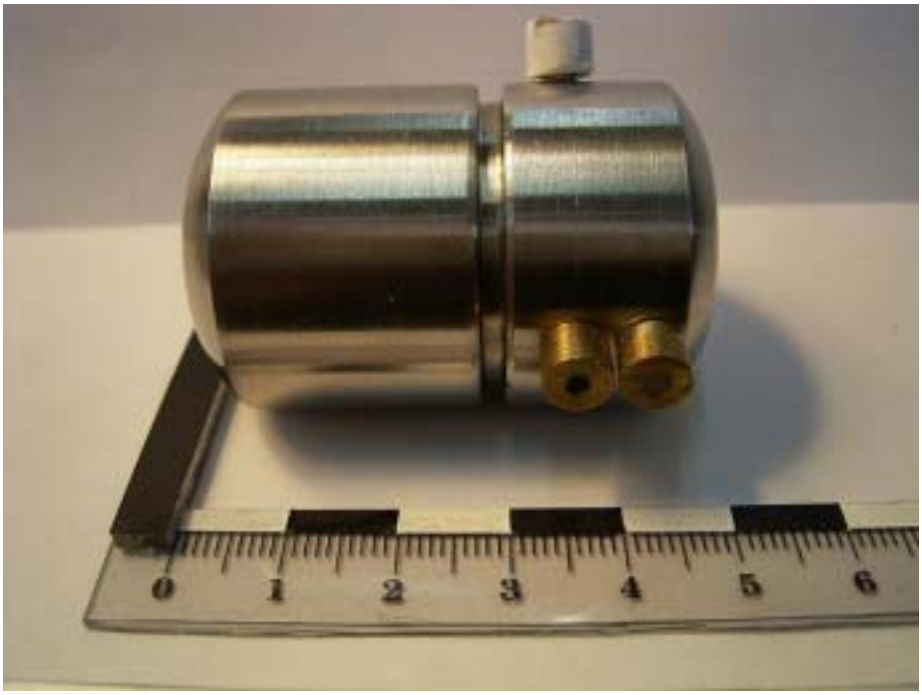



圖 3-13 實驗型發動機側視圖




圖 3-14 實驗型發動機前視圖




圖 3-15 發動機組合圖




圖 3-16 發動機組合後視圖

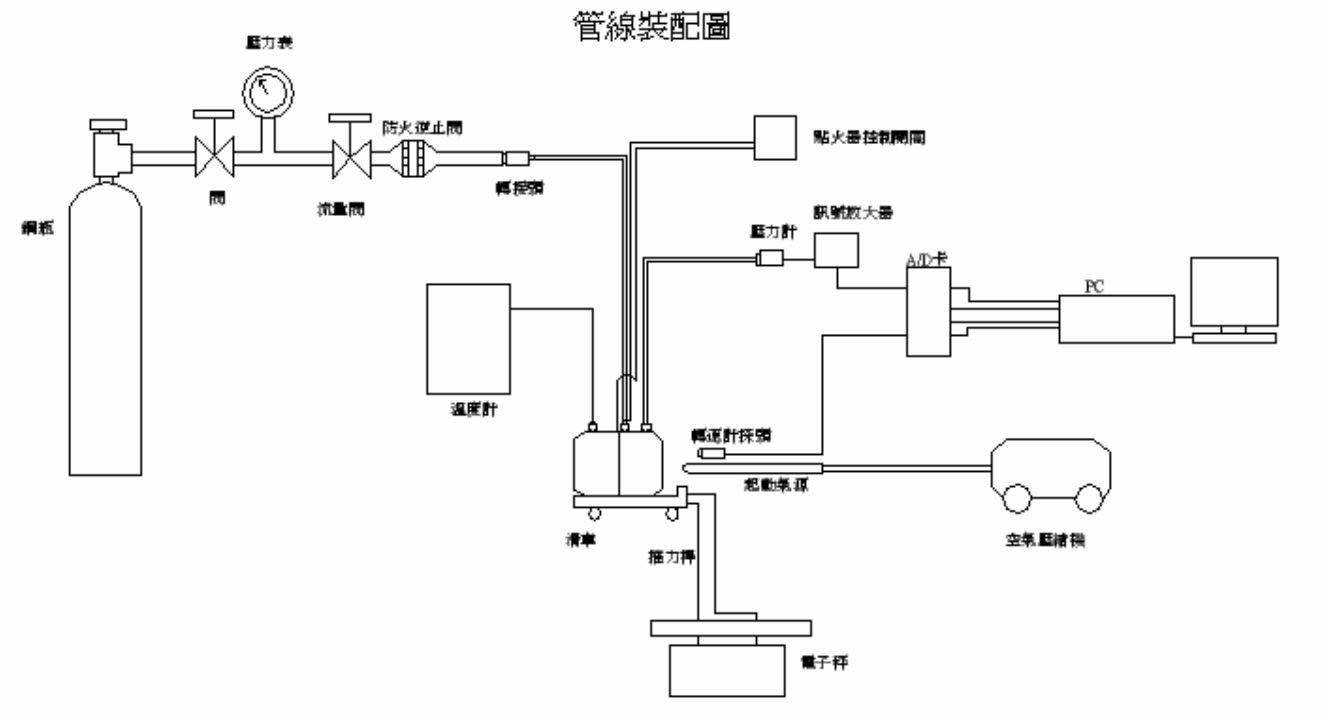



圖 3-17 性能測試管線配置圖

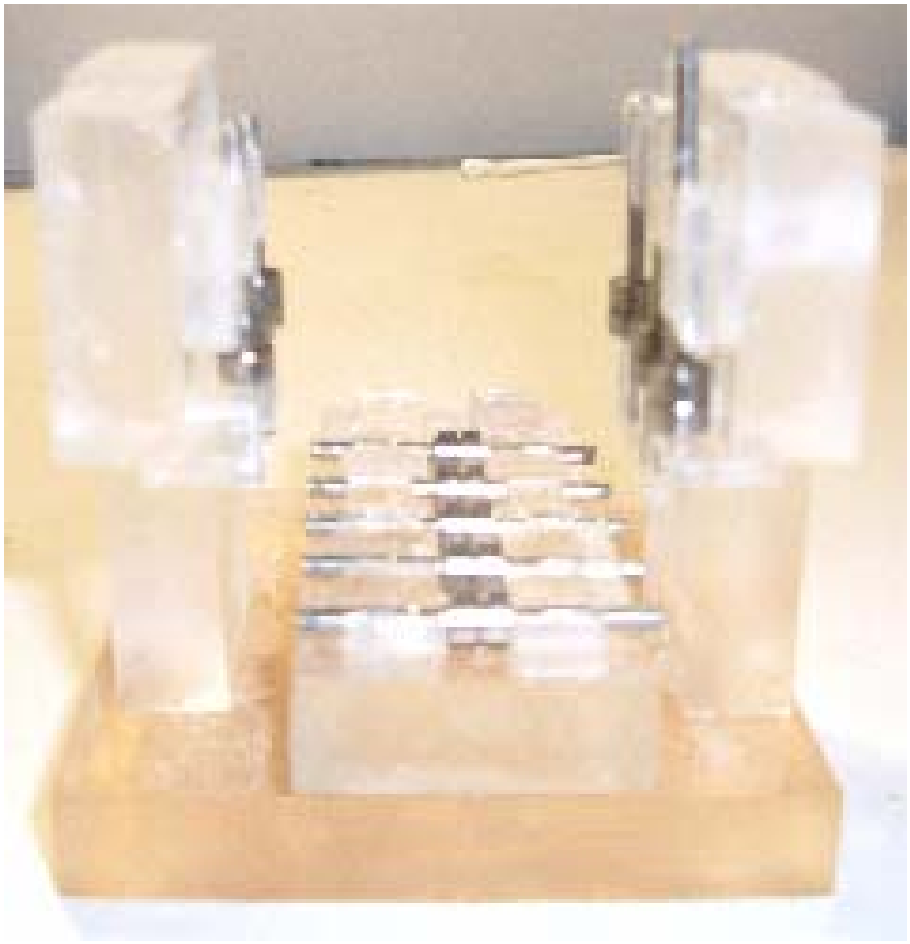


圖 3-18 推力測試台滑道正視圖

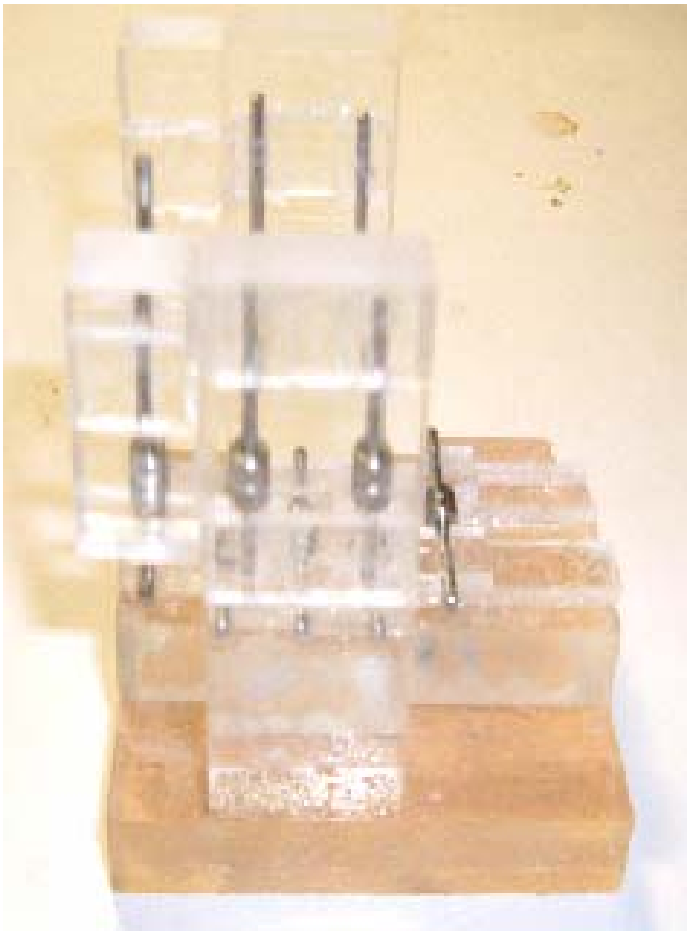


