

陸基陣地發射超音速飛彈發射場之設計分析研究

期末報告

執行單位：國立交通大學機械工程學系

研究人員：傅武雄、童寶鴻

計畫編號：NSC91-1009-002

中 華 民 國 九 十 一 年 十 二 月

摘要

本計畫主要的目的在於解決飛彈發射室內因飛彈飛行所衍生的相關熱流問題。飛彈發射後在短暫的時間內飛離發射室，發射產生的大量廢氣在發射室內滯留，無法迅速的自然擴散於室外，嚴重的影響下次飛彈的裝填以及人員的安全。解決上述的問題需賴有效的排氣系統方足以勝任。除此之外，由於高速、高溫的燃燒氣體迅速的充滿發射室，造成發射室內的壓力驟升以及高溫造成的熱應力影響，導致室內儀器或結構的損壞，這方面問題亦是一大困擾。

本年度計畫主要接續前一年之研究成果，由原來發射單一的一顆飛彈的模擬狀況，延伸為多顆飛彈連續發射的模擬，利用 Arbitrary Lagrangian-Eulerian Method (簡稱 ALE) 的數值計算方法，實際的模擬飛彈飛離發射室的狀況，從而瞭解所衍生的相關的熱流場現象，並分析壓力變化情形，以謀求較佳散熱系統、結構設計等相關討論。

目錄

摘要	I
目錄	II
圖目錄	III
表目錄	V
符號說明	VI
符號說明	VI
第一章 緒論	1
第二章 物理模式	3
第三章 數值方法	6
第四章 結果與討論	10
第五章 結論	36
第六章 單一飛彈發射與實際量測之比較	37
第七章 參考文獻	46

圖目錄

圖 3-1 相鄰網格中心點示意圖.....	8
圖 3-2 對流通量示意圖.....	8
圖 3-3 數值計算流程圖.....	9
圖 4-1 三維飛彈發射室之計算模型	15
圖 4-2 實際飛行距離與近似曲線.....	16
圖 4-3 第一顆飛彈發射後 0.4 秒.....	17
圖 4-4 第一顆飛彈發射後 0.8 秒.....	19
圖 4-5 第一顆飛彈發射後 10 秒.....	21
圖 4-6 第一顆飛彈發射後 10.4 秒.....	23
圖 4-7 第一顆飛彈發射後 10.8 秒.....	25
圖 4-8 第一顆飛彈發射後 20 秒.....	27
圖 4-9 第一顆飛彈發射後 20.4 秒.....	29
圖 4-10 第一顆飛彈發射後 20.8 秒.....	31
圖 4-11 防爆氣密門溫度壓力量測點位置圖	33
圖 4-12 發射室防爆氣密門上溫度隨時間變化曲線圖	34
圖 4-13 發射室防爆氣密門上壓力隨時間變化曲線圖	35
圖 6-1 物理模式圖	40
圖 6-2 防爆氣密門溫度量測點位置圖	41

圖 6-3 導輪槽蓋版溫度量測點位置圖	42
圖 6-4 防爆氣密門溫度隨時間的變化圖	43
圖 6-5 導輪槽蓋版之左右兩側溫度隨時間的變化圖	44

表目錄

表 6-1	瞬間超壓比較表（單位：psi）	45
-------	-----------------------	----

符號說明

I	: 紊流強度	
k	: 紊流動能	
p	: 壓力	
s_i	: 動量來源 (momentum source)	$[N/m^2]$
s_ϕ	: 源項係數	
t	: 時間	$[s]$
u_i	: 流體在 x_i 方向的絕對速度	$[m/s]$
U_i	: 表面速度	$[m/s]$
V	: 體積	$[m^3]$
x_i	: 卡氏座標 ($i = 1, 2, 3$)	
ρ	: 密度	$[kg/m^3]$
τ_{ij}	: 應力張量	
μ	: 黏滯係數	$[kg/ms]$
μ_{eff}	: 等效黏滯係數	$[kg/ms]$
μ_t	: 紊流黏滯係數	$[kg/ms]$
$\sigma_\epsilon, C_{\epsilon 1}, C_{\epsilon 2}, C_{\epsilon 3}, C_{\epsilon 4}$	: 紊流模式係數	
$\sigma_{h,t}$	: 紊流浦朗特數(turbulent prandtl number)	
ϵ	: 紊流耗散率	
ϕ	: 代表任一獨立物理量 (u_i, e, k etc.)	

上標說明

- : 時均值
- n : 疊代次數
- + : 紊流無因次參數

下標說明

i, j, k : 張量使用之序號

第一章 緒論

飛彈發射室依執行的目的與使用方法的不同，有陸上基地式、彈艙式等類別，然而飛彈在非常短暫的時間內完成點火以致於射出的程序伴隨著極高速與高溫的氣流產生，氣流中亦包含了未完全燃燒的燃料與大量有害廢氣。此高速高溫的氣流對發射室具有相當的破壞力，而大量的有害氣體則對人員的安全健康造成威脅。因此確切的瞭解飛彈發射室內的熱流現象，對確保發射室以及執行人員的安全有極大的幫助。

上述的程序在學理上可歸類為暫態、可壓縮氣體、廢氣擴散等研究範疇，然而在飛彈飛離發射室過程所衍生的現象，過去卻很少被研究；由於飛彈發射時，在某一瞬間開始釋放高速、高溫氣體，在空間內造成瞬間的高壓，然而受到高壓影響，大量氣體向外流出，造成有限空間內無法維持正壓狀態，反而造成負壓的情形，在氣體不斷被釋放進入空間，以及負壓將周圍空氣吸入的效應，使空間內的壓力再度呈現正壓狀態，如此不斷震盪，最後與外界達到平衡狀態。此種壓力震盪的情形除了對空間內的門、窗、儀器與結構等設備具也相當嚴重的破壞力，對於空間內的通風系統也有極大的影響。因此徹底瞭解飛彈飛離發射室過程所衍生的現象，對維護發射室的安全有絕對的幫助。

在過去，這方面的研究報告並沒有完整的研究，在噴流的研究方面 Amano and Brandt [1]，以數值模擬方式利用求解 Navier-Stoke 方程式，加入高雷

諾數雙紊流模式模擬噴流流場，模擬衝擊平板的狀態。Wolfshtein [2] 以有限差分法配合單一紊流模式解噴流流場，與實驗結果一致。Kim and Chang [3] 建構三維超音速流場，依照衝擊的角度變化探討壓力、溫度以及密度場的變化。Gardon and Akfirst [4] 以實驗量測噴射衝擊所產生的熱傳係數變化。黃啟鐘和劉振隆[5]以數值研究探討噴射衝擊流場的結構，大致上將流場分成三個區域。第一是自由噴射區域，第二是噴射衝擊區域，第三是壁面衝擊區域。上述的文獻大多針對噴流流場特性作分析，對於噴流對於密閉空間內流場、溫度場與壓力變化的討論很少。

本研究針對陸基式飛彈發射室進行熱流場的數值模擬與分析，為了真實的模擬飛彈發射的暫態過程，本文流場的統御方程式是應用 STAR-CD V3100 流體力學計算軟體輔助計算，配合 Arbitrary Sliding Interfaces (ASI) 的網格移動技術，模擬飛彈發射出發射室的過程；STAR-CD V3100 是利用有限體積法疊代求解 Navier-Stokes equation 求得流場，對速度與壓力計算方式則採用 PISO 模式，各物理變數定易於每個控制容積作積分而求得。本研究模擬多顆飛彈接連飛離發射室所產生的流場變化，並探討壓力、溫度的變化情形，並針對發射室內物理變化情形進行探討。

第二章 物理模式

本文所採用的物理模式為實體建物稍作簡化而成。為了觀察氣體進出飛彈發射室的流場，因此本文採用開放空間的計算模式，在飛彈發射室四周拉長邊界為飛彈長度的 500 倍長。

流場統御方程式

本文選擇 $k-\varepsilon$ 紊流模式來模擬流場，為簡化分析，流場做如下之假設：

- 1、流場為三維不可壓縮流場。
- 2、流體為牛頓流體，黏性係數(viscosity)為等方向性。
- 3、忽略重力。

統御方程式

連續方程式

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{u}_j) = 0$$

動量方程式

$$\frac{\rho}{\sqrt{g}} \frac{\partial}{\partial t}(\sqrt{g} \bar{u}_i) + \rho \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{u}_j u_i - \tau_{ij}) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + s_i$$

$$\tau_{ij} = 2\mu s_{ij} - \frac{2}{3}\mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} - \overline{\rho u'_i u'_j}$$

$$s_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$

其中： t 為時間， x_i 為卡氏座標 ($i = 1, 2, 3$)， u_i 為流體在 x_i 方向的絕對速度

$\bar{u}_i$ 為流體和座標系統的相對速度， p 為全壓值， ρ 為密度

τ_{ij} 為應力張量， s_i 為動量來源 (momentum source)

$\sqrt{g}$ 為特定公制張量 (metric tensor)

總焓方程式

$$\frac{\rho}{\sqrt{g}} \frac{\partial}{\partial t} (\sqrt{g} H) + \rho \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{u}_j H - F_{h,j} - u_i \tau_{ij}) = \frac{1}{\sqrt{g}} \frac{\partial}{\partial t} (\sqrt{g} p) + \frac{\partial}{\partial x_j} (u_{cj} p) + s_i u_i + s_h$$

狀態方程式

$$\rho = \frac{P}{RT}$$

紊流動能方程式

$$\frac{\rho}{\sqrt{g}} \frac{\partial}{\partial t} (\sqrt{g} k) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho \bar{u}_j k - \frac{\mu_{eff}}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) = \mu_t (p + p_B) - \rho \varepsilon - \frac{2}{3} \left(\mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \rho k \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_i}$$

其中 $\mu_{eff} = \mu + \mu_t$

$$p \equiv 2 s_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j}$$

$$p_B \equiv - \frac{g_{mi}}{\sigma_{h,t}} \frac{1}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial x_i} = 0$$

$\sigma_{h,t}$ 為紊流普朗特數 (Turbulent Prandtl Number), σ_k 為經驗值

紊流能量消耗方程式

$$\frac{\rho}{\sqrt{g}} \frac{\partial}{\partial t} (\sqrt{g} \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho \bar{u}_j \varepsilon - \frac{\mu_{eff}}{\sigma_k} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) =$$

$$C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \left[\mu_t (p + C_{\varepsilon 3} p_B) - \frac{2}{3} \left(\mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \rho k \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right] - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} - C_{\varepsilon 4} \rho \varepsilon \frac{\partial u_i}{\partial x_i}$$

邊界條件

本文中為了比較實際的模擬飛彈飛離發射室，因此採用開放空間的流場計

算，在開放空間的邊界條件假設為一大器壓力、溫度 293K 的壓力邊界，飛彈發射口設定為進口邊界條件，並給予速度、溫度以及密度；固體邊界則設定速度為零的絕熱壁面。

第三章 數值方法

本文流場的統御方程式乃是應用 STAR-CD 流體力學計算軟體輔助計算，STAR-CD 是利用有限體積法(finite-volume) 疊代來解 Navier-Stokes equations 求得流場。統御方程式乃是利用 SIMPLE Algorithm 來解三維流場統御方程式。各物理變數定義於每個控制容積的中央，離散方程式則是將統御方程式對每個控制容積作積分而求得。

統御方程式可以表示成下列通式：

$$\frac{1}{\sqrt{g}} \frac{\partial}{\partial t} (\sqrt{g} \rho \phi) + \text{div}(\rho \bar{u}_\phi - \Gamma_\phi \text{grad } \phi) = s_\phi \quad (3-1)$$

將上式改寫：

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \phi dV + \int_S (\rho \bar{u}_\phi - \Gamma_\phi \text{grad } \phi) \cdot d\vec{S} = \int_V s_\phi dV \quad (3-2)$$

如圖 2-5，可以將方程式寫成下式：

$$\frac{d}{dt} \int_{V_p} \rho \phi dV + \sum_j \int_{S_j} (\rho \bar{u}_\phi - \Gamma_\phi \text{grad } \phi) \cdot d\vec{S} = \int_V s_\phi dV \quad (3-3)$$

T_1
 T_2
 T_3

式(3-3)中的第一項可以離散如下式：

$$T_1 \approx \frac{(\rho \phi V)_P^n - (\rho \phi V)_P^o}{\delta t} \quad (3-4)$$

式(3-3)中的第二項可以將其分成對流項(convection)以及擴散項(diffusion)

$$T_2 \approx \underbrace{\sum_j (\rho \bar{u}_\phi \cdot \vec{S})_j}_{\text{convection}} - \underbrace{\sum_j (\Gamma_\phi \overrightarrow{\text{grad } \phi} \cdot \vec{S})_j}_{\text{diffusion}} = \sum_j C_j - \sum_j D_j \quad (3-5)$$

擴散項可以展開成如下式：

$$D_j \approx \Gamma_\phi \left[f_j^l (\phi_N - \phi_P) + \left\{ \overrightarrow{\text{grad}} \phi \cdot \vec{S} - f_j^l \overrightarrow{\text{grad}} \phi \cdot \vec{d}_{PN} \right\}_j \right] \quad (3-6)$$

對流項的處理，以 Upwind Differencing Scheme 為例

$$C_j^{UD} \equiv F_j \begin{cases} \phi_P & , F_j \geq 0 \\ \phi_{N+} & , F_j < 0 \end{cases} \quad \text{where } F_j \equiv (\rho \vec{u}_r \cdot \vec{S})_j \quad (3-7)$$

式(3-3)中的第三項可以寫成下式

$$T_3 \approx s_1 - s_2 \phi_P \quad (3-8)$$

將各離散方程代回式 3-3 中，可以得到一通式：

$$A_P \phi_P^n = \sum_m A_m \phi_m^n + s_1 + B_P \phi_P^o \quad B_P \equiv (\rho V)^o / \delta t \quad (3-9)$$

and

$$A_P \equiv \sum_m A_m + s_2 + B_P \quad (3-10)$$

而計算流場時是以每一次疊代後所有控制容積內的殘值改變率小於給定值做為收斂條件。

$$C_\phi^k = \sum \left(|B_P^n \phi_P^n| - |B_P^o \phi_P^o| \right) < (\text{給定值}) \quad (3-11)$$