圖 3-19 推力測試台滑道側視圖

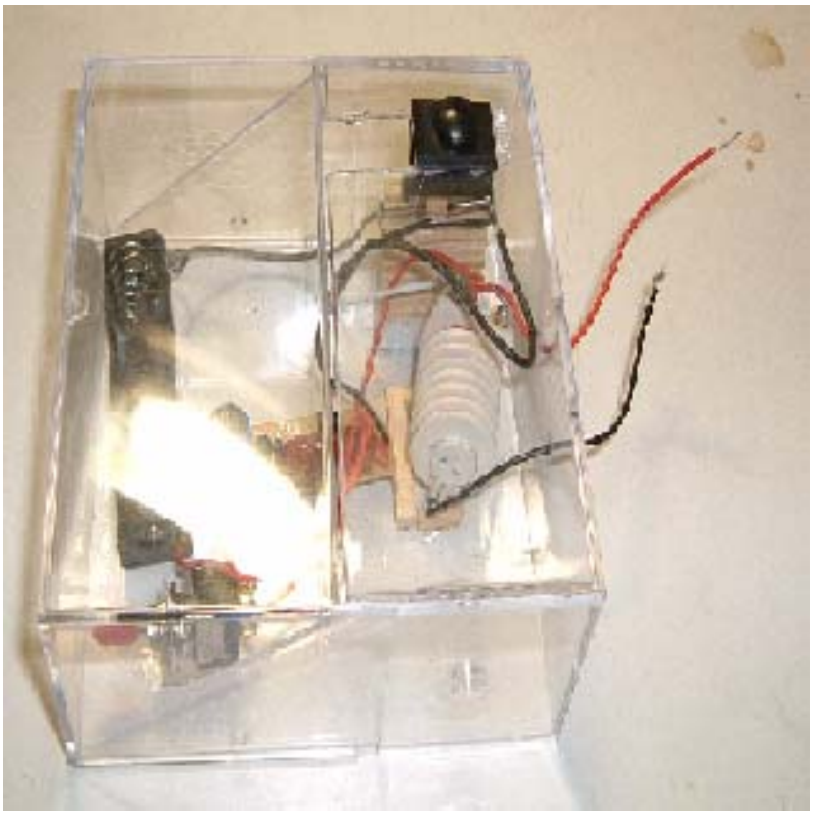


圖 3-20 點火器

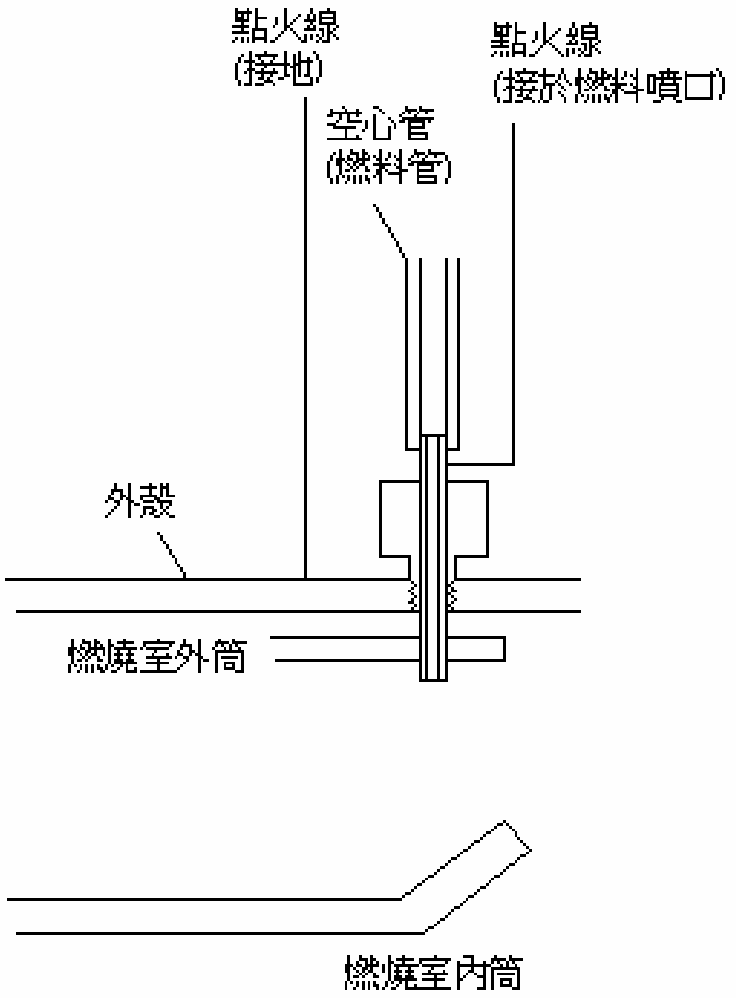



圖 3-21 點火設備裝置圖



圖 3-22 以燃料管當作放電電極



圖 3-23 電極裝配方式



圖 3-24 電弧測試

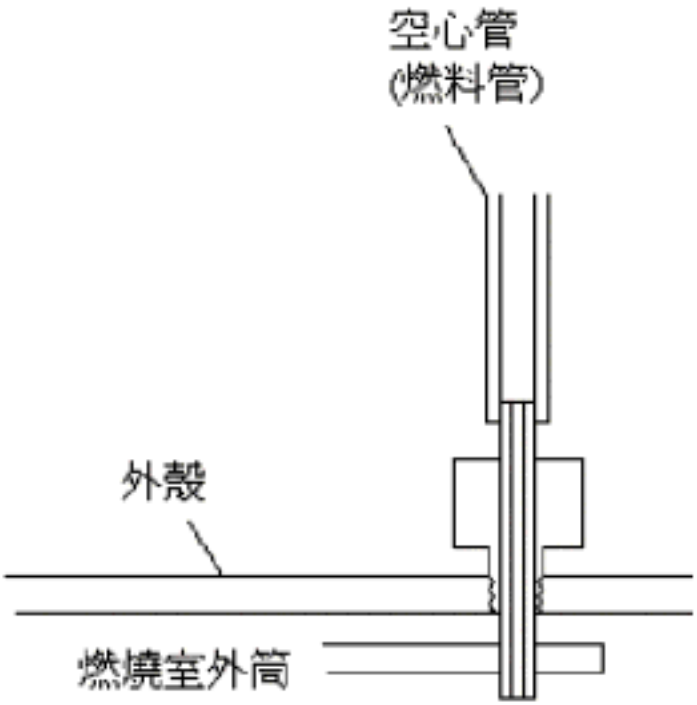



圖 3-25 燃氣接頭裝配圖



圖 3-26 燃料管裝配方式