本文在解析流場時，所給的值為 0.001。

整個計算的流程如圖 3-3 所示。

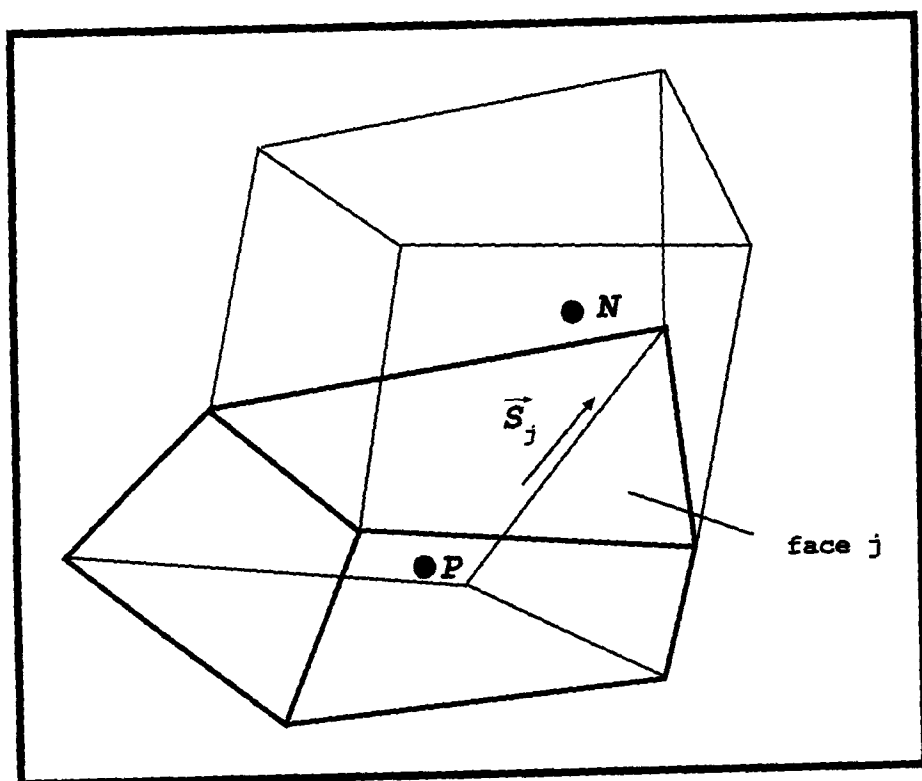


圖 3-1 相鄰網格中心點示意圖

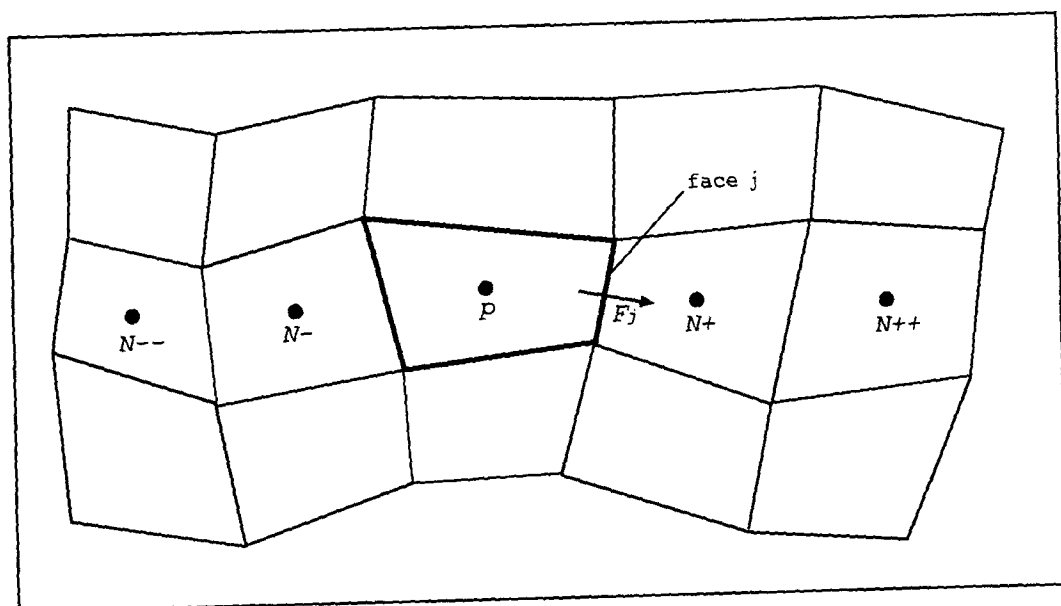


圖 3-2 對流通量示意圖

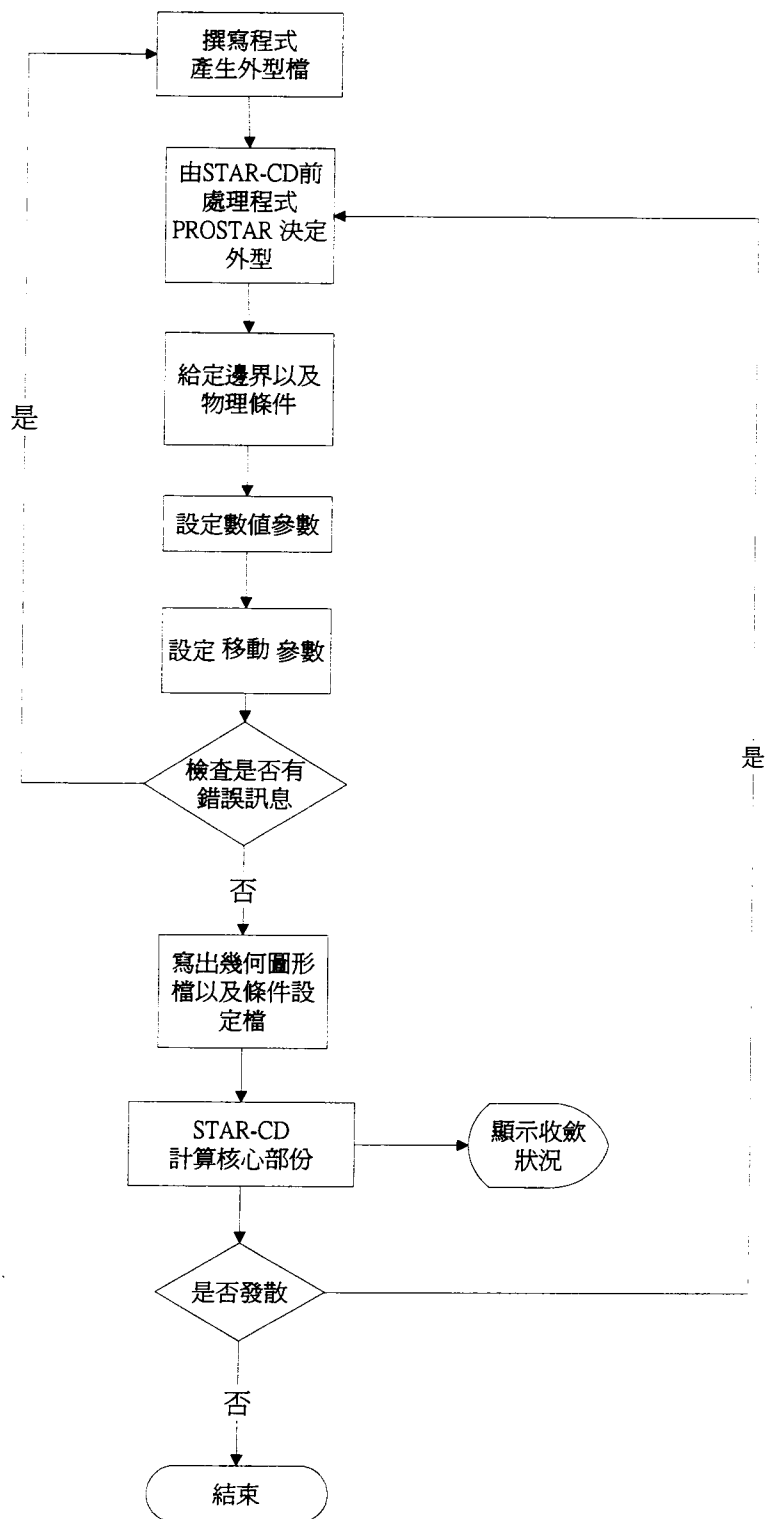


圖 3-3 數值計算流程圖

第四章 結果與討論

本研究所探討的方式根據依照實際發射室，依照適當比例建構三維飛彈發射室之計算模型，並以數值計算的方式模擬當多顆飛彈飛離發射室過程中，流場、溫度、以及壓力的變化情形。由於本文探討重點在於飛彈發射室內部的變化，因此本文並不將整個模型之範圍作為討論的區域，而是依照觀察性質的影響範圍擷取適當的觀察區域。

本研究所探討的方式根據依照實際發射室，依照適當比例建構三維飛彈發射室之計算模型，如圖 4-1 所示，並以數值計算的方式模擬多顆飛彈連續飛離發射室過程中，流場、溫度以及壓力的變化情形，本次模擬飛彈發射順序採用依照面對發射室時飛彈位置由左至右依順序發射。四顆飛彈發射傾斜角均為 25° ，飛彈飛行的軌跡為直線前進，飛彈飛行速度是以變加速度前進（飛彈前進速度變化圖如圖 4-2 所示），由於飛彈發射初期速度變化甚小，故當時間小於 0.45 秒時，是飛彈飛行速度採用等速度前進，當 0.45 秒以後，則是依照多項式近似曲線模擬飛彈飛行速度。本研究探討發射室內流場、溫度、壓力變化情形進行討論。由於本研究目的為研究飛彈發射室內部之分析，故因此在探討時僅顯示發射室內之區域切面圖，對於外界大氣區域與飛彈發射之相互影響，並不在此研究中討論。

本章節將針對不同時間下飛彈發射室內影響發射室內最劇烈的飛彈截面的流場（圖 a）、壓力場（圖 b）、兩側壁面壓力（圖 c）以及各個飛彈截面（圖

d、e、f、g) 的溫度場變化情形進行討論。

圖 4-3 顯示第一顆飛彈發射後 0.4 秒，此時第一顆飛彈正好要脫離發射管，如圖 4-3a 所示，高速氣流由飛彈後方噴出，當氣流衝擊到地板後，氣流向發射室後方流動；由於發射管內充滿高速的氣體，受到高速流動的影響，因此在發射管內產生較大的負向壓力，如圖 4-3b 所示，同時當氣流衝擊到地面時，在地面上產生衝擊，造成較大的正向壓力，當大量氣體向發射室後方排煙道流動時，由於氣體累積的情形，造成發射室後方的壓力漸漸升高；圖 4-3c 表示發射室兩側壁面的壓力，由於第一顆飛彈位置偏向左方的壁面，也因此可以發現此時受到噴射氣流的影響，在左方壁面的底部區域產生較大的正向壓力，在壁面上方區域受到氣流影響會有負向的壓力的產生，而右方壁面由於距離飛彈較遠，受到的影響較少，因此在右側壁面上的壓力變化也比較小；圖 4-3d-圖 4-3g 顯示各個飛彈截面上的溫度分佈，此時第一顆飛彈後方噴射出高溫的氣流，同時也隨著氣流迅速的擴散，也因此第四顆飛彈後面後方亦可以發現高溫的氣流。

圖 4-4 顯示第一顆飛彈發射後 0.8 秒，此時第一顆飛彈已經脫離發射室進入大氣空間，如圖 4-4a 所示；發射管內壓力受到高速氣流的影響仍然呈現負向壓力，被高速氣流衝擊的壁面也呈現較高的正向壓力，然而，隨著飛彈逐漸遠離發射室，噴射氣流對於發射室內壓力的影響並不如飛彈位於發射室內明顯，如圖 4-4b 所示，同時，發射室後方排煙道由於氣體累積的情形更為

明顯，造成發射室後方排煙道的壓力比較高；圖 4-4c 表示發射室兩側壁面的壓力，受到發射室內部氣體累積現象的明顯，在兩側壁面前端的壓力呈現正向壓力，然而受到流場的影響，在兩側壁面後端，除了底部受到氣流衝擊產生的正向壓力之外，其餘區域有負向壓力的產生；圖 4-4d-圖 4-4g 顯示各個飛彈截面上的溫度分佈，由於此時飛彈已經飛離發射室，大部分高溫氣流依然藉由發射管道進入發射室內，部份氣流由發射室的出口處進入發射室，也有部份氣流受到發射室與發射架的阻擋，向大氣散逸；在發射室內部，受到後方排煙道內氣體累積的情形產生，造成在排煙道入口處附近有高溫氣體聚集的渦流現象產生，這些氣體一部份繼續向後方排煙道推進，一部份則是受到回流的影响向前方發射室出口流動。

圖 4-5 顯示第一顆飛彈發射後 10.0 秒，此時第二顆飛彈正準備發射，由圖中可以觀測到，此時發射室內部的壓力分佈受到發射室內部流場的影響仍會有些許的震盪變化，同時內部溫度也因為氣體累積的現象在部份區域會有比較高的溫度被發現，但是由於量不多，因此並不明顯；圖 4-8 顯示第一顆飛彈發射後 20.0 秒，此時第三顆飛彈正準備發射，由溫度場分佈的情形看來，由於又經歷一顆飛彈發射的過程，發射室內部氣體累積的情形也更為明顯，也因此發射室內溫度累積的情形可以比較清楚的由圖上觀察到。

圖 4-6 與圖 4-9 分別顯示第一顆飛彈發射後 10.4 秒以及 20.4 秒，分別表示第二顆飛彈發射與第三顆飛彈發射後 0.4 秒，由於此時兩顆飛彈均位於

發射室中央區域，因此對於發射室內部溫度、壓力的影響也相近，由於第二顆飛彈位於中央偏左，因此可以由圖 4-6c 觀察到此時在發射室左側底部有明顯受到氣流衝擊的現象，反之，在圖 4-9c 則可以發現右側壁面底部受到氣流衝擊的現象，同時，由於發射的飛彈位於發射室中央，因此兩側壁面受到影響雖然程度不同，但也呈現相似的變化情形。除此之外，在圖中也可以發現，壁面壓力的分佈上，圖 4-9c 明顯的高於圖 4-6c，比較溫度分佈圖（圖 d-g）也可以發現在發射室內部的溫度，圖 4-9 明顯的高於圖 4-6，由此可知在 10 秒後飛彈發射，仍會在發射室內有殘存的氣體，並且會造成發射室內部溫度的上升。

圖 4-7 與圖 4-10 分別顯示第一顆飛彈發射後 10.8 秒以及 20.8 秒，分別表示第二顆飛彈發射與第三顆飛彈發射後 0.8 秒，此時飛彈均飛離發射室，如同圖 4-4，對於發射室內部的影響也逐漸減少，然而在溫度與壓力分佈圖中，也可以發現飛彈發射室內殘存氣體對發射室的影響。

圖 4-12 為發射室防爆氣密門上溫度隨時間變化曲線圖，觀測點位置如圖 4-11 所示，由圖中可以發現在每一次飛彈發射時會有兩次加熱，第一次是由於飛彈發射瞬間所產生的高溫氣流，第二次是由於部份高溫氣流無法順利的由後方排煙道排放到大氣之外，因此造成回流區域，將高溫氣體再度帶回所造成。發射第一顆飛彈時，由於此時飛彈比較接近左側發射室的壁面，因此造成壁面上的溫度較高於第二次發射時的壁面溫度，然而在飛彈第一次發射

時，由於排煙道並未有氣體堆積現象產生，因此回流影響並不明顯，在準備發射第二顆飛彈時，室內溫度因為高溫氣體的影響大約上升了 5°C ；然而在發射第二顆飛彈時，此時仍有前一次飛彈發射所殘存的氣體存在排煙道內，因此造成第二顆飛彈所排放出來的燃氣不易通過排煙道而排放到大氣中，造成在發射室內部氣體回流的影響變大，造成室內溫度明顯增高。到了準備發射第三顆飛彈時室內溫度大約上升了 15°C

圖 4-13 為發射室防爆氣密門上壓力隨時間變化曲線圖，觀測點位置如圖 4-11 所示，氣流在飛彈發射瞬間會在發射室內產生瞬間高壓，之後受到流場的影響會產生負向的壓力，隨著不同位置，受到氣體壓縮以及流場影響的程度也不同，並隨著時間呈現震盪現象，然而由圖中可以發現發射室內氣密門附近壓力值的變化情形，大致過了 7 秒左右便趨於穩定的狀況，並沒有明顯的增加現象的發現。

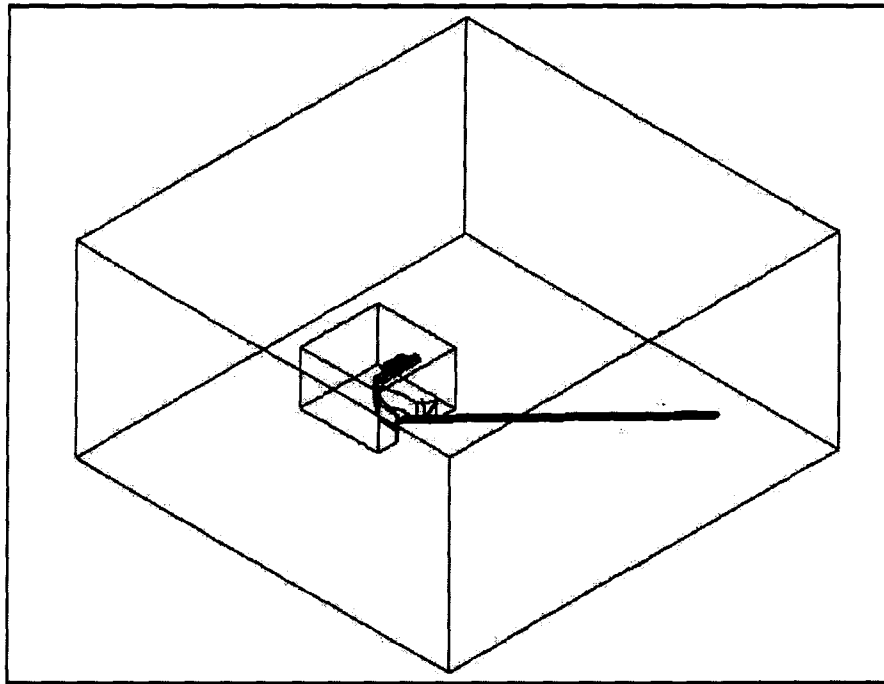


圖 4-1 三維飛彈發射室之計算模型

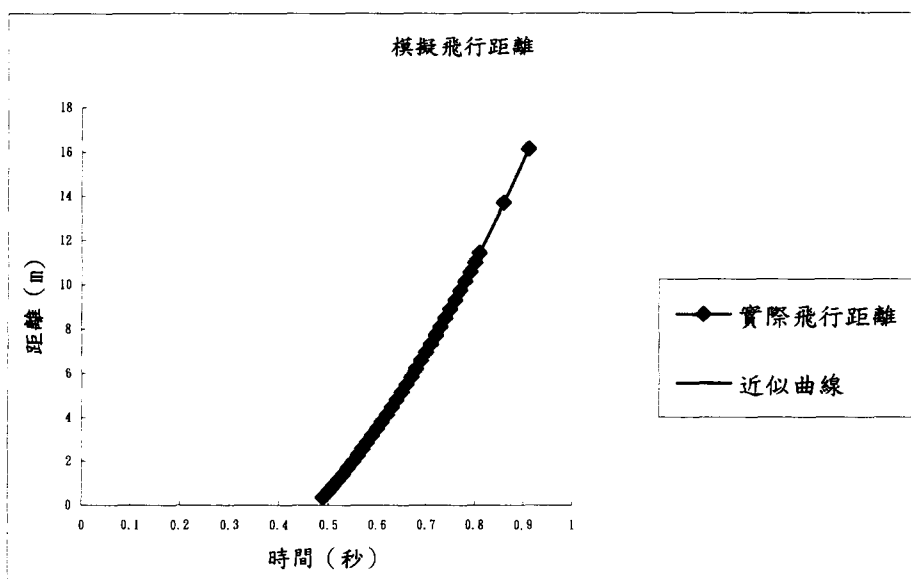


圖 4-2 實際飛行距離與近似曲線

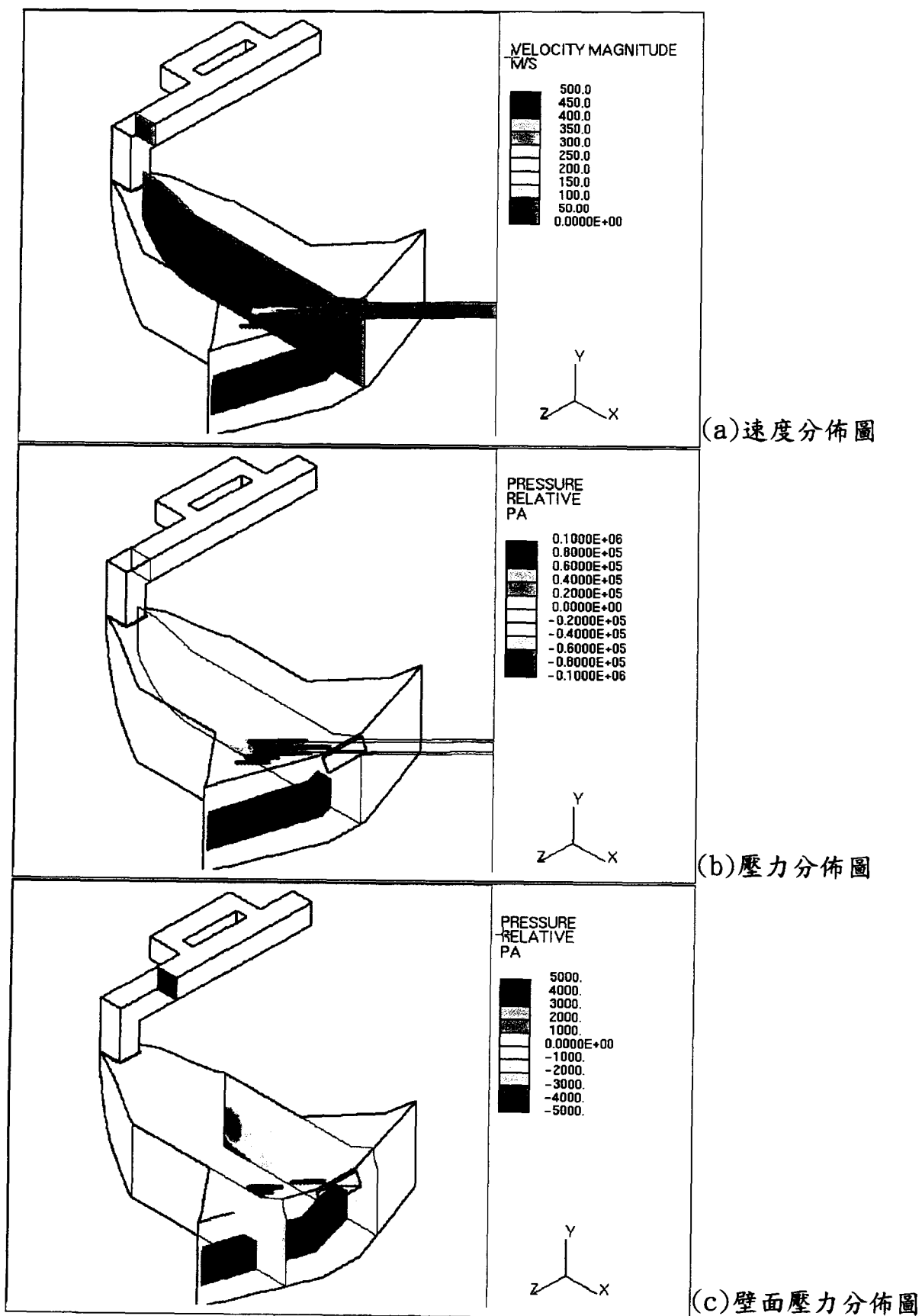
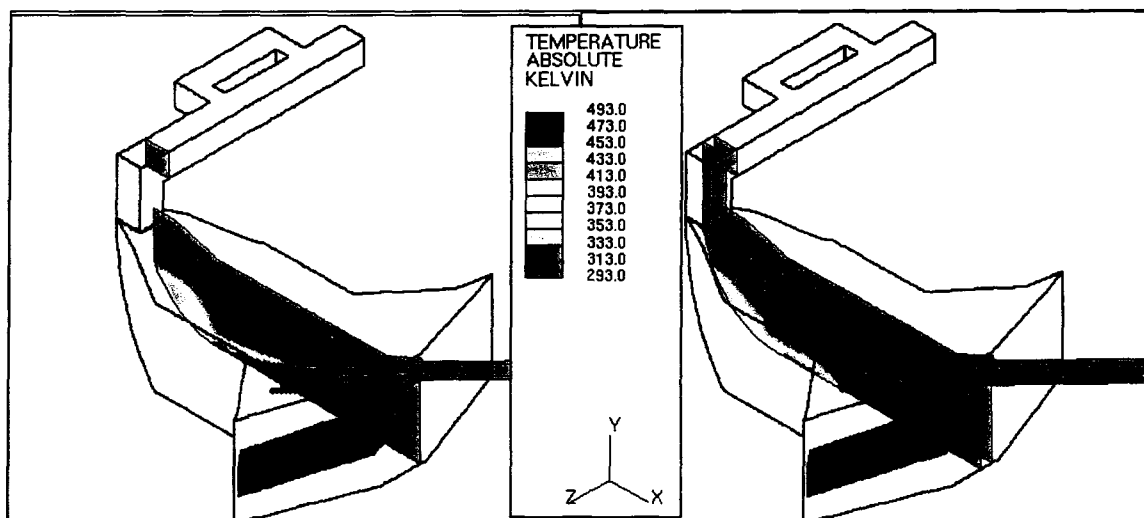
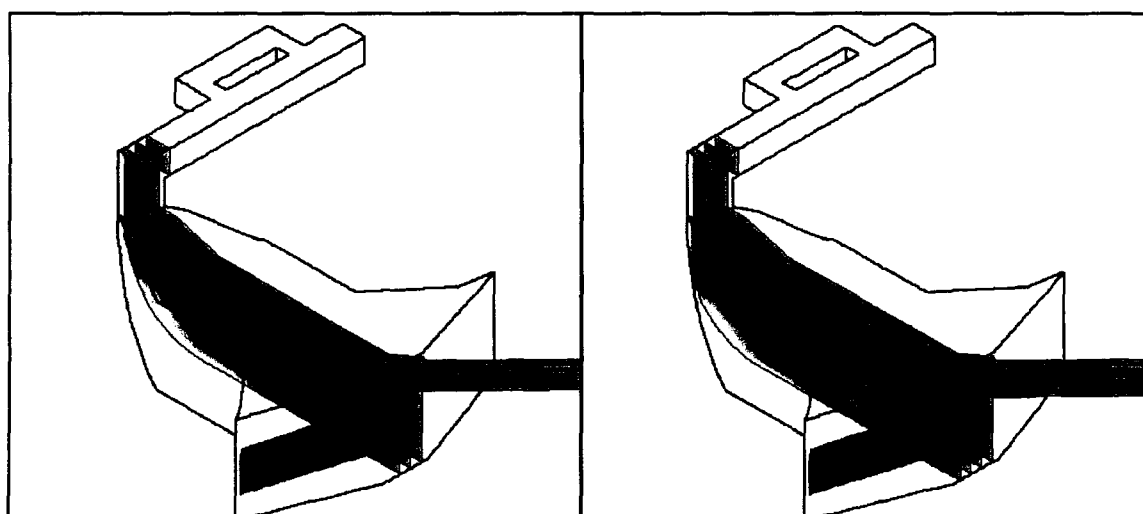