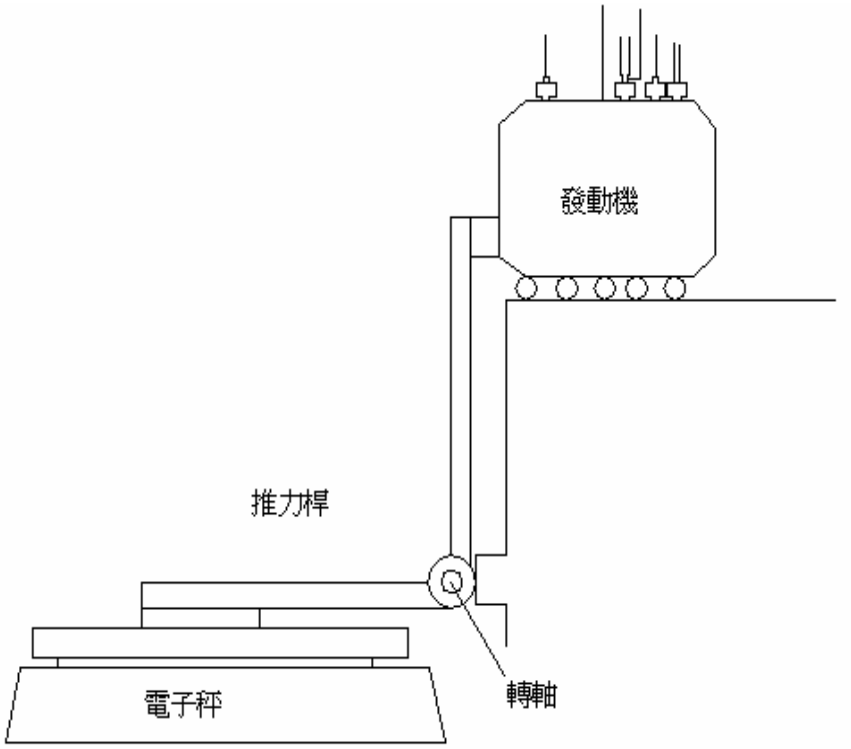



圖 3-27 推力量測示意圖

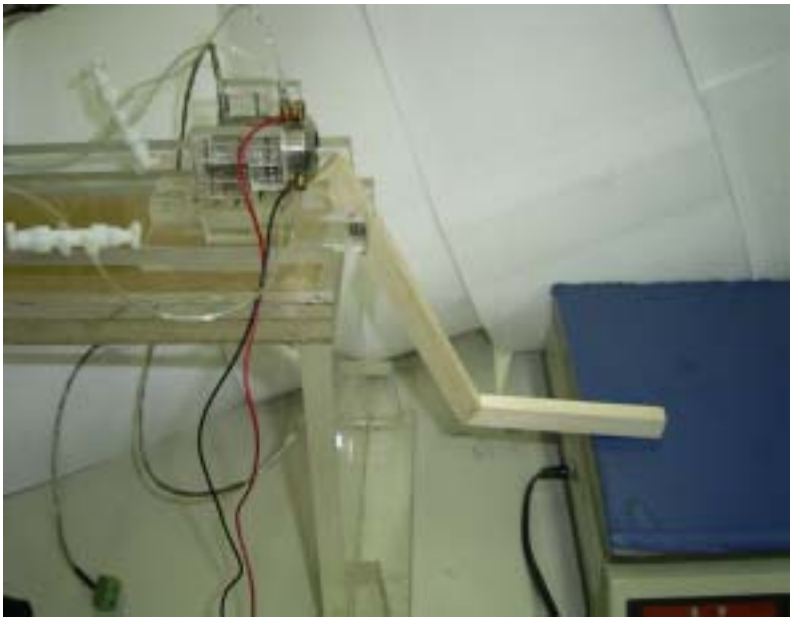


圖 3-28 推力量測設備



圖 3-29　K-type 溫度計露點



圖 3-30 溫度計裝配

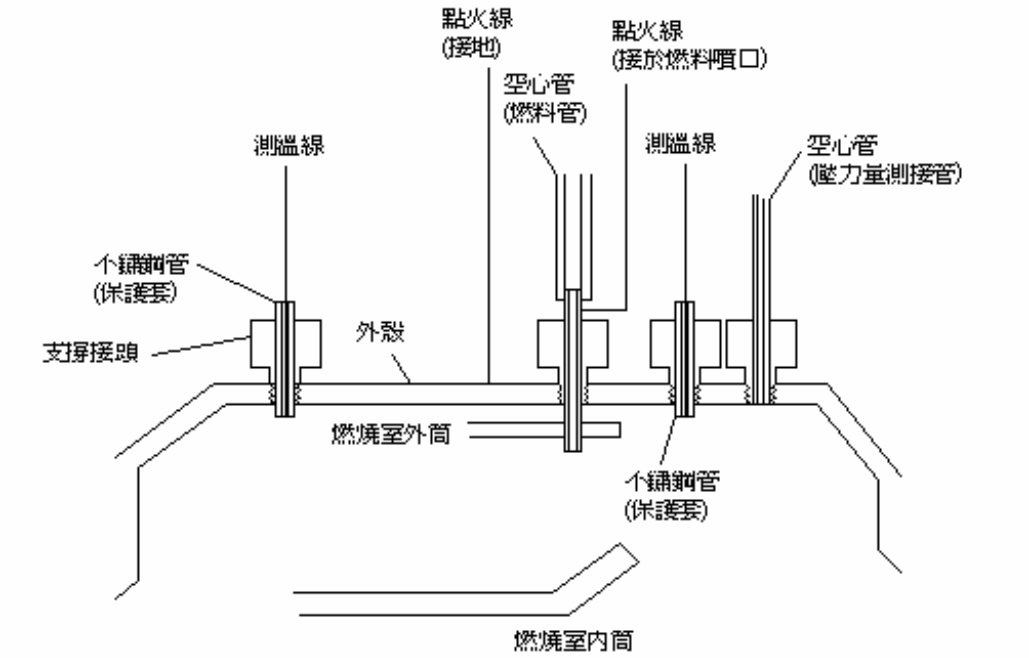
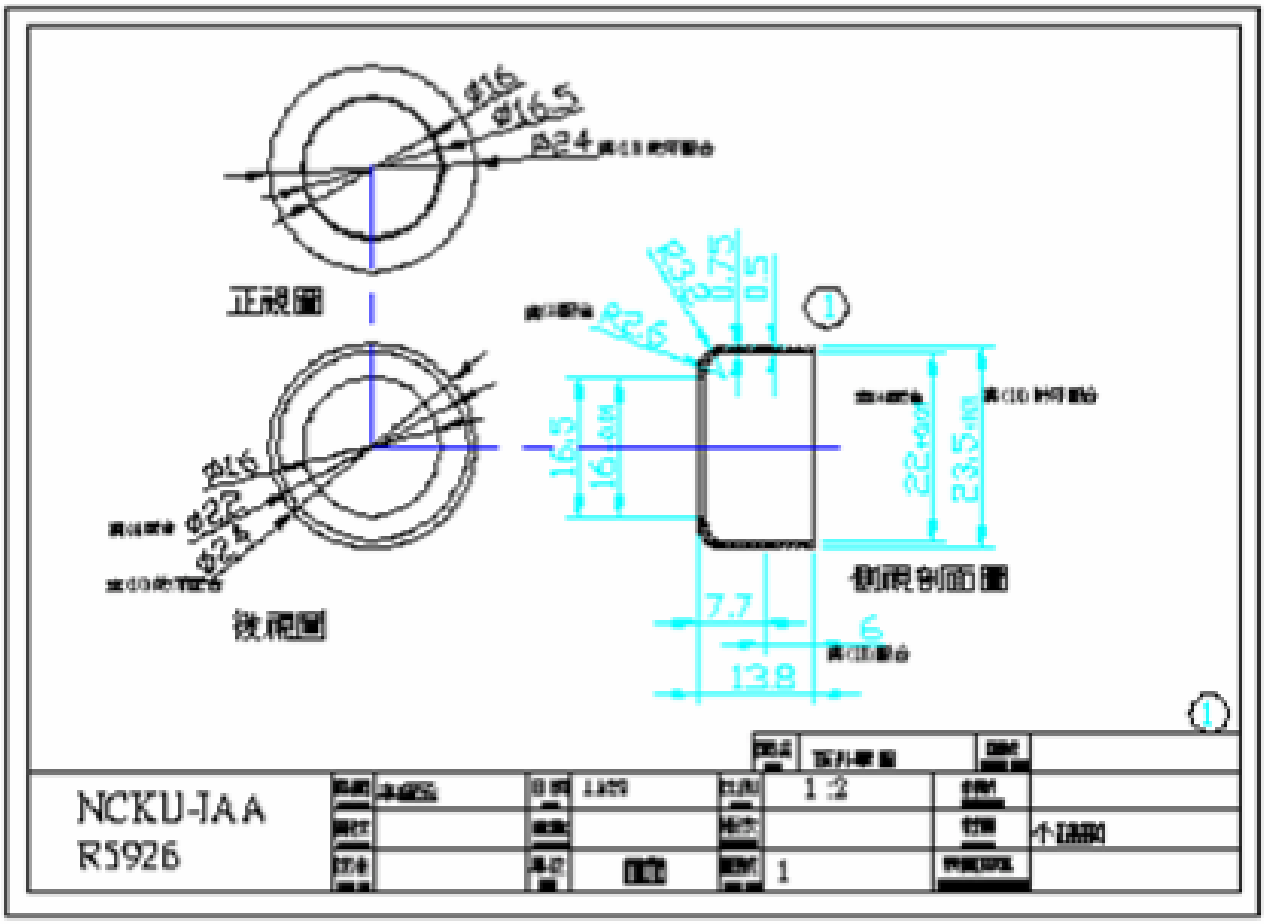
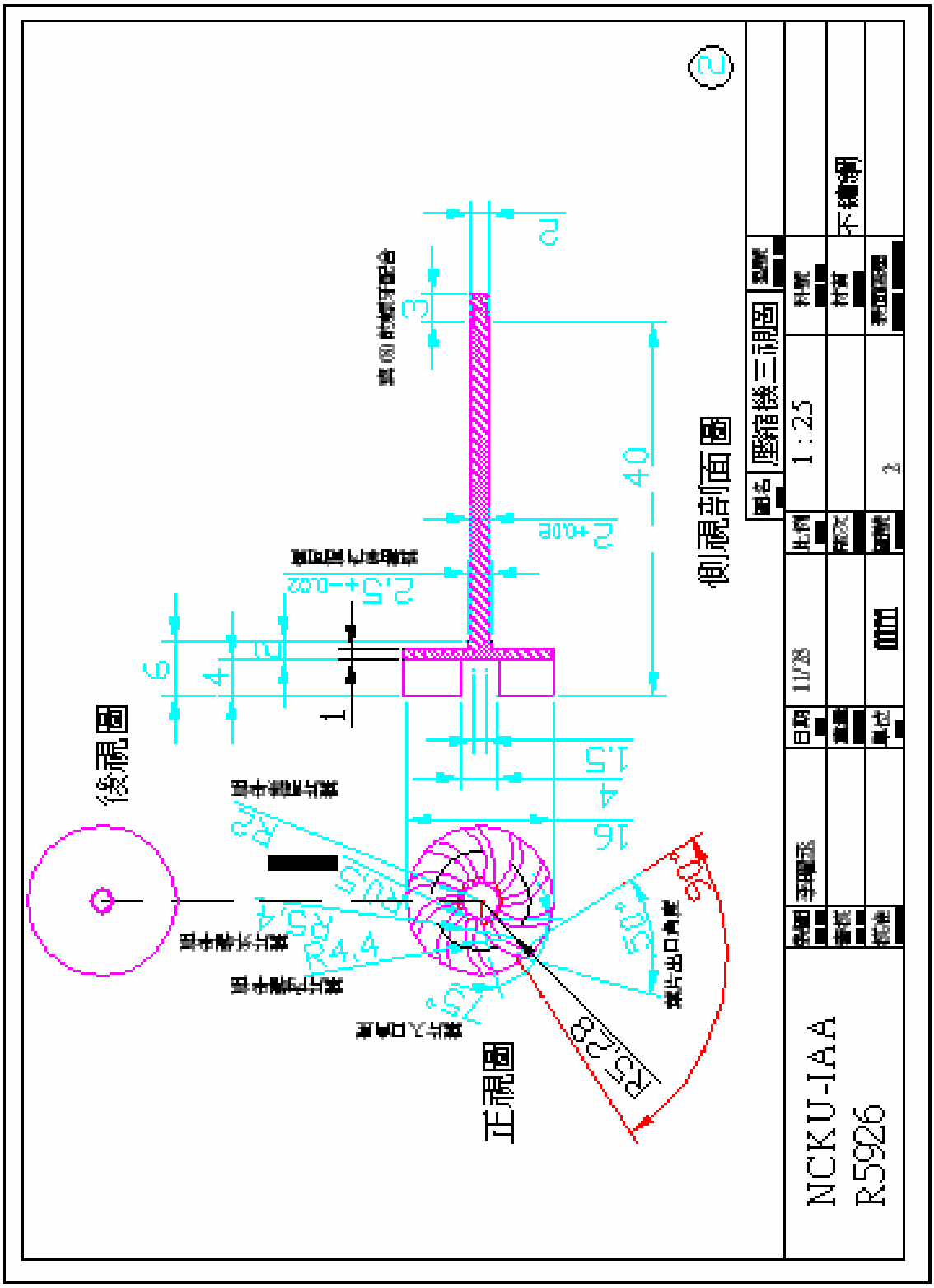



圖 3-31 溫度與壓力量測儀器配置圖

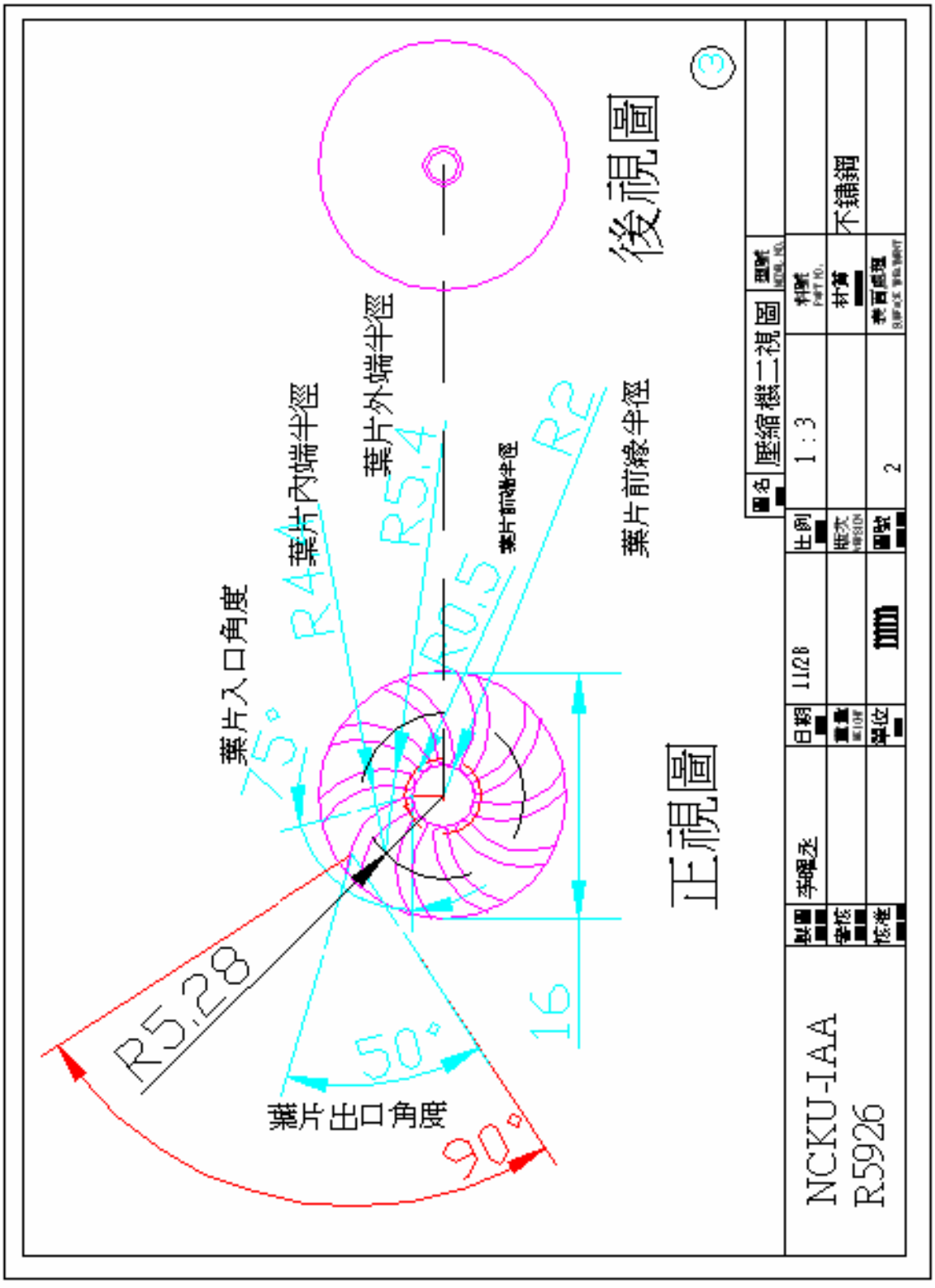
# 附錄



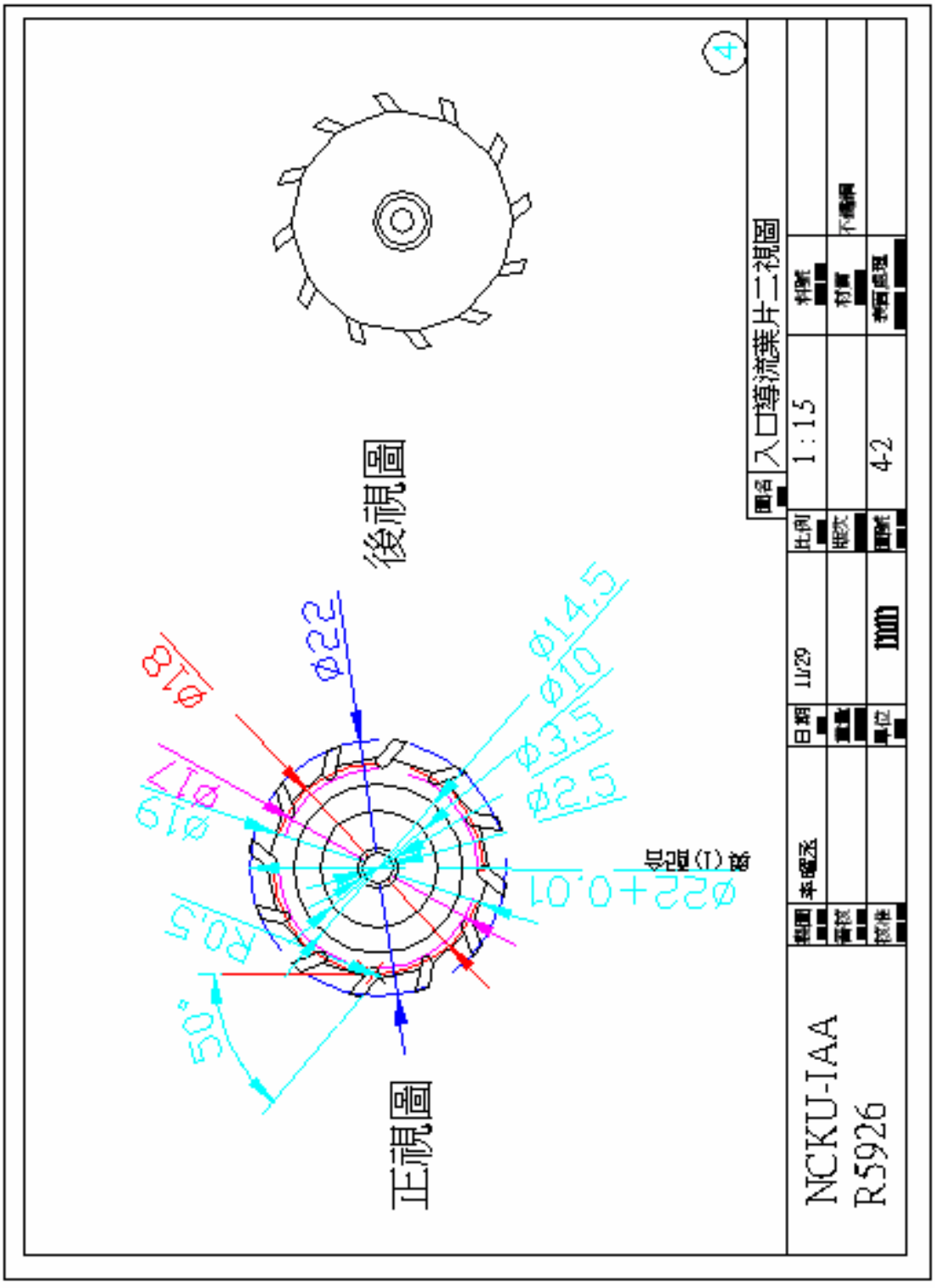

附錄 1 前外罩三視圖


壓縮機三視圖
1:25
11/28
NCKU-IAA
R5926
側視剖面圖
正視圖
後視圖
R5.28
R4.4
R2
2
3
40
2.5
1
6
4
16
1.5

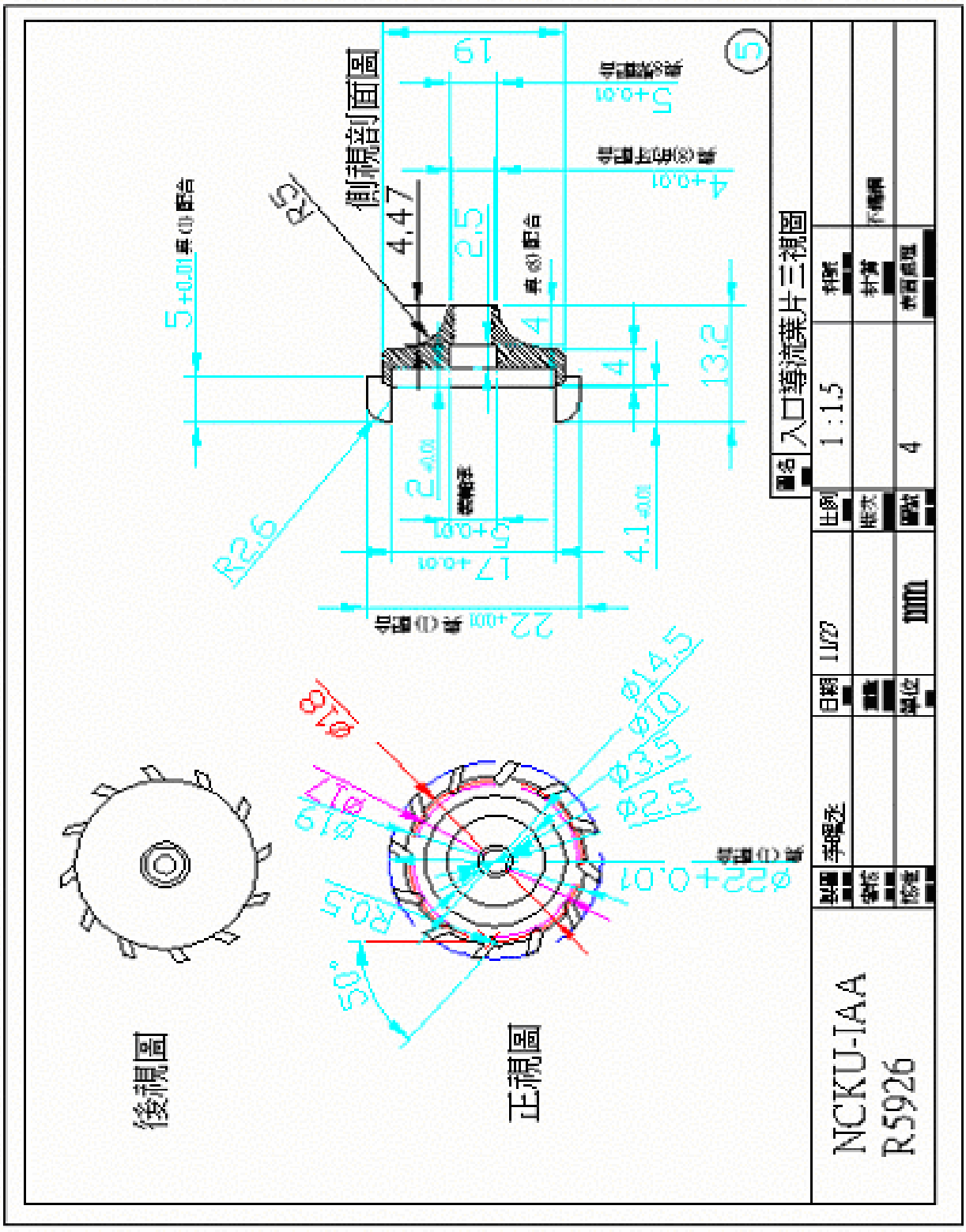
附錄 2 壓縮機三視圖


正視圖
後視圖
③
葉片入口角度
15°
R4
葉片內端半徑
葉片外端半徑
R5.4
R0.5
葉片前緣半徑
R2
葉片前緣半徑
R5.28
50°
葉片出口角度
90°
16
圖名 壓縮機二視圖
比例 1 : 3
日期 11/28
單位
圖號 2
材質 不鏽鋼
NCKU-IAA
R5926