圖 4-3 第一顆飛彈發射後 0.4 秒



(d) 第一顆飛彈截面溫度分佈圖

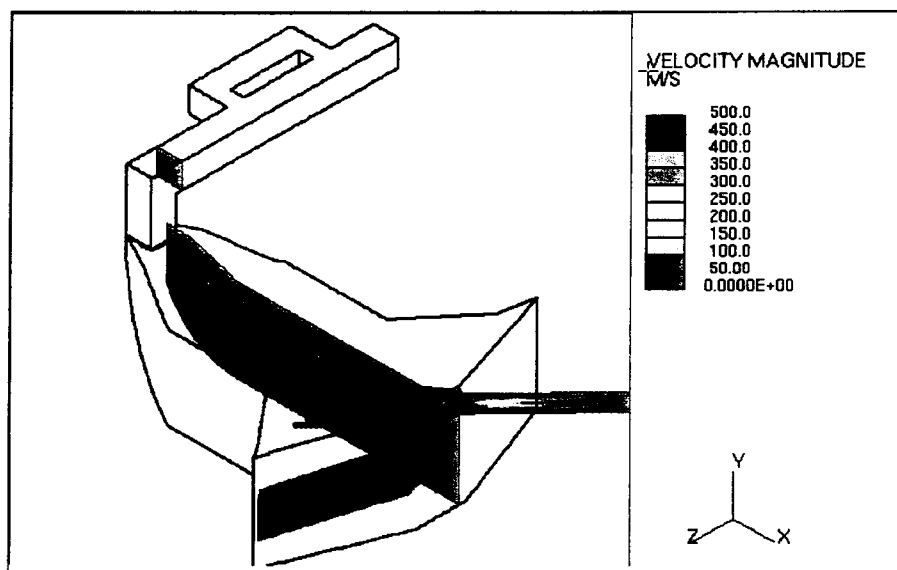
(e) 第二顆飛彈截面溫度分佈圖



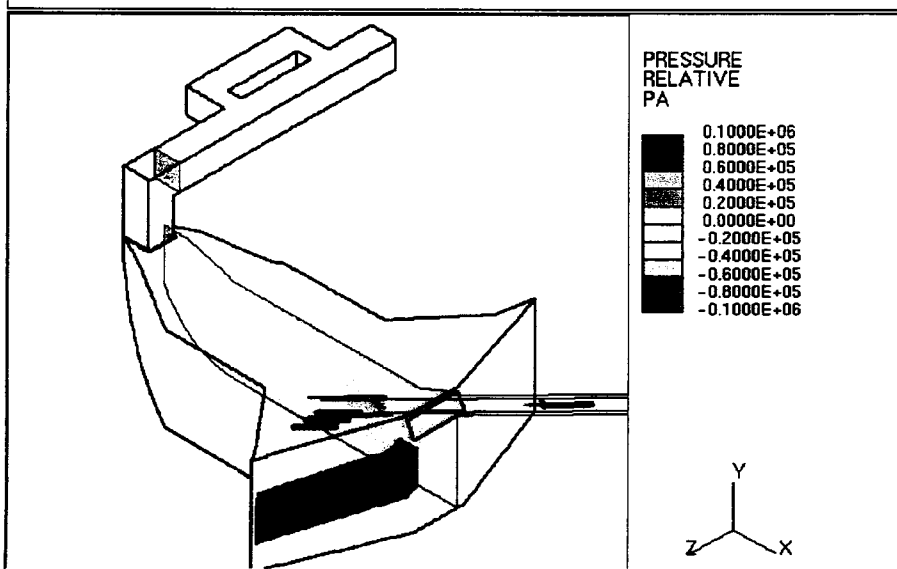
(f) 第三顆飛彈截面溫度分佈圖

(g) 第四顆飛彈截面溫度分佈圖

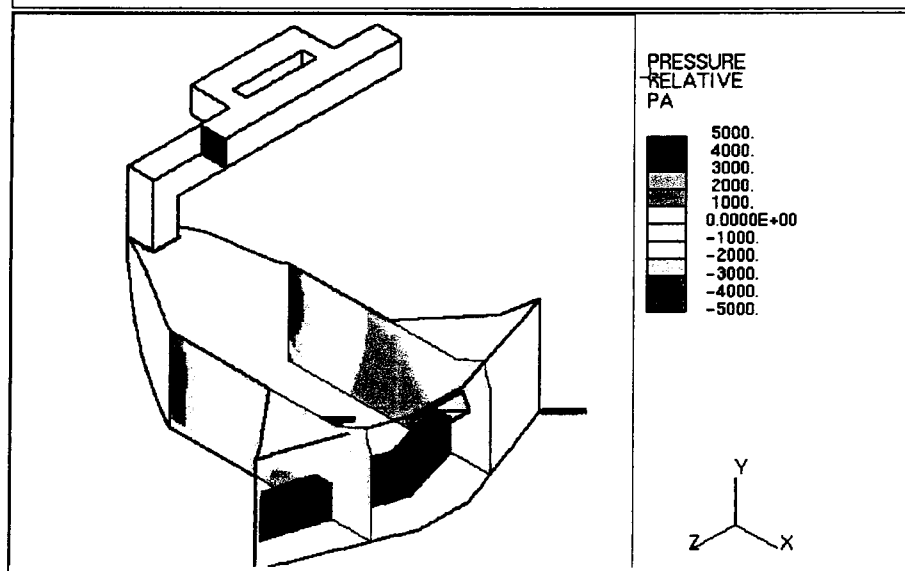
圖 4-3 第一顆飛彈發射後 0.4 秒(續)



(a)速度分佈圖

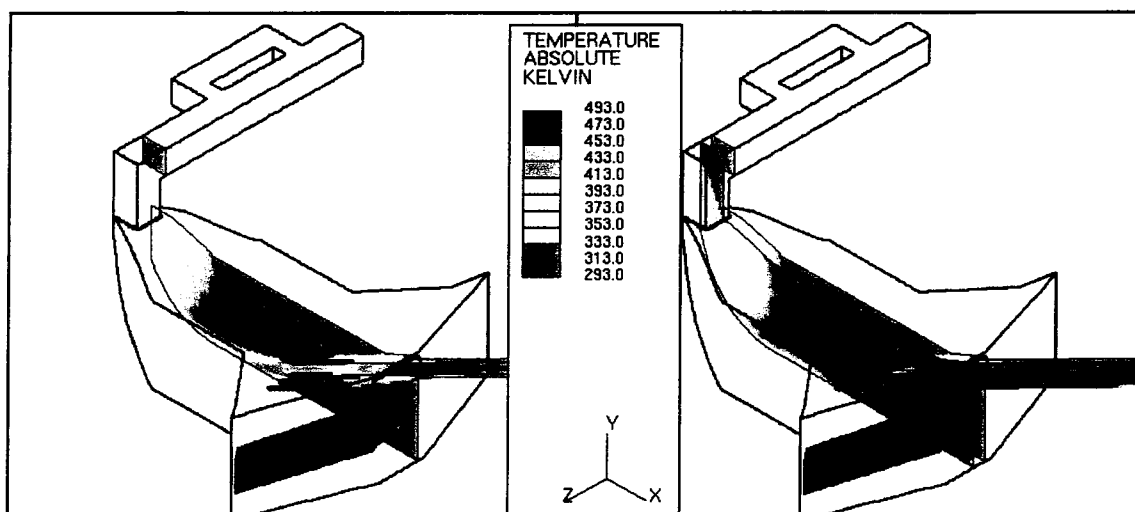


(b)壓力分佈圖



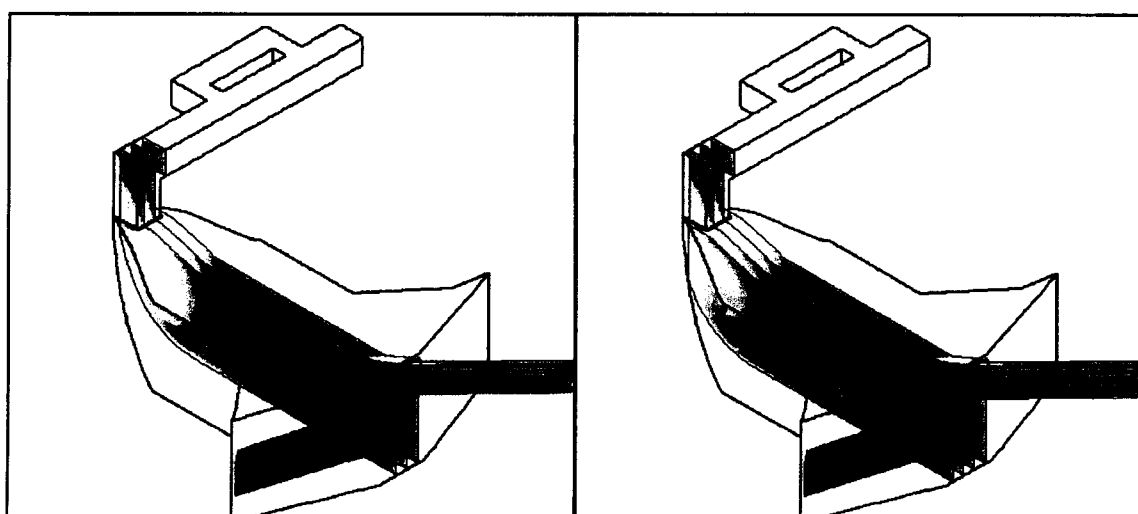
(c)壁面壓力分佈圖

圖 4-4 第一顆飛彈發射後 0.8 秒



(d) 第一顆飛彈截面溫度分佈圖

(e) 第二顆飛彈截面溫度分佈圖



(f) 第三顆飛彈截面溫度分佈圖

(g) 第四顆飛彈截面溫度分佈圖

圖 4-4 第一顆飛彈發射後 0.8 秒(續)

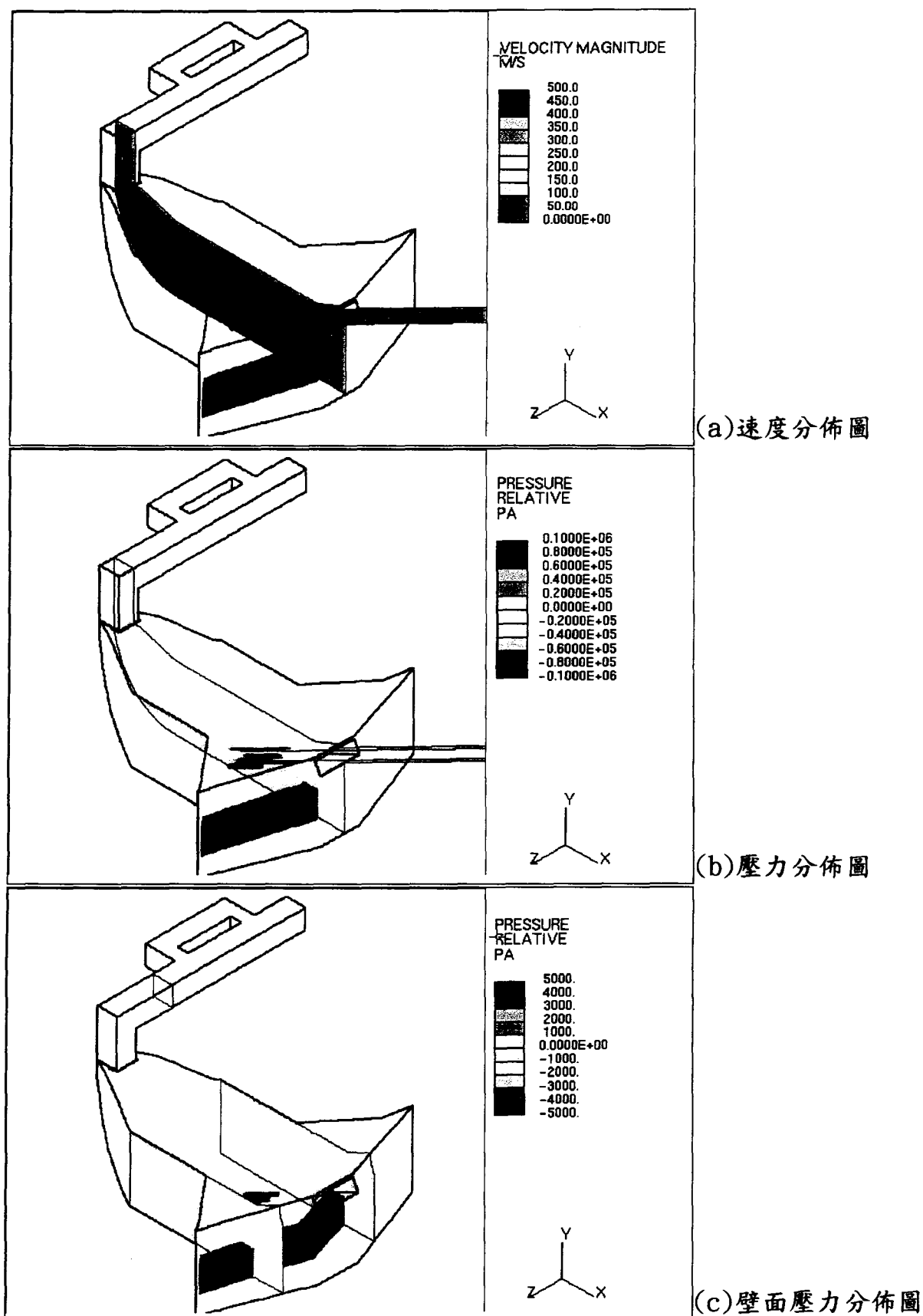
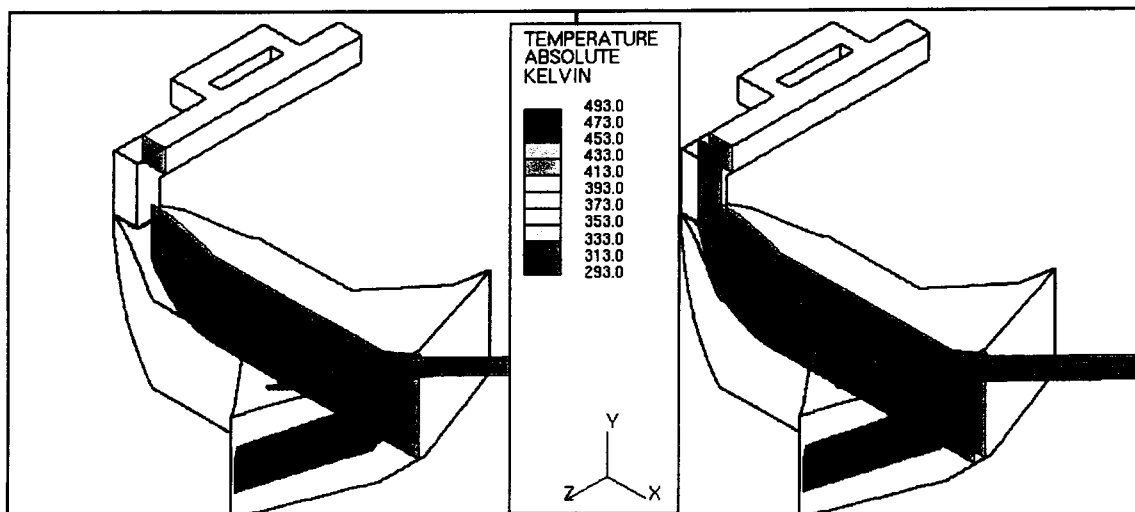
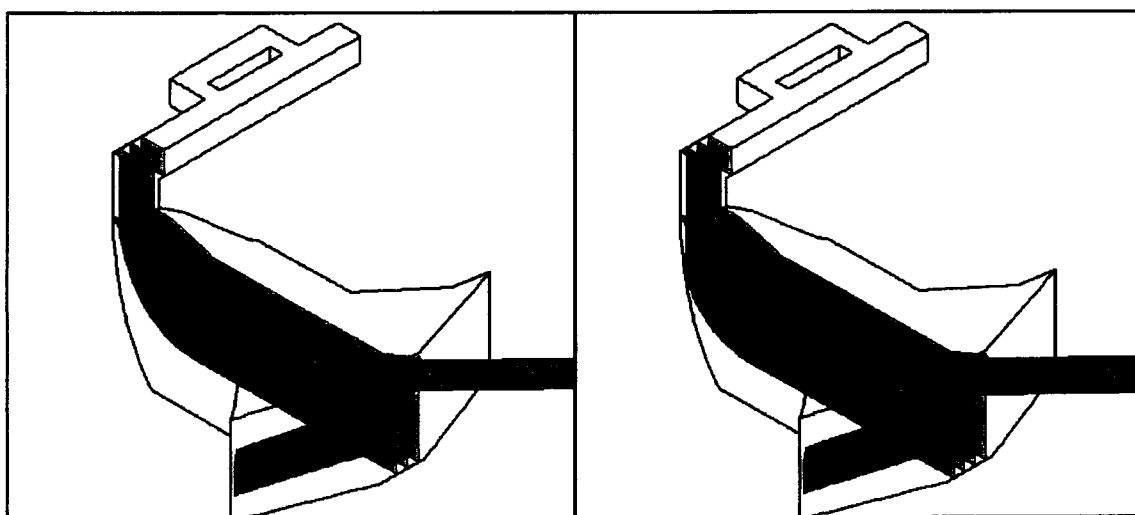