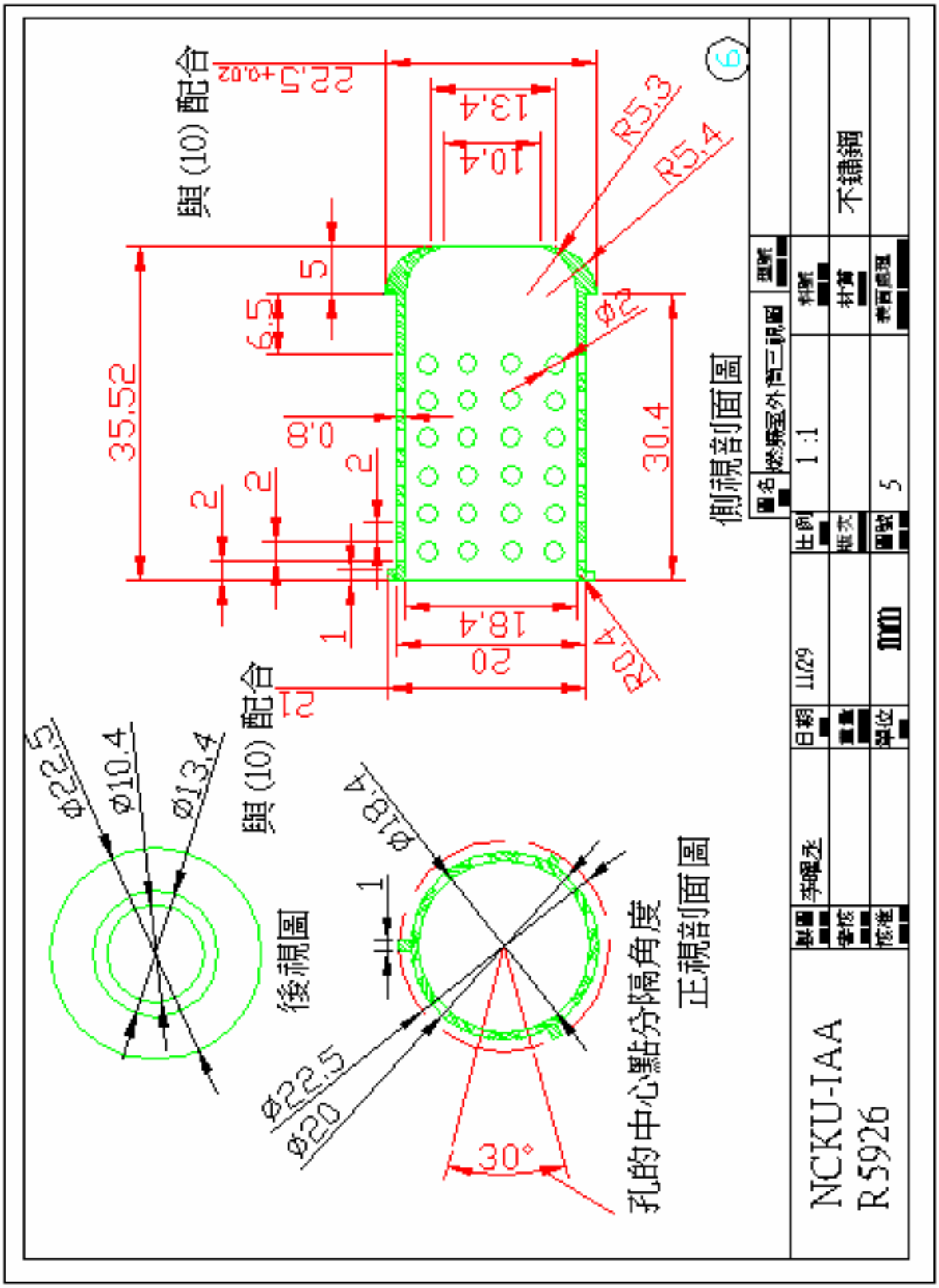
附錄 3 壓縮機二視圖



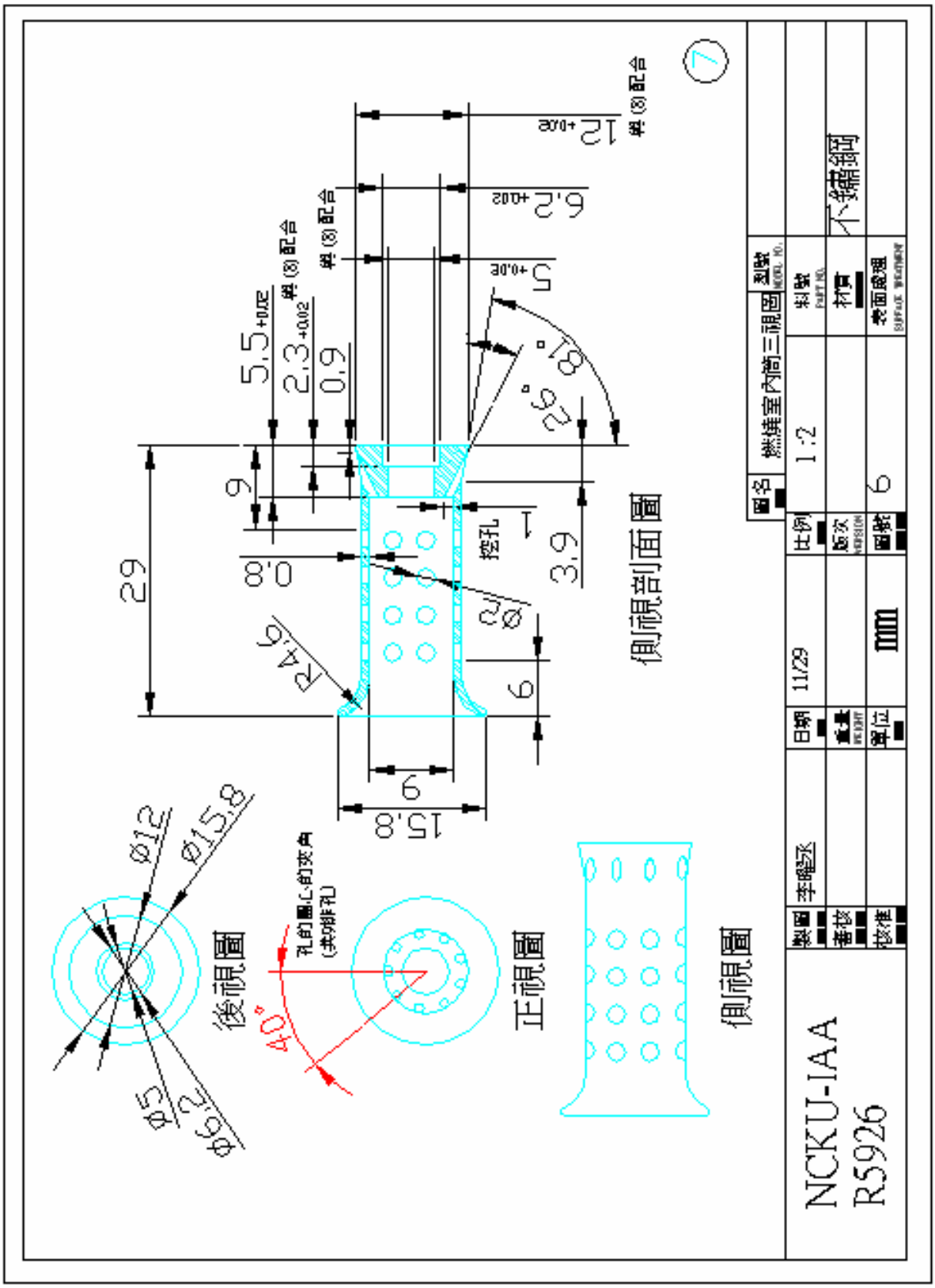

附錄 4 擴壓葉片二視圖



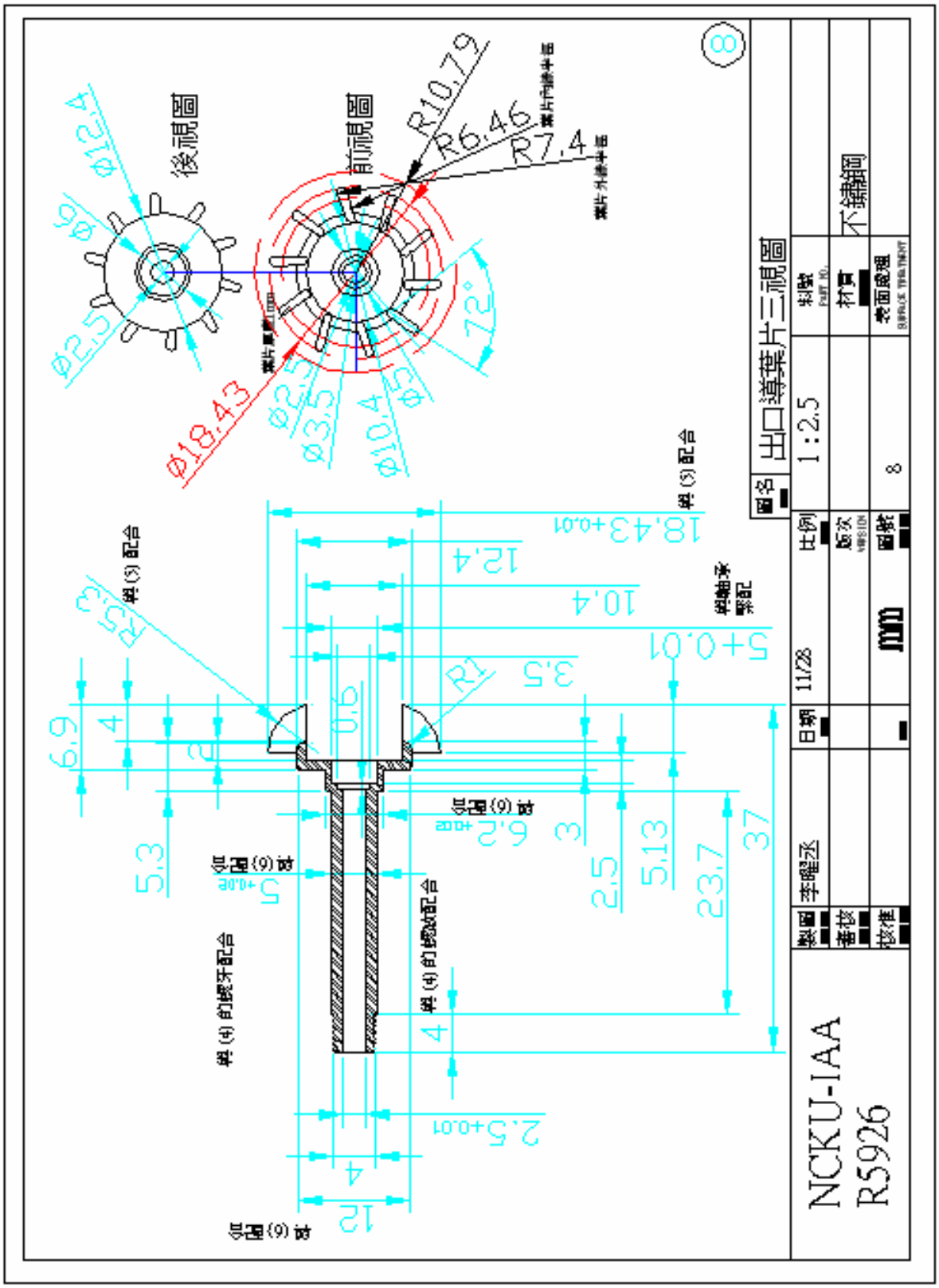

附錄 5 擴壓葉片三視圖



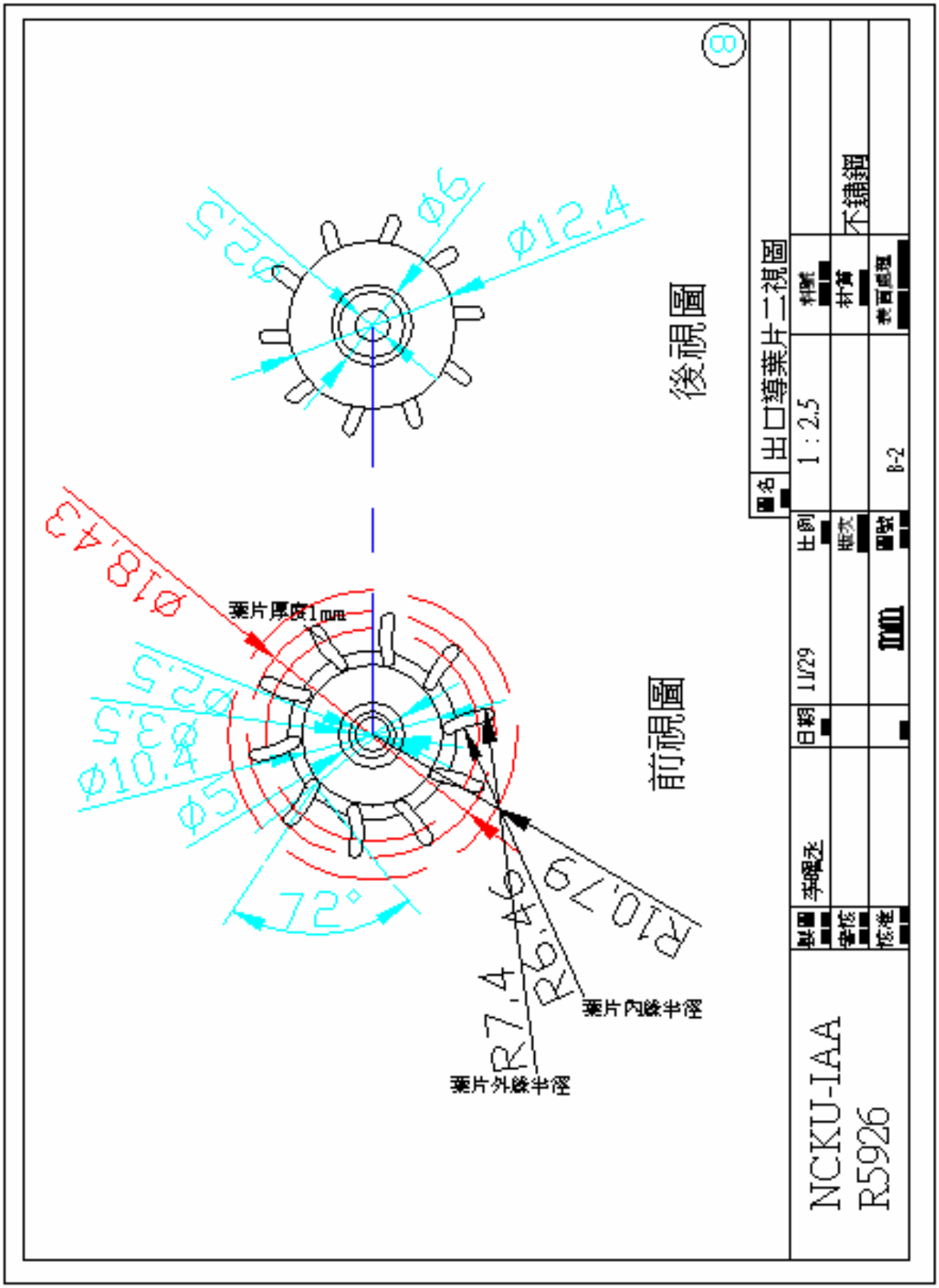

附錄 6 燃燒室外筒三視圖



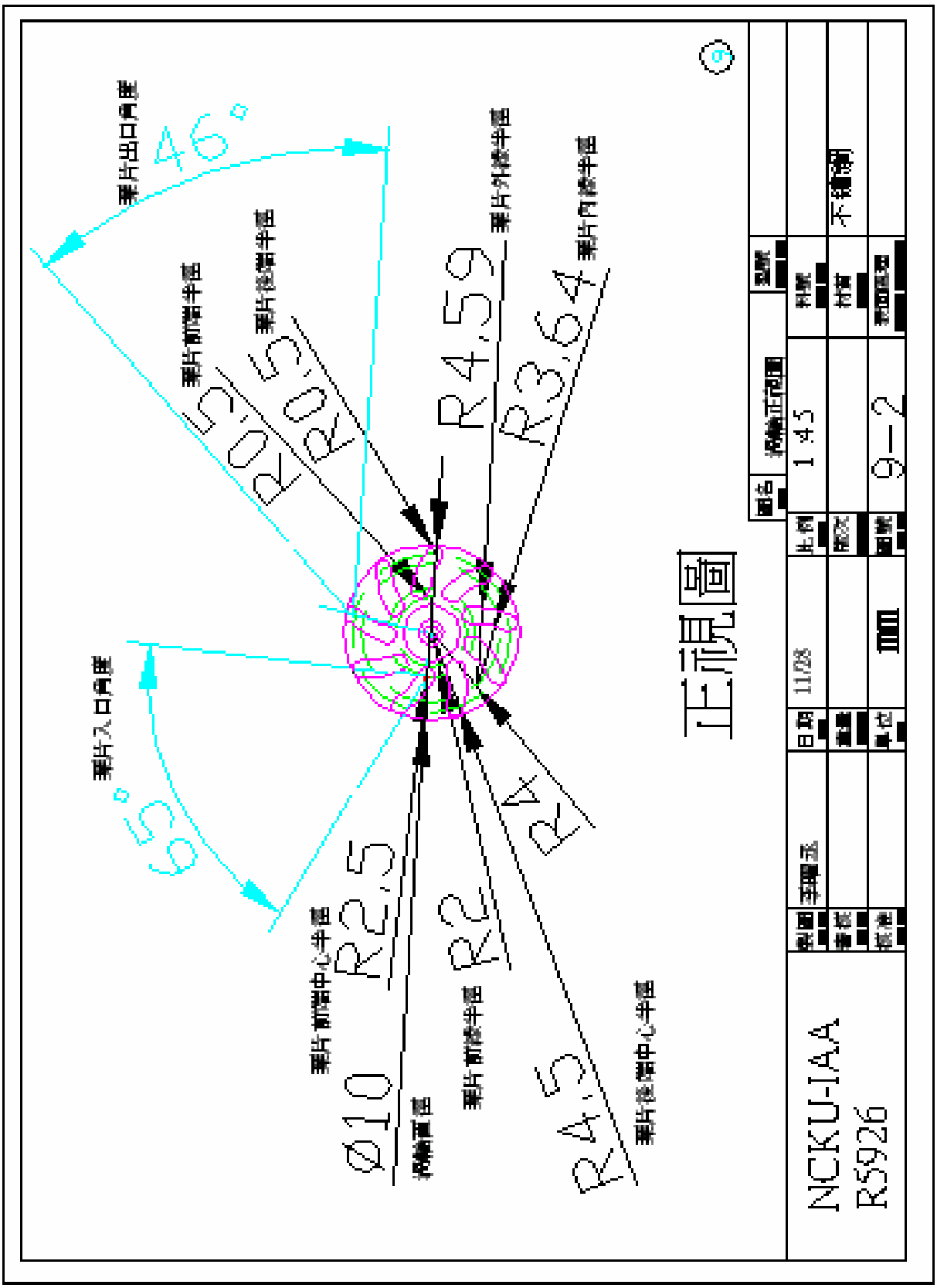

附錄 7 燃燒室內筒三視圖



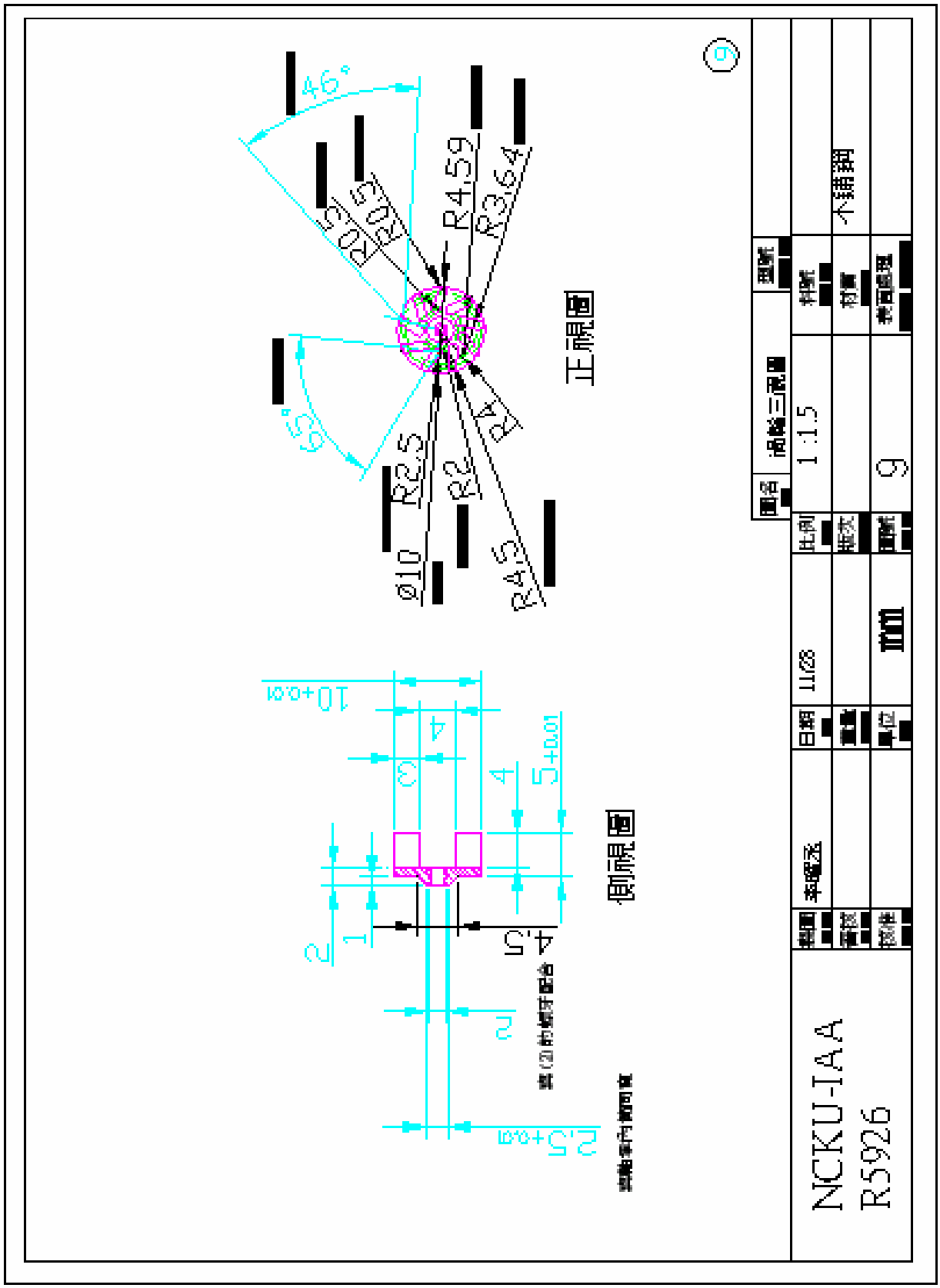

附錄 8 渦輪入口導葉片三視圖



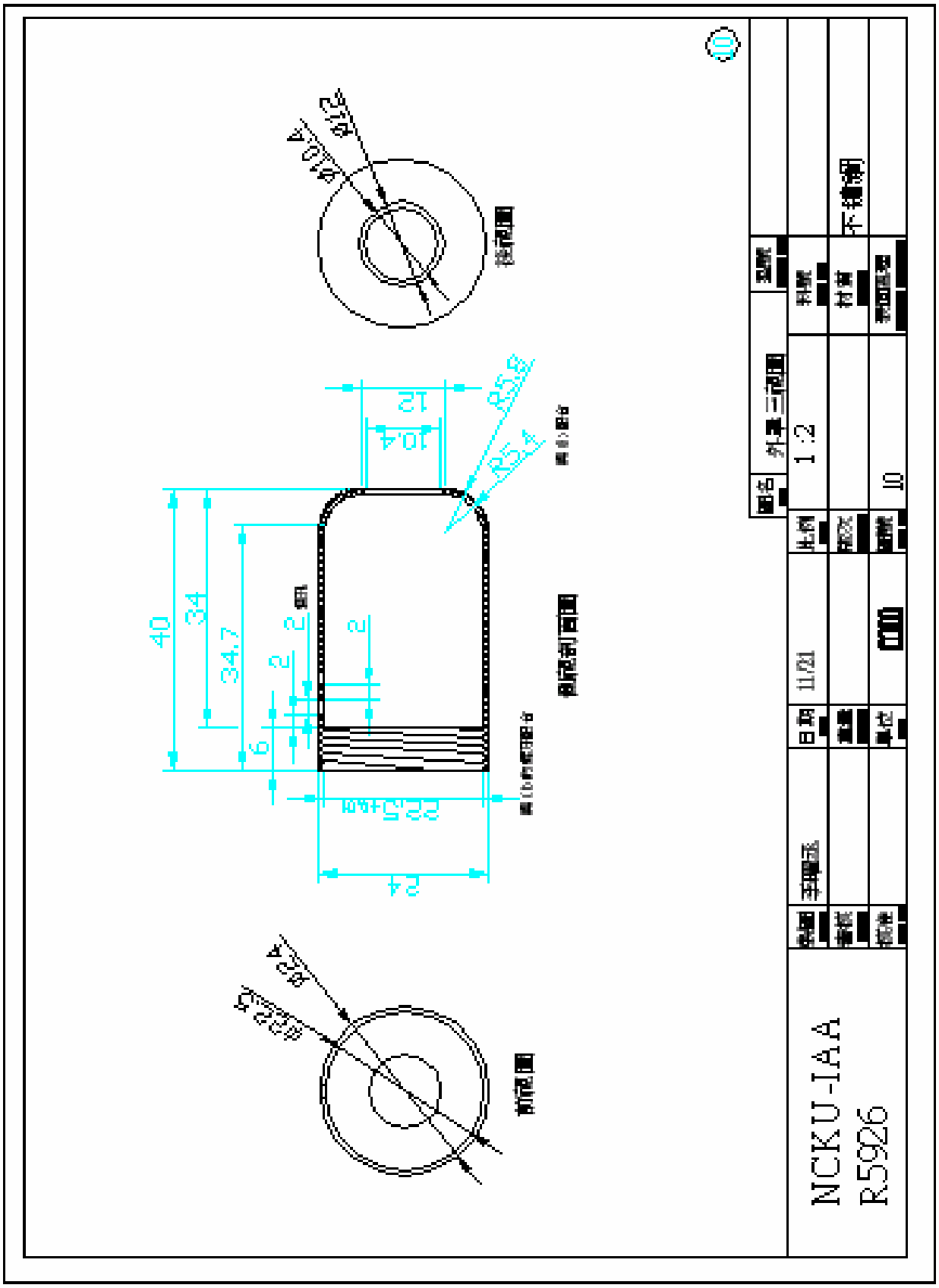

附錄 9 渦輪入口導葉片二視圖


正視圖
NCKU-IAA
RS926
葉片出口角度
46°
葉片入口角度
50°
葉片前緣半徑
葉片後緣半徑
葉片外緣半徑
葉片內緣半徑
葉片前緣中心半徑
葉片後緣中心半徑
R4.59
R3.64
R2.5
R2
R4
R4.5
Ø10
1:4.5
11/23