圖 4-5 第一顆飛彈發射後 10 秒



(d) 第一顆飛彈截面溫度分佈圖

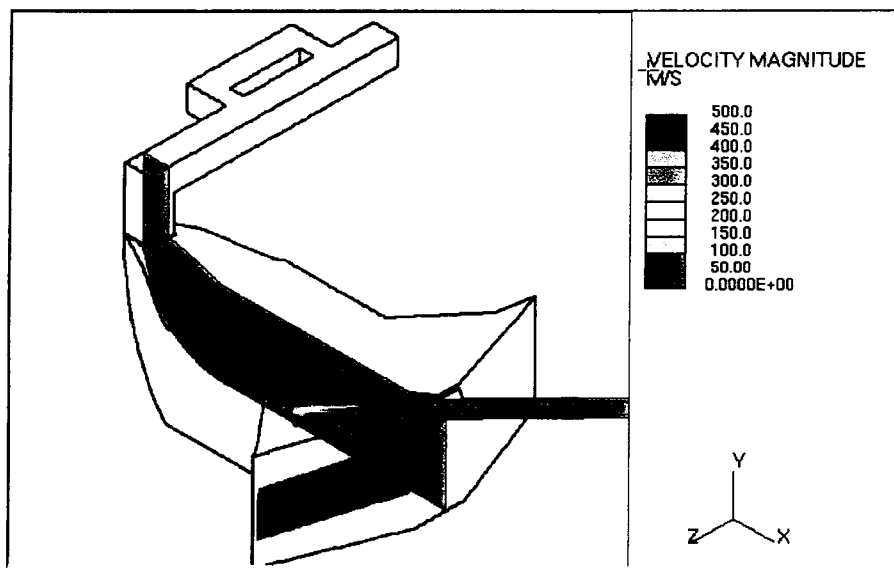
(e) 第二顆飛彈截面溫度分佈圖



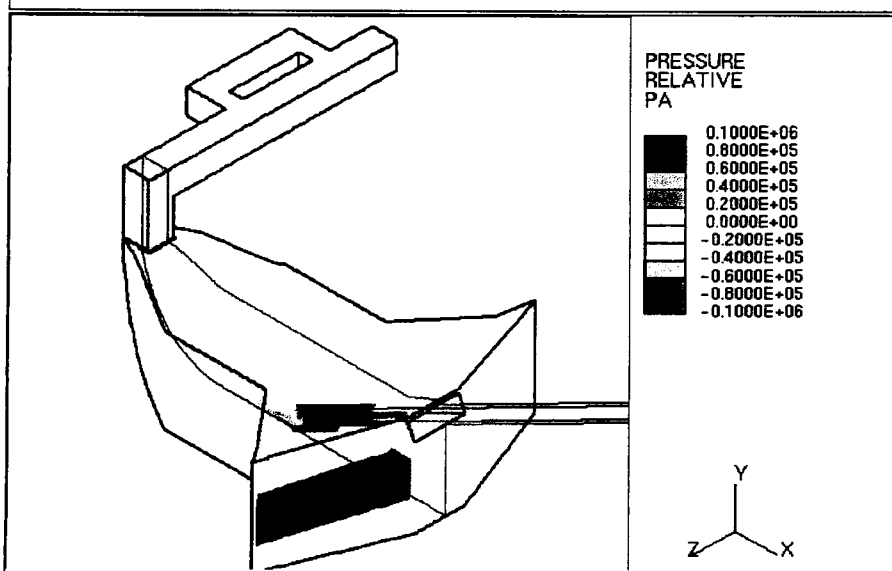
(f) 第三顆飛彈截面溫度分佈圖

(g) 第四顆飛彈截面溫度分佈圖

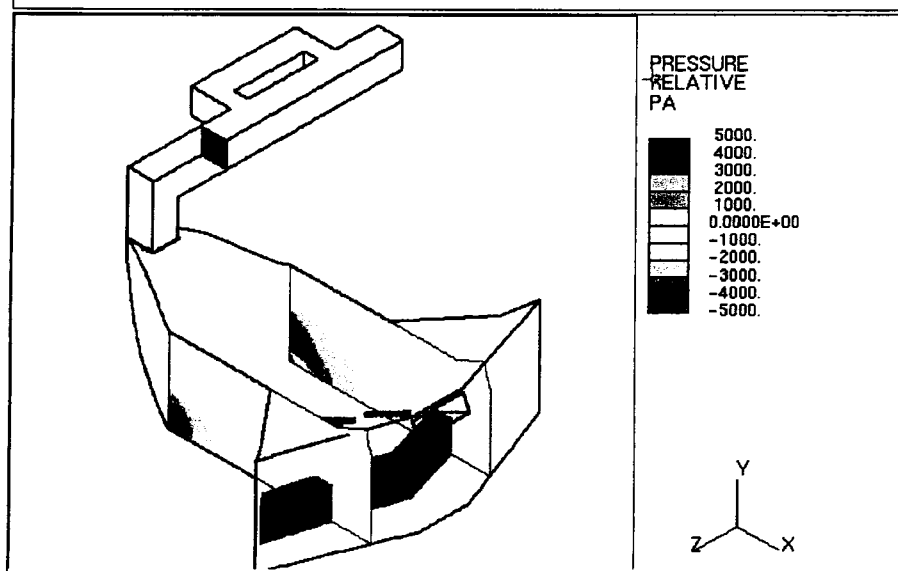
圖 4-5 第一顆飛彈發射後 10 秒 (續)



(a)速度分佈圖

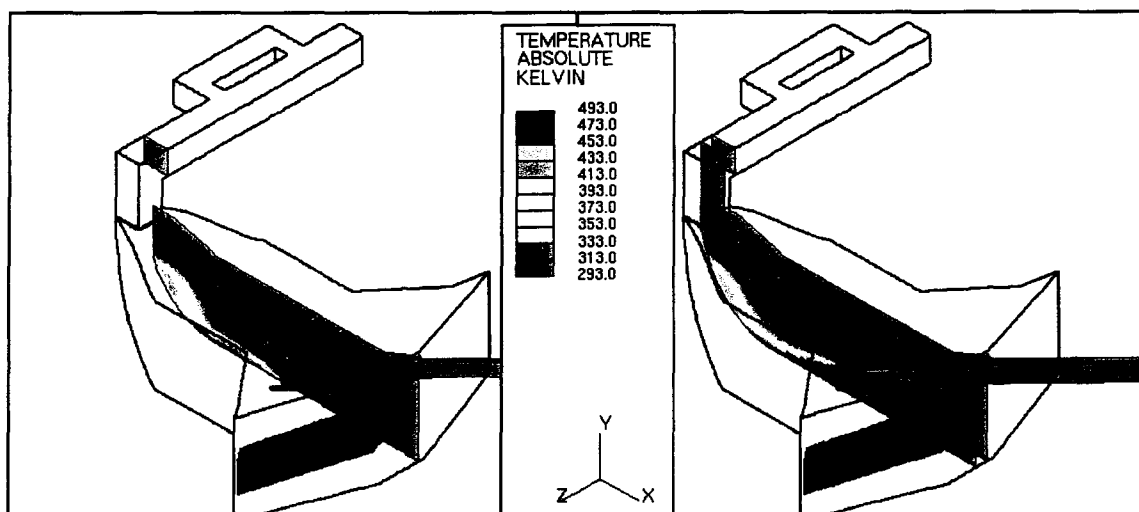


(b)壓力分佈圖



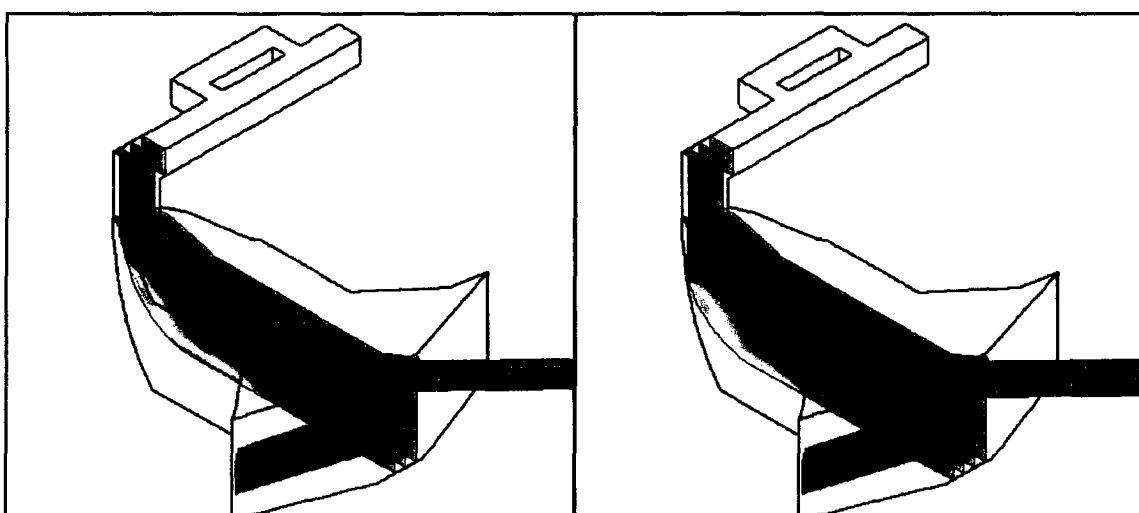
(c)壁面壓力分佈圖

圖 4-6 第一顆飛彈發射後 10.4 秒



(d) 第一顆飛彈截面溫度分佈圖

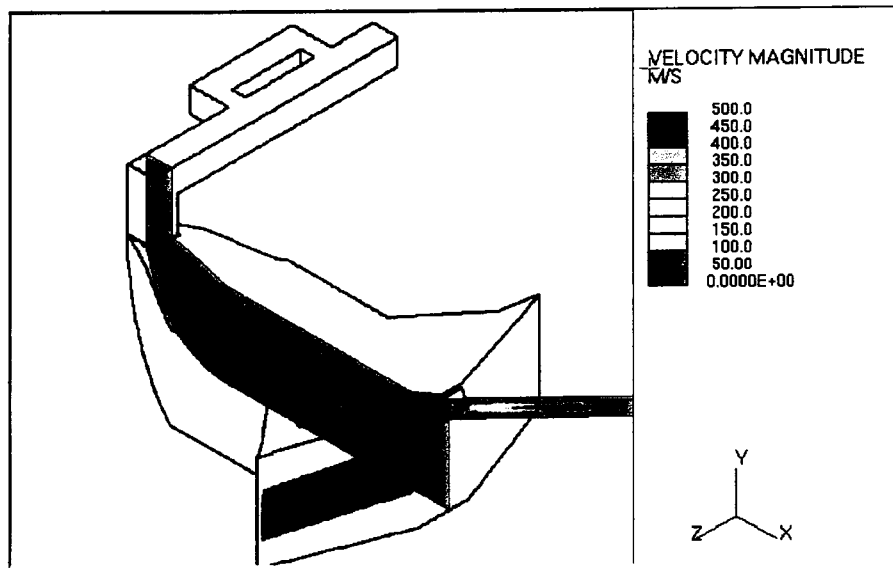
(e) 第二顆飛彈截面溫度分佈圖



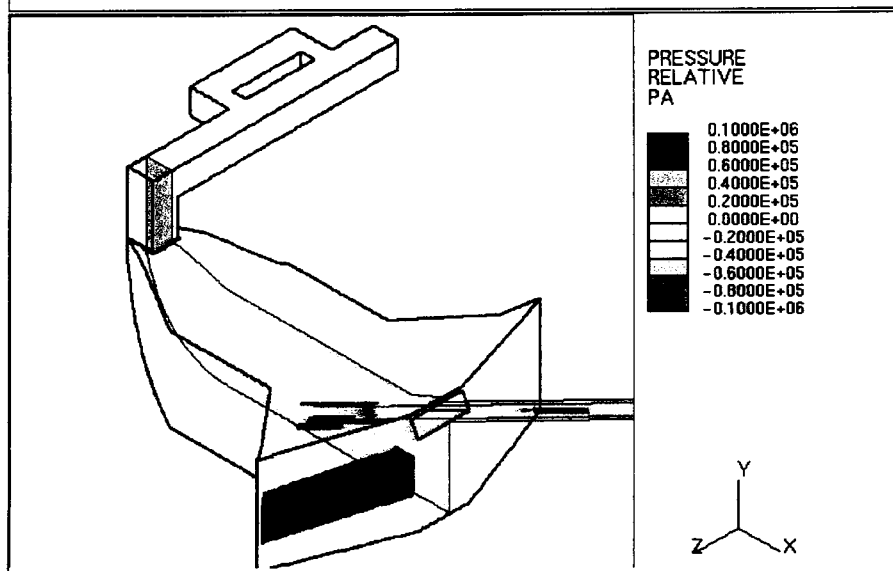
(f) 第三顆飛彈截面溫度分佈圖

(g) 第四顆飛彈截面溫度分佈圖

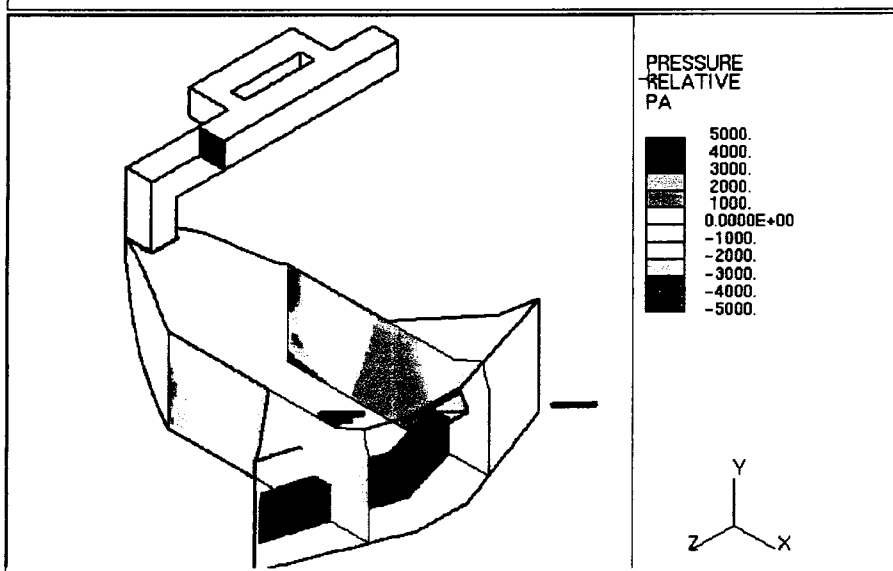
圖 4-6 第一顆飛彈發射後 10.4 秒 (續)