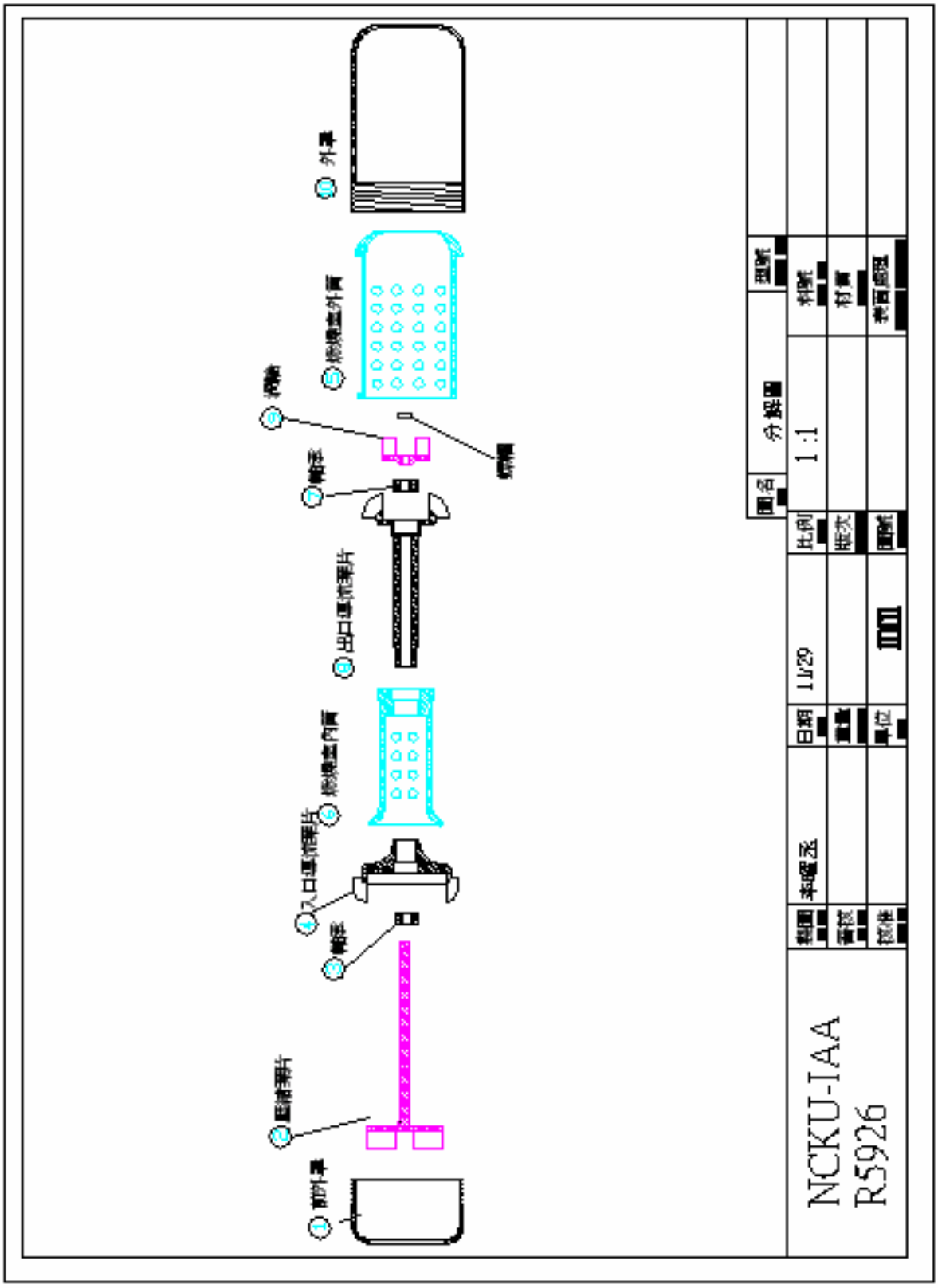
附錄 10 渦輪正視圖



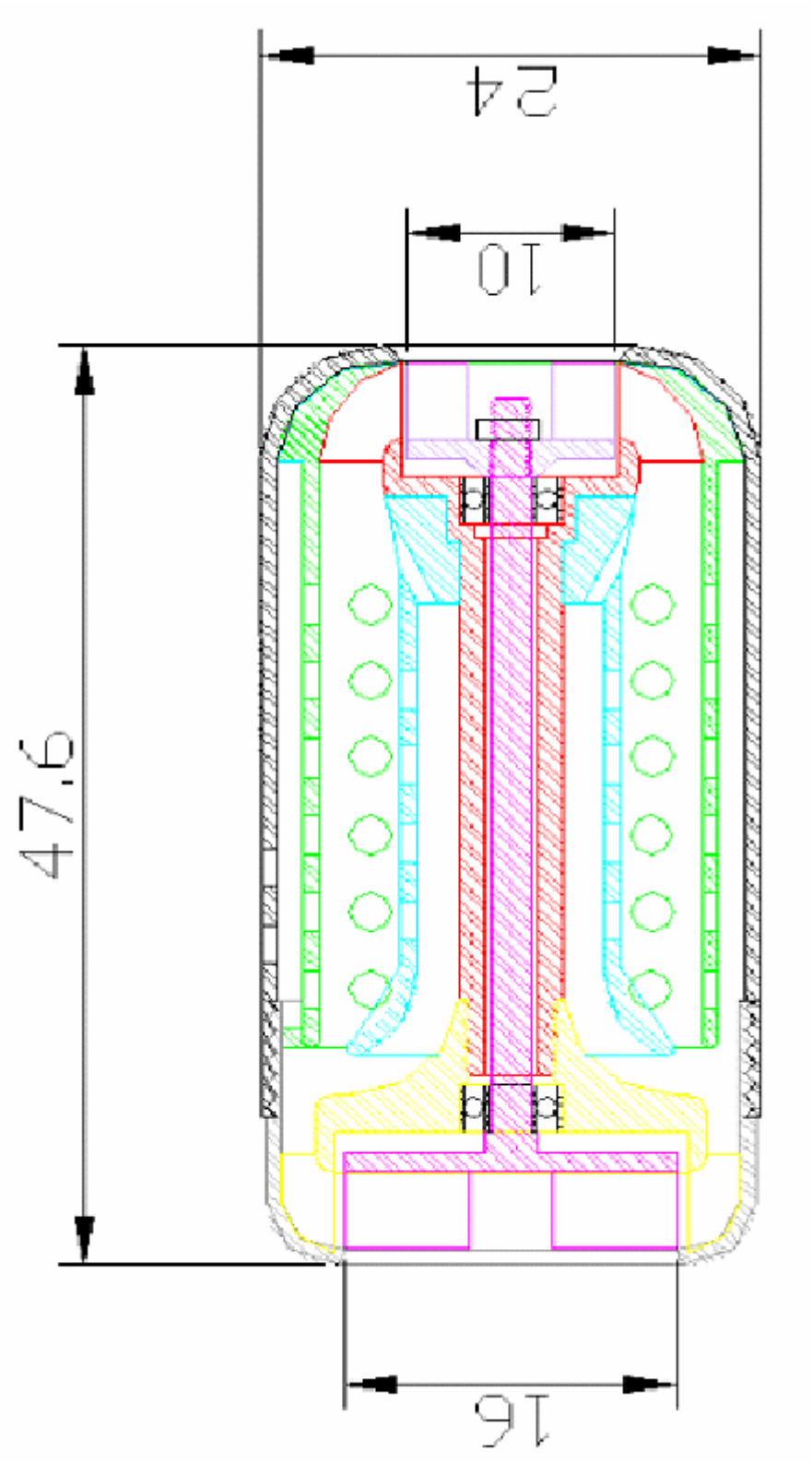

附錄 11 渦輪三視圖


NCKU-IAA
R5926
外罩三視圖
1:2
11/21
10
12
10.4
R5.5
R5.4
40
34
34.7
2
2
2
6
22.5±0.1
24
R2.5
R2.5

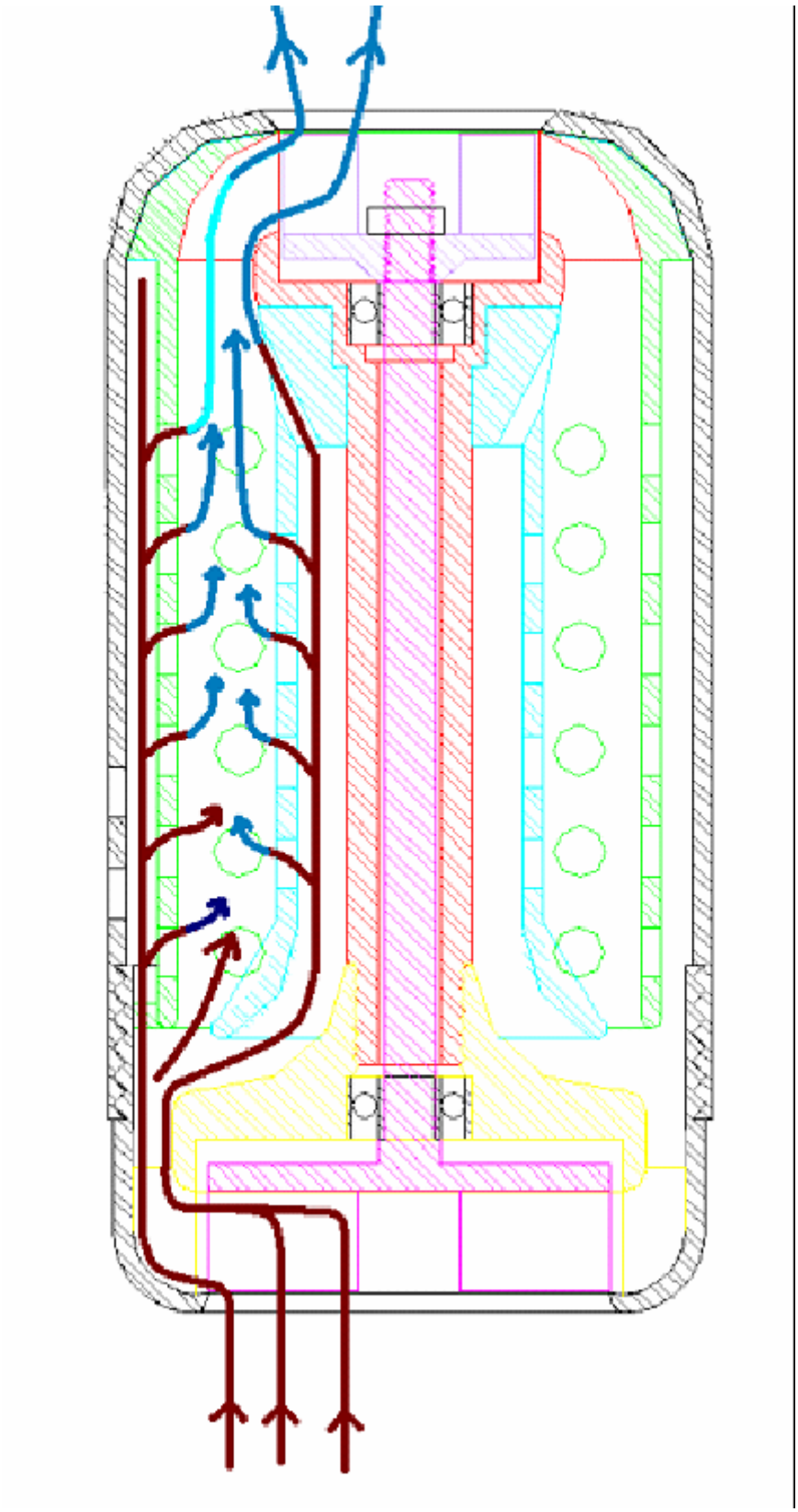
附錄 12 外罩三視圖




附錄 13 分解圖




附錄 14 發動機剖面圖



附錄 15 工作流體行進圖

# ABSTRACT

Subject : The Design and Discussion of a Micro Gas Turbine Engine

Student : Yau-Cheng Li

Advisor : Shih-Hsiung Chen

The micro gas turbine engine has a good potential for UAV propulsion and power generation applications. Whereas the turbine engine with thrust level below 1 lbf is non-exist, except the MIT micro turbine made by MEMS technology. The objective of the present study is trying to design a 100g thrust level micro turbine engine. The approach of the design is similar to that used in 10 lbf thrust level micro turbine engines. The basic requirement is that the engine components can be made by traditional precision machining methods. The designed micro turbine engine has a overall dimension of 4.76 cm in length, and 2.40 cm in diameter. The thrust is 100 g at 300000 rpm. A test bed to measure basic performance parameters is built to verify the design for future design improvement.

# 致謝

首先，十分感謝指導教授陳世雄老師的指導，您時常和學生討論研究到半夜，且不厭其煩的導正學生錯誤的觀念，認真而客氣的態度，使學生永生難忘，未來將以老師為榜樣，更專心致力於研究中。

感謝口試委員賴維祥老師自學生大學時代以來的照顧、指導和提拔，沒有老師的指導，學生沒有今天的成果；未來將更努力於研究，以報師恩。

感謝口試委員鄭敦仁博士，謝謝您的指導和鼓勵，學弟當會更加努力，來完成更深入的研究。

感謝容丕達學長，謝謝您的鼓勵，使我沒有畏懼的繼續堅持我的研究，也教導我做研究應有的態度和方法。

感謝峻哥，若沒有您，我可能撐不到畢業；感謝您在學業上的指導和精神上的鼓勵，時常安慰失意的學弟，鼓勵大家；更令人感動的是，身為師兄卻幫學弟奔波，畢生永誌難忘；也永遠忘不了和峻哥一

起吃麻辣鍋、聽峻哥唱張信哲的日子，謝謝您。

感謝憲君學長，冷度第一名的學長，除了在學業上的指導、做實驗的技術、讀書的方法與態度的傳授之外，還有我們完全相同的頻率、只有我們懂的極冷的笑話，讓我在枯燥的研究生活中，覺得更有樂趣；還有在生活上的幫忙，做人處世的方法，真的是使我受益良多，謝謝您。還有雅馨學姊，同樣的謝謝妳和學長，你們教給我很多如何互敬互重的相處方法，也帶給我很多歡笑。

感謝尚融學長，指導我論文最多的學長，不只是理論計算，連實驗方法、加工，以及論文的呈現方式，都是來自您的指導；您那寬以待人的態度、認真工作的精神與和氣的笑容，都是學弟效法的榜樣，謝謝您。

感謝小勣學長，自大一入學以來，一直給學長添麻煩，感謝學長在研究方面耐心的指導與提供技術和材料以及專業的經驗；生活中，您那超認真的工作精神和謙虛的態度，都是學弟效法的目標。未來還要繼續麻煩學長多照顧，謝謝您。

感謝王董阿桓，謝謝你這個超強而又神奇的同學，學業第一、冷度第二，讓我有一個互相刺激和鼓勵的對象，熬夜趕作業、拼研究進度、湊錢做實驗；若沒有你的刺激和鼓勵，我會做不出研究，也考不上博士班，也是你拓展了我的視野和格局，重新定義人生的方向。相信將來你必定會功成名就，謝謝你。

劉董智仁，謝謝你這神秘的上智下仁法師，總是說一些令人乍聽之下不知所云，而細細回味後卻又寓意深遠的話，常使身陷牛角尖的我，能以另外一種角度來面對所有的挫折，謝謝你。

還要感謝在遠方的阿中學長一直以來的關心和照顧，是您使我立志要讀研究所，也是您在大學時代和研究所初期給我最多的指導和照顧；感謝孟杰，常替我做雜事，幫我處理重要事項，是幫我最多的學弟，也是我們冷組的明日之星；感謝一信，你的讀書方法與態度還有為人，都使學長汗顏，往後學長會好好跟你學習；感謝嘉信，使我對很多事情有了新的看法，也感謝你時常聯絡我重要事情；還有科賢，剛進師門就給我很多幫忙，而且我們有相同的嗜好，未來將有許多要麻煩你的地方。

感謝老爸和媽咪，謝謝你們，雖然遠在高雄，事務繁忙，卻時常打電話來關心我，從我小時候為我奔波勞煩，到現在還處處為我打算，為我煩憂；尤其是媽咪還時常燉補品上來給我，令兒子不忍又感動；感謝老爸從小的教育，學業、生活、為人處世各方面的教導，使我在同輩之中，可以抬頭挺胸，光耀門楣。

感謝王昆源先生細心地指導我的實驗；感謝盛小姐的無限的通融與幫助，在最緊急時候的雪中送炭；感謝周小姐的幫忙，使我沒有漏掉重要訊息，使我順利畢業；感謝葉小姐自我大學時代以來的幫忙、照顧和最多的資訊，讓我面對升學問題不會徬徨無助。

最後，感謝給我最多支持與鼓勵的怡穎，這麼多年以來和我一起努力奮鬥，一起走過風風雨雨，一起挖愛心麵包過日子，每天照顧我、忍受我的脾氣，在我最失意的時候激勵、安慰我，和我一起同甘共苦，真是辛苦妳了，未來的日子還很長，希望能一直有妳的陪伴，謝謝妳。

感謝所有幫助過我的人，感謝所有教過我的老師，謝謝。

# 目錄

中文摘要……I

英文摘要…… II

致謝……III

目錄…… VII

圖目錄…… IV

符號說明…… XII

第一章　緒論……1

1-1　前言……1

1-2　微型發動機的分類與研究概況……2

1-3　研究動機……3

1-4　內容概要……4

第二章 渦輪發動機原理與設計流程…… 5

2-1 渦輪發動機原理原理…… 6

2-2 發動機設計…… 9

2-2-1 設計基本要求…… 9

2-2-2 性能設定…… 9

2-2-3 設計點計算……12

2-2-4 各部分元件設計……16

第三章　實驗方法與實驗設備…… 24

3-1 渦輪發動機製作…… 24

3-2 發動機性能測試設備…… 28

3-3 實驗步驟…… 31

第四章 結果與討論……32

4-1 燃燒…… 32

4-2 摩擦力…… 33

4-3 經驗值有待修正…… 34

第五章 結論……35

5-1 結論…… 35

5-2 未來工作…… 35

參考文獻…… 37

附錄…… 92

# 圖目錄


圖 1-1　各種微型渦輪發動機推力分布圖……40

圖 1-2　工研院的 P-60M-DOT…… 41

圖 1-3　Microturbojet Engine 的外觀……42

圖 1-4　M-DOT Microturbojet Engine 的離心式壓縮機……43

圖 1-5　M-DOT Microturbojet Engine 的剖視圖……44

圖 1-6　MIT 的超微型渦輪立體剖面圖…… 45

圖 1-7　MIT 的超微型渦輪剖面圖…… 46

圖 2-1　微型發動機各部分元件代號圖…… 47

圖 2-2　微型渦輪發動機 T-P 圖…… 48

圖 3-1　發動機元件分解圖…… 49

圖 3-2　前外罩…… 50

圖 3-3　壓縮機與軸正視圖…… 51

圖 3-4　壓縮機與軸側視圖…… 52

圖 3-5　擴壓葉片與支架前段正視圖…… 53

圖 3-6　燃燒室內筒側視圖…… 54

圖 3-7　燃燒室內筒正視圖…… 56

圖 3-8　燃燒室外筒…… 57

圖 3-9　渦輪入口導葉片…… 58

圖 3-10　渦輪…… 59
圖 3-11　實驗型前外罩…… 60
圖 3-12　實驗型後外罩…… 61
圖 3-13　實驗型發動機側視圖…… 62
圖 3-14　實驗型發動機前視圖…… 63
圖 3-15　發動機組合圖…… 64
圖 3-16　發動機組合後視圖…… 65
圖 3-17　性能測試管線配置圖…… 66
圖 3-18　推力測試台滑道正視圖…… 67
圖 3-19　推力測試台滑道側視圖…… 68
圖 3-20　點火器…… 69
圖 3-21　點火設備裝置圖…… 70
圖 3-22　以燃料管當作放電電極…… 71
圖 3-23　電極裝配方式…… 72
圖 3-24　電弧測試…… 73
圖 3-25　燃氣接頭裝配圖…… 74
圖 3-26　燃料管裝配方式…… 75
圖 3-27　推力量測示意圖…… 76
圖 3-28　推力量測設備…… 77

圖 3-29　K-type 溫度計露點 …… …… 78

圖 3-30　溫度計裝配…… 79

圖 3-31　溫度與壓力量測儀器配置圖…… 80

# 附錄


附錄 1　前外罩三視圖…… 81

附錄 2　壓縮機三視圖…… 82

附錄 3　壓縮機二視圖…… 83

附錄 4　擴壓葉片二視圖…… 84

附錄 5　擴壓葉片三視圖…… 85

附錄 6　燃燒室外筒三視圖…… 86

附錄 7　燃燒室內筒三視圖…… 87

附錄 8　渦輪入口導葉片三視圖…… 88

附錄 9　渦輪入口導葉片二視圖…… 89

附錄 10　渦輪正視圖…… 90

附錄 11　渦輪三視圖…… 91

附錄 12　外罩三視圖…… 92

附錄 13　分解圖…… 93

附錄 14　發動機剖面圖…… 94

附錄 15　工作流體行進圖…… 95

# 符號說明

| | |
|---|---|
| $a$ | 海平面聲速 |
| $A_1$ | 壓縮機入口面積 |
| $A_{04}$ | 渦輪出口面積 |
| $A_3$ | 入口導流葉片的流道截面積 |
| $A_{C2}$ | 壓縮機出口面積 |
| $b_C$ | 壓縮機葉片高度 |
| $C$ | 壓縮機的重心到第一個軸承的距離 |
| $C_{04}$ | 渦輪出口速度 |
| $C_1$ | 壓縮機入口速度 |
| $C_2$ | 壓縮機出口速度 |
| $C_3$ | 燃燒室入口速度 |
| $C_{a1}$ | 壓縮機入口外大氣速度 |
| $C_d$ | 進氣係數 |
| $C_g$ | 氣體速度 |
| $C_p$ | 定壓比熱 |
| $C_{r2}$ | 壓縮機出口絕對速度垂直分量 |
| $C_{04}$ | 渦輪出口速度 |

$C_v$ 定容比熱

$d$ 轉軸直徑

$d_3$ 擴壓葉片的入口直徑

$d_4$ 擴壓葉片外徑

$d_o$ 葉輪直徑

$d_i$ 孔洞直徑

$d_{C1}$ 壓縮機入口直徑

$d_{C2}$ 壓縮機出口直徑

$d_{T1}$ 渦輪入口直徑

$d_{T2}$ 渦輪出口直徑

$E$ 材料的彈性模數(modulus of elasticity of material)

$I$ 慣性矩(moment of inertia)

$l$ 軸承間的距離(bearing space)

$\Delta l$ 熱膨脹 (thermal expansion)

$m$ 葉輪的重量

$\dot{m}$ 質流率(mass flow rate)

$N$ 最大轉速

$n_{MAX}$ 渦輪最大旋轉速度

$P_a$ 海平面大氣壓力

$P_{D1}$ 擴壓葉片入口壓力

$P_{01}$ 壓縮機入口壓力

$P_{02}$ 壓縮機出口、燃燒室入口壓力

$P_{03}$ 燃燒室出口，渦輪入口壓力

$P_{04}$ 渦輪段出口壓力

$\Delta P$ 壓力提升

$\Delta P_b$ 燃燒室壓力損失

$S$ 壓縮機葉片厚度

$F$ 渦輪發動機的推力

$T_a$ 進氣道入口溫度

$T_1$ 壓縮機實際入口溫度

$T_2$ 壓縮機出口、燃燒室入口實際溫度

$T_{D1}$ 擴壓葉片理想入口溫度

$T_{01}$ 壓縮機理想入口溫度

$T_{02}$ 壓縮機出口、燃燒室入口理想溫度

$T_{03}$ 燃燒室出口，渦輪入口理想溫度

$T_{04}$ 渦輪段理想出口溫度

$T_{max}$ 工作流體最高溫度

$T_{min}$ 工作流體最低溫度

$T_{G2}$ 渦輪導葉片出口溫度

$T_{T_{MAX}}$ 渦輪葉片的最高承受溫度

$U_{MAX}$ 渦輪葉片最大切線速度

$U_{C1}$ 壓縮機入口切線速度

$U_{C2}$ 壓縮機出口切線速度

$U_{T1}$ 渦輪入口切線速度

$U_{T2}$ 渦輪出口切線速度

$W_C$ 壓縮機(Compressor)臨界轉速

$W_{cr}$ 臨界轉速(critical rotational speed)

$W_T$ 渦輪的臨界角速度

$W_W$ 轉軸的臨界轉速

$\gamma$ 比熱比

$\gamma_p$ 壓縮比

$\gamma_{p_{\max}}$ 最大壓縮比

$\rho$ 工作流體密度

$\rho_1$ 壓縮機入口的密度

$\rho_2$ 壓縮機出口的密度

$\rho_m$ 擴壓葉片空氣的密度

$\rho_s$ 轉軸材料的密度

$\rho_{st}$ 靜止的工作流體密度

$\eta_b$ 燃燒室效率

$\eta_c$ 壓縮機效率

$\eta_d$ 擴壓葉片效率

$\eta_i$ 進氣道效率

$\eta_m$ 機械傳送效率

$\eta_T$ 渦輪的效率