(a)速度分佈圖

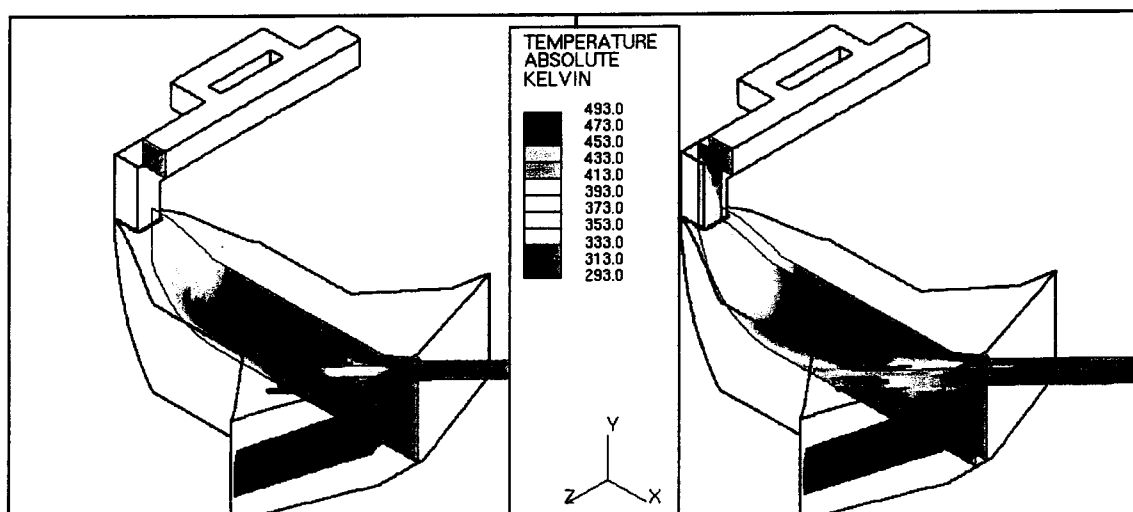


(b)壓力分佈圖



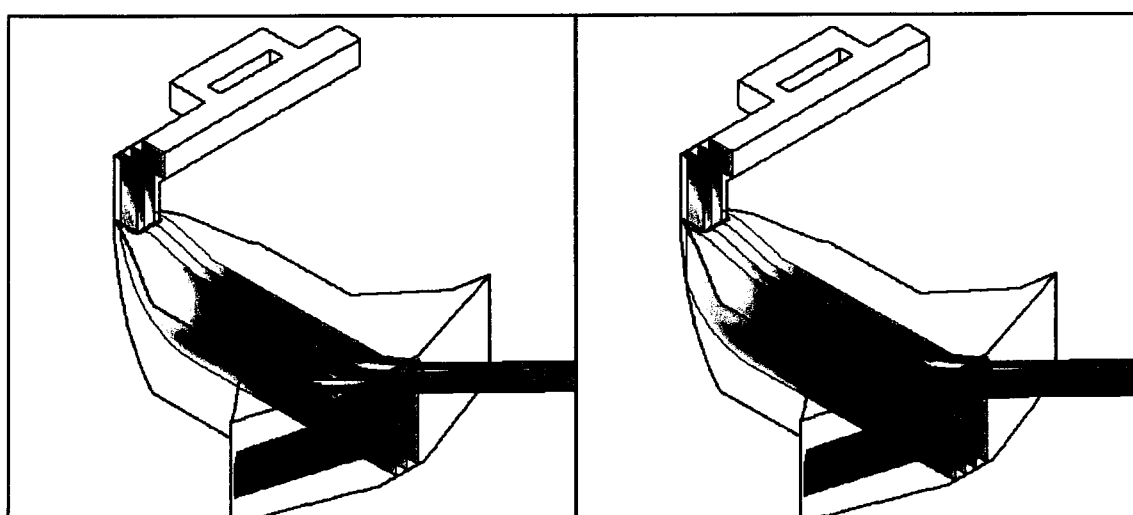
(c)壁面壓力分佈圖

圖 4-7 第一顆飛彈發射後 10.8 秒



(d)第一顆飛彈截面溫度分佈圖

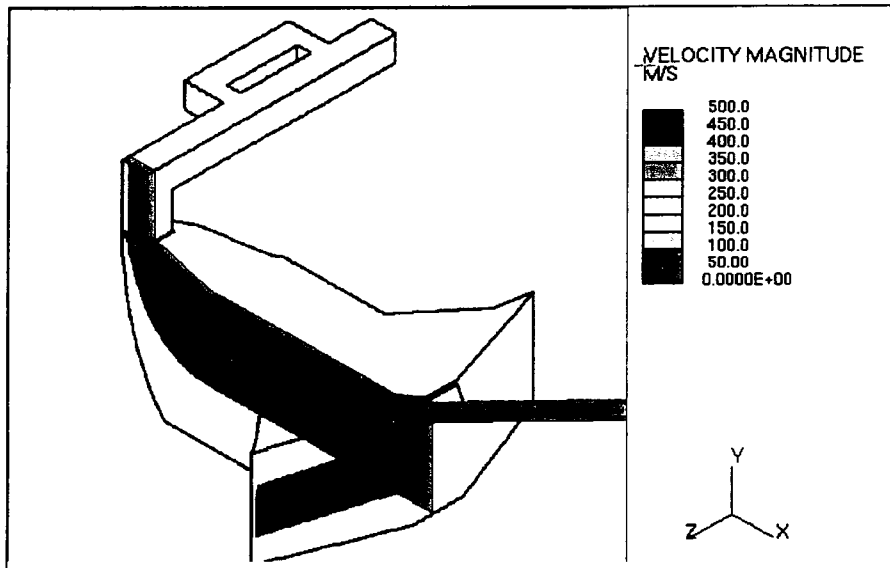
(e)第二顆飛彈截面溫度分佈圖



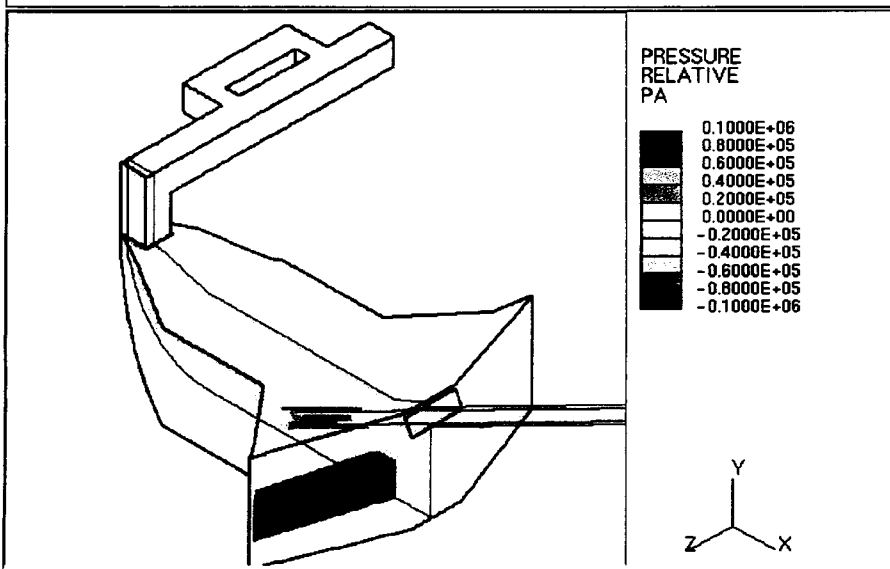
(f)第三顆飛彈截面溫度分佈圖

(g)第四顆飛彈截面溫度分佈圖

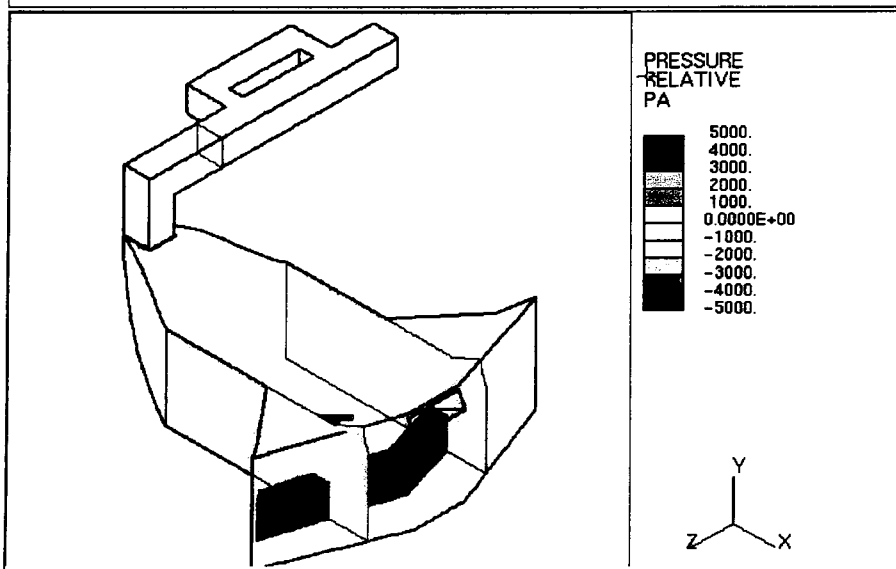
圖 4-7 第一顆飛彈發射後 10.8 秒 (續)



(a)速度分佈圖

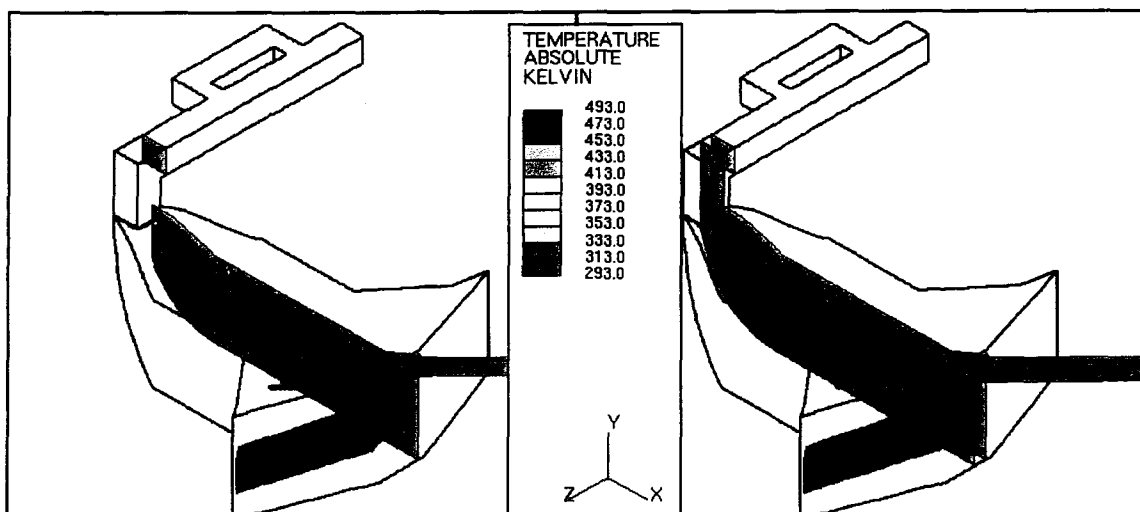


(b)壓力分佈圖



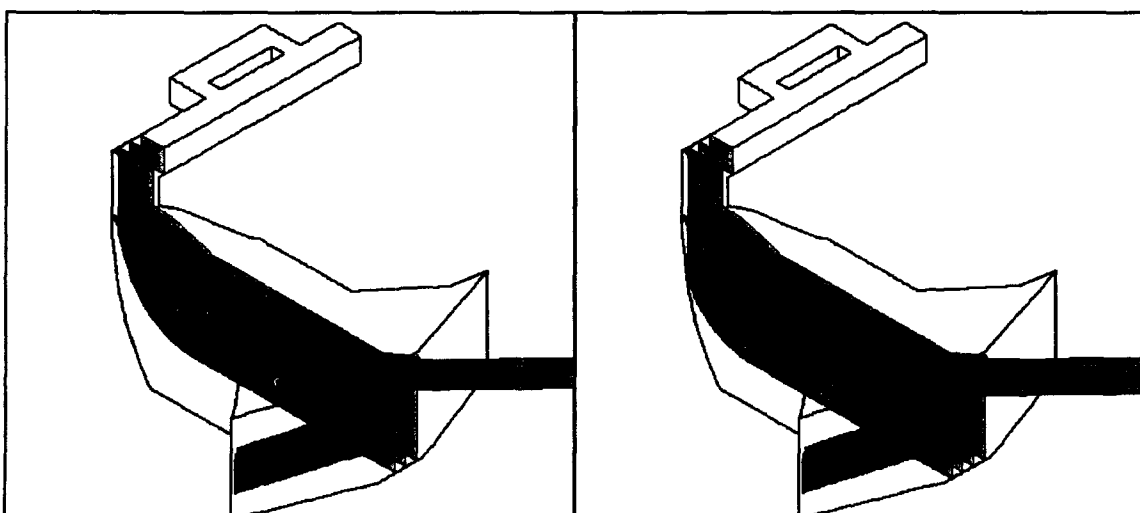
(c)壁面壓力分佈圖

圖 4-8 第一顆飛彈發射後 20 秒



(d)第一顆飛彈截面溫度分佈圖

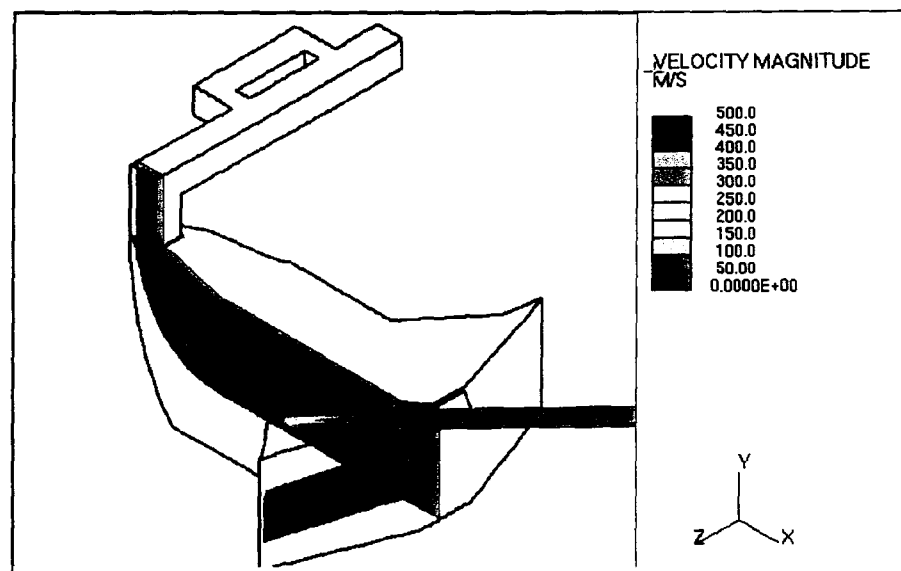
(e)第二顆飛彈截面溫度分佈圖



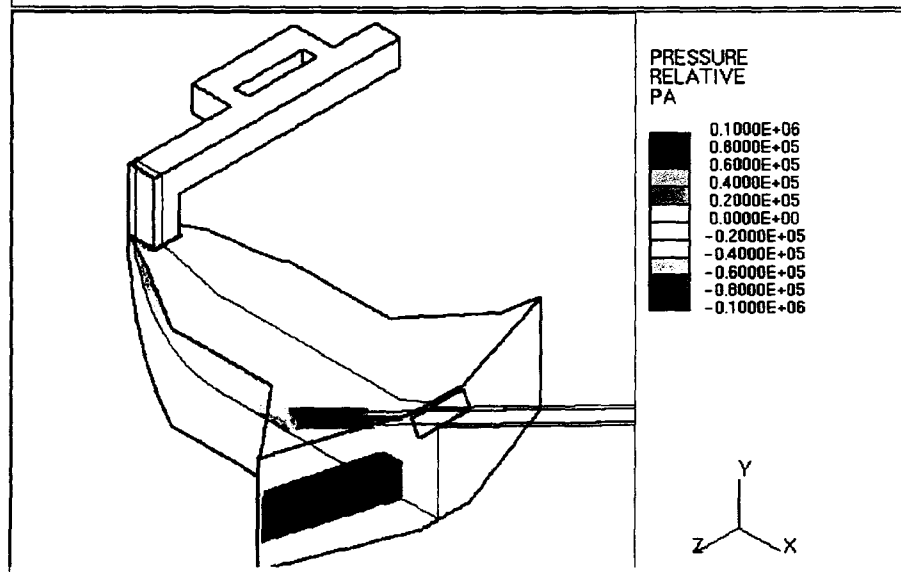
(f)第三顆飛彈截面溫度分佈圖

(g)第四顆飛彈截面溫度分佈圖

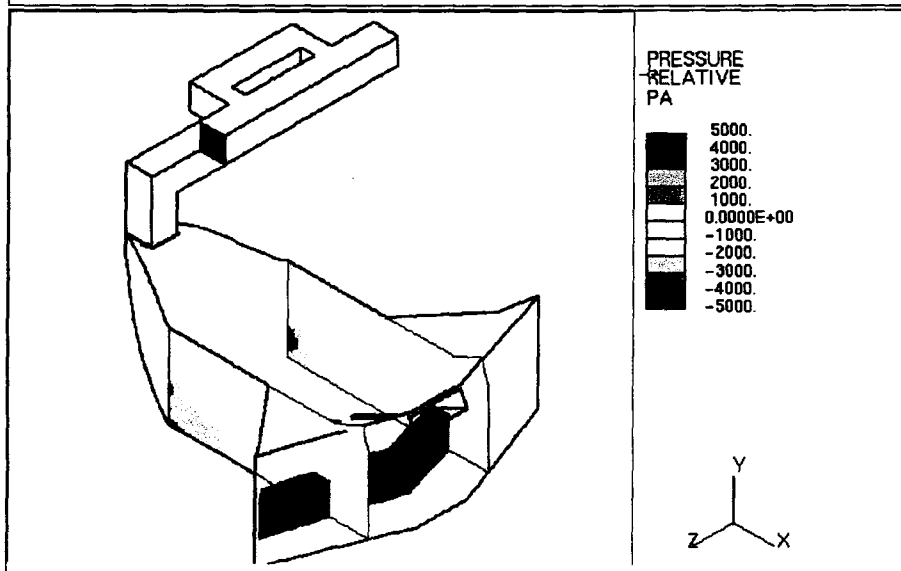
圖 4-8 第一顆飛彈發射後 20 秒 (續)



(a)速度分佈圖

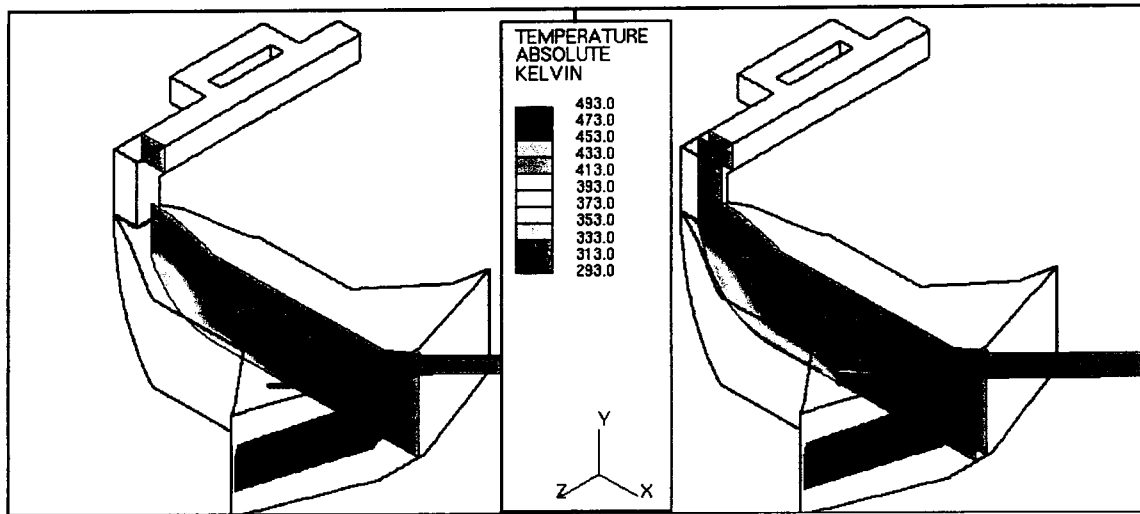


(b)壓力分佈圖



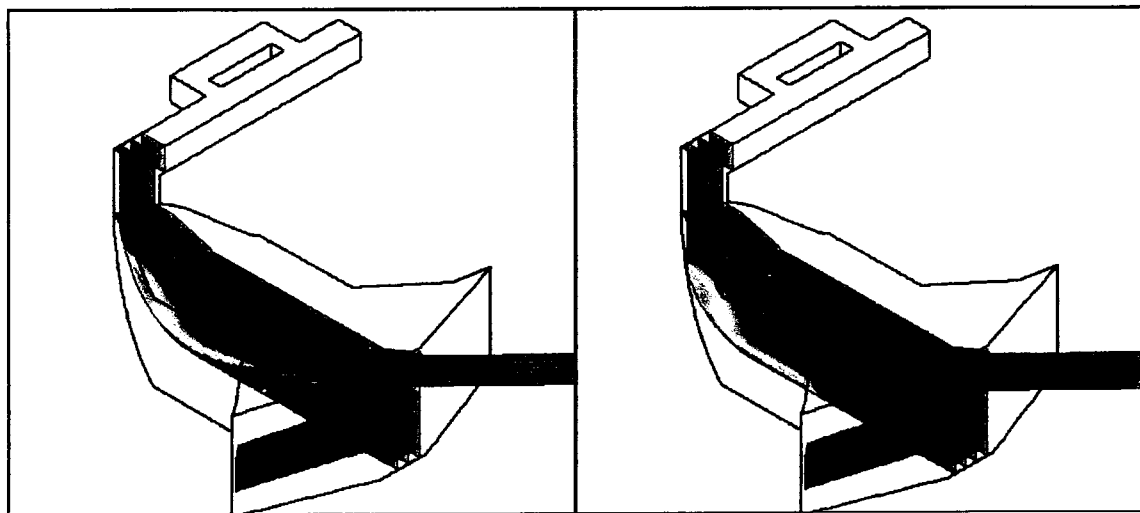
(c)壁面壓力分佈圖

圖 4-9 第一顆飛彈發射後 20.4 秒



(d)第一顆飛彈截面溫度分佈圖

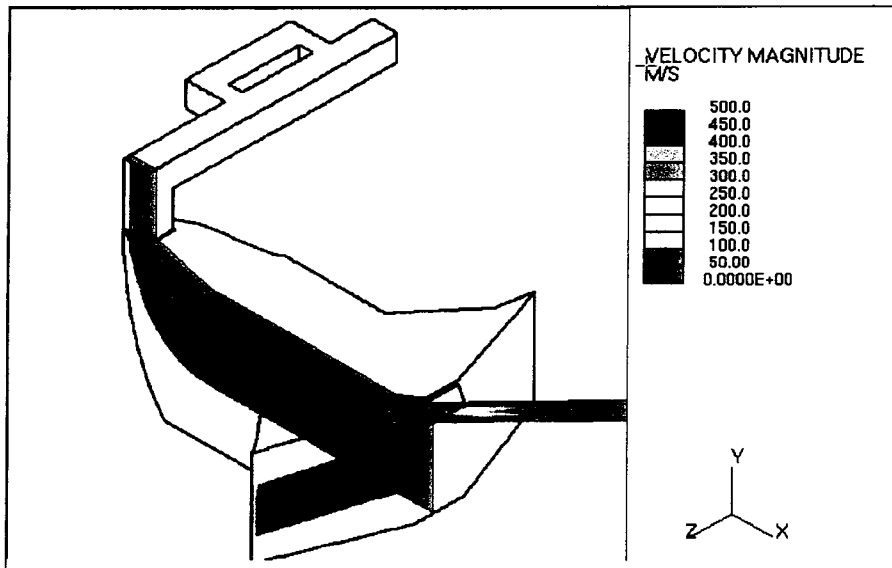
(e)第二顆飛彈截面溫度分佈圖



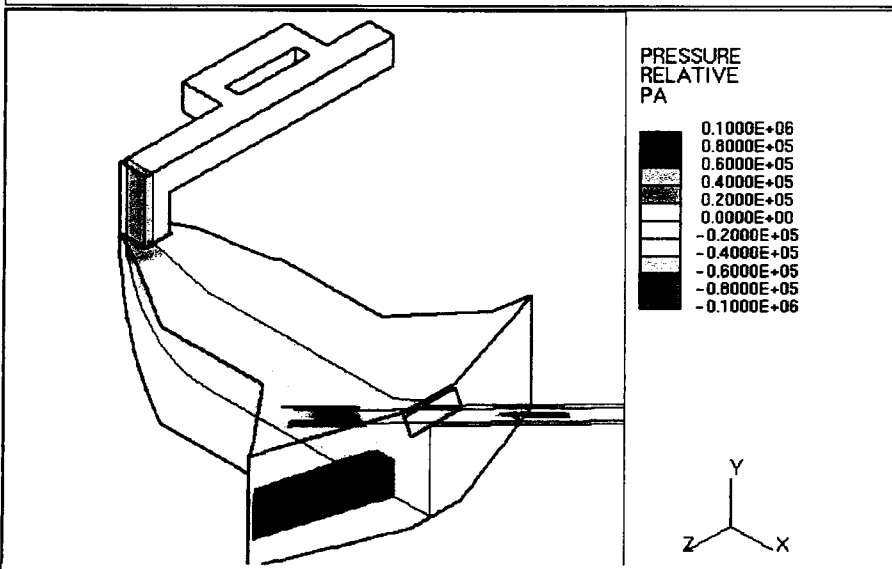
(f)第三顆飛彈截面溫度分佈圖

(g)第四顆飛彈截面溫度分佈圖

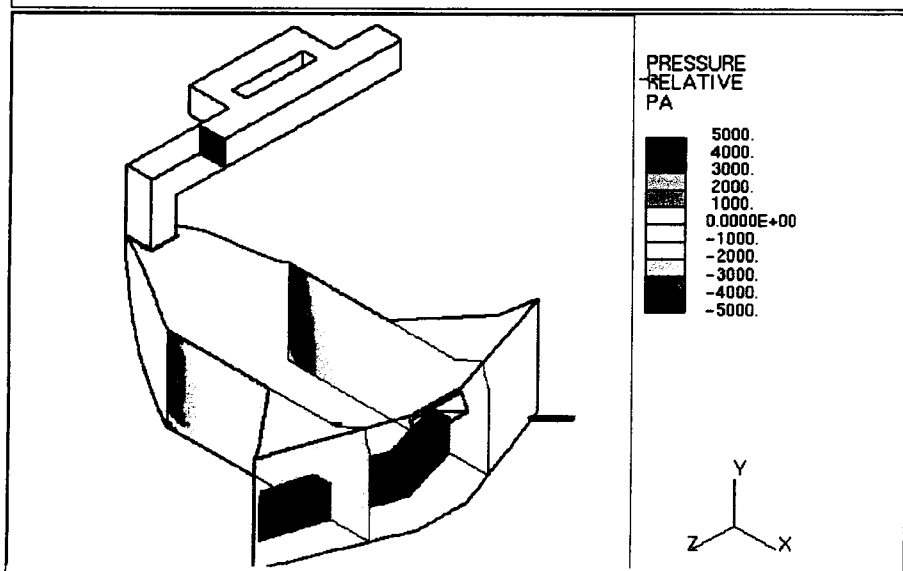
圖 4-9 第一顆飛彈發射後 20.4 秒 (續)



(a)速度分佈圖

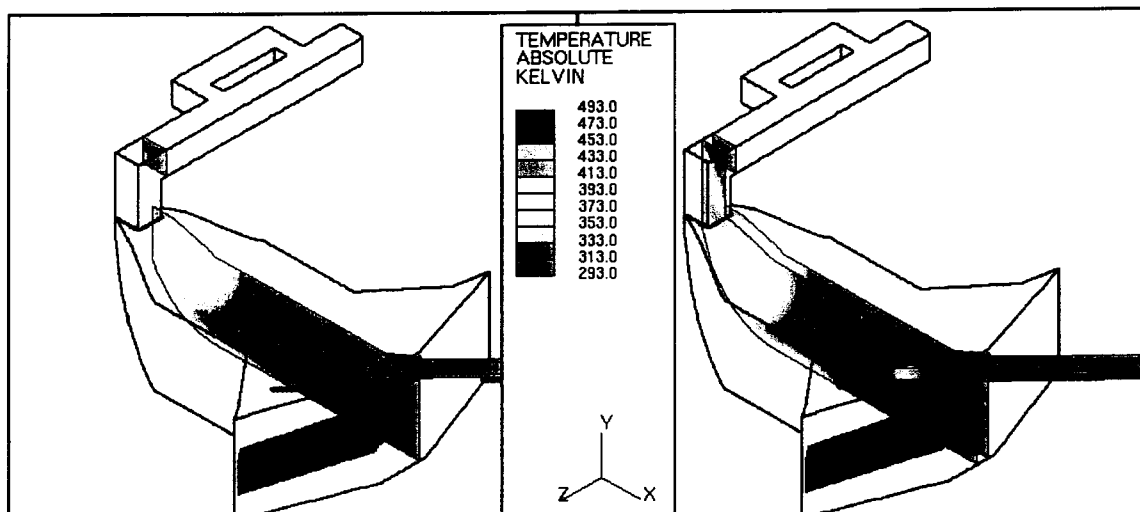


(b)壓力分佈圖



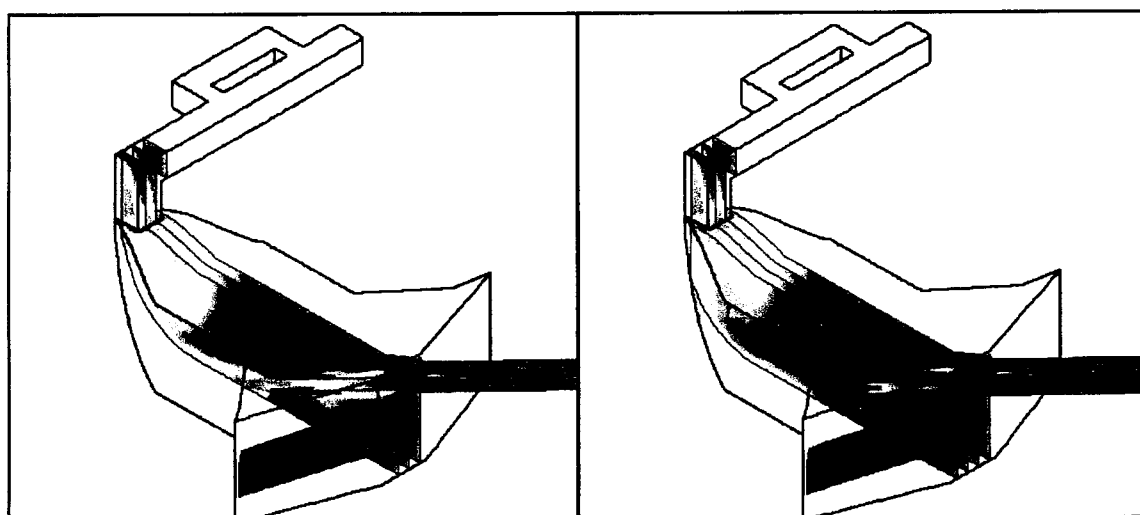
(c)壁面壓力分佈圖

圖 4-10 第一顆飛彈發射後 20.8 秒



(d) 第一顆飛彈截面溫度分佈圖

(e) 第二顆飛彈截面溫度分佈圖



(f) 第三顆飛彈截面溫度分佈圖

(g) 第四顆飛彈截面溫度分佈圖

圖 4-10 第一顆飛彈發射後 20.8 秒 (續)

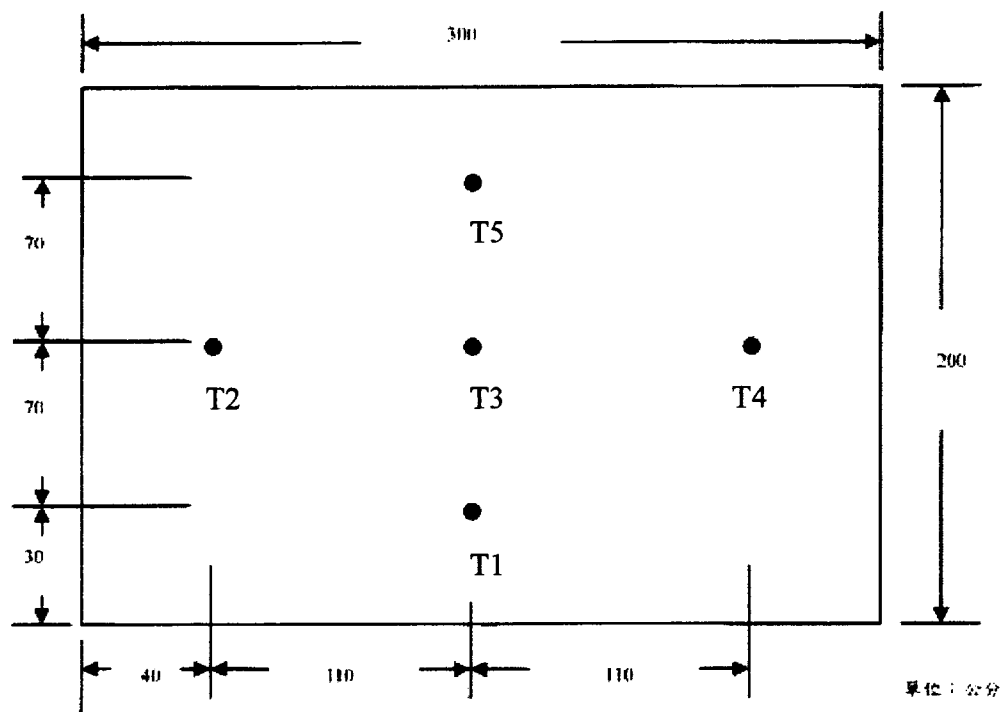


圖 4-11 防爆氣密門溫度壓力量測點位置圖

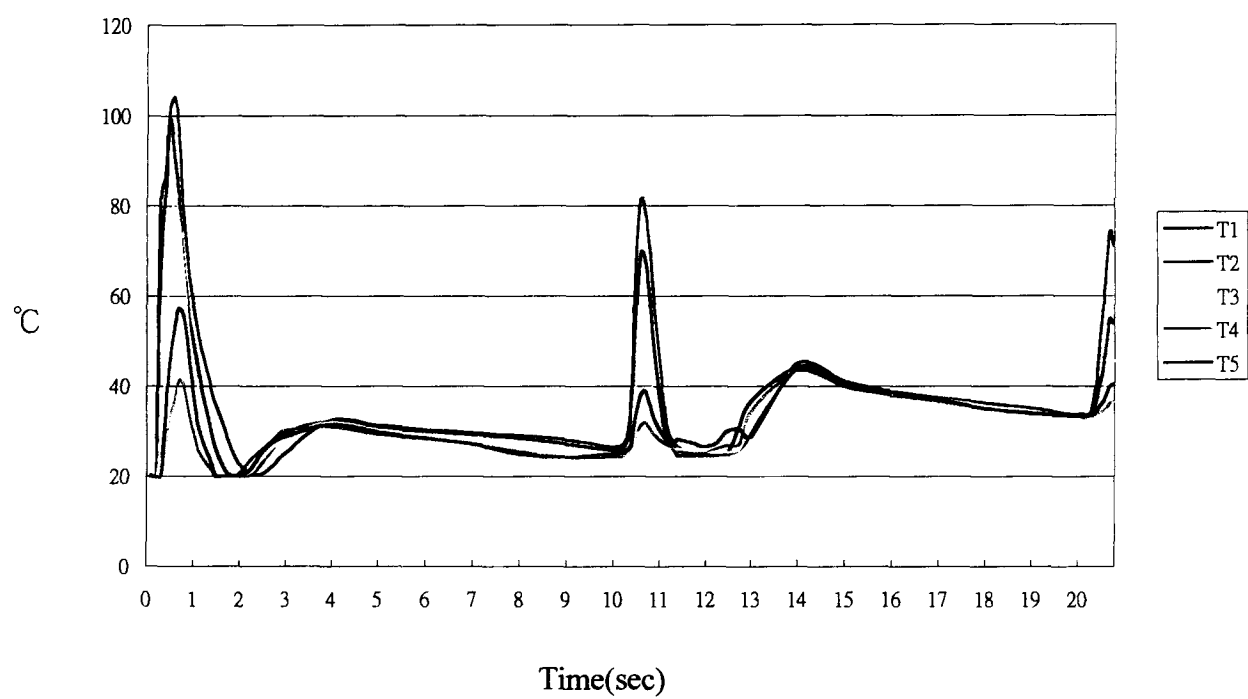


圖 4-12 發射室防爆氣密門上溫度隨時間變化曲線圖

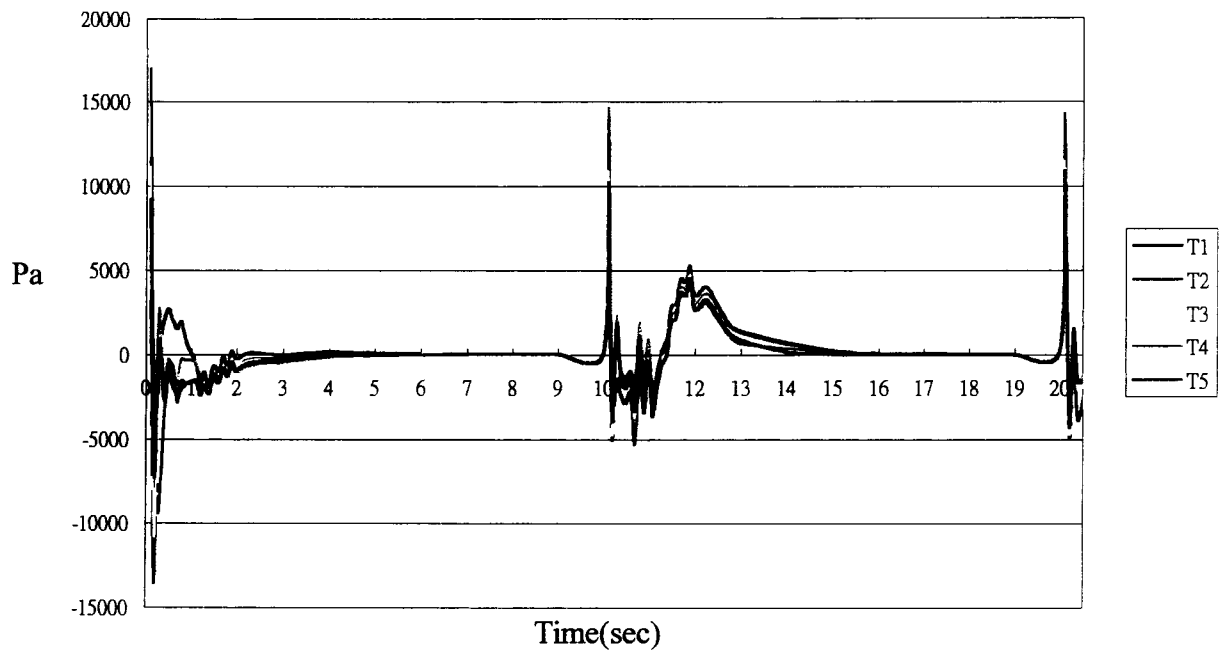


圖 4-13 發射室防爆氣密門上壓力隨時間變化曲線圖

第五章 結論

經由上述的數值模擬可以得到下列幾點結論：

1. 飛彈飛離發射室時所產生高速氣流，在發射室內部份區域受到高速氣流的影響會產生負向壓力造成向內的吸力，而部份壁面受到氣流產生的衝擊效應造成正向的推力，因此在發射室壁面上的壓力分佈可以觀察到正負壓力的產生。
2. 大部分氣體在噴射入發射室後，會向發射室後端的排煙道流去，然而受到漸縮以及轉彎的影響，會造成流阻增大，氣體容易堵塞在排煙道處，造成在大部分氣體會在排煙道聚集、累積，等飛彈影響減小後，在逐漸由排煙道以及前方出口排出。
3. 飛彈在發射後 10 秒，再發射第二顆飛彈，會造成些微的氣體累積，然而隨著第二顆、第三顆飛彈接連發射，累積現象會更為明顯，同時會造成發射室內部溫度的上升。

第六章 單一飛彈發射與實際量測之比較

本章節探討之模式根據物理模式（圖 6-1 所示），以數值模擬飛彈飛離飛彈發射室的過程，測試飛彈發射整體變化情形是否符合實際之物理狀態，發射室外型尺寸依照適當比例，建構三維發射室之計算模型。飛彈發射傾斜角為 25° ，飛彈飛行速度是以變加速度前進，由於飛彈發射初期速度甚小，為方便計算，在時間小於 0.13 之前，速度假設為 0，時間在 0.13 秒到 0.3 秒之間採用等速度前進，當速度在 0.3 秒之後採用多項曲線模擬飛彈飛行速度。由於飛彈發射所噴出的氣體十分複雜，為了簡化分析，故本文簡化了整個噴氣的模式，採用 CO_2 的氣體為噴出的氣體。

由於此次數值模擬主要將與實際飛彈發射過程進行比較，因此配合實際的量測位置進行結果的比較。圖 6-2 所示為防爆氣密門溫度量測點位置圖，可知量測點 T3 的位置為此氣密門的中心，T1 與 T5 分別位於其左右兩側距離 110 公分處，而上下距離 70 公分之量測點為 T2 與 T4。量測點 T6 與 T7 黏貼於導輪槽蓋版之左右兩側，如圖 6-3 所示。

防爆氣密門溫度隨時間的變化圖如圖 6-4 所示，圖 a、b 分別是利用數值模擬所模擬和由實驗量測所獲得之溫度變化圖。由量測點位置觀測最高溫度為 96°C ，不同量測點受到流場影響而有不同的溫度值，並且隨時間變化呈現有起伏變化，至 3sec 後，由於流場的影響逐漸變小，因此溫度變化逐漸呈現單調遞減的變化情形，整體變化的情形與實際量測時相近。

導輪槽蓋版之左右兩側溫度隨時間的變化圖如圖 6-5 所示，由於導輪槽蓋的位置在資料中並未明確定義，因此在模擬中假設為氣密門的上緣處是導輪槽蓋版；圖 a、b 分別是利用數值模擬所模擬和由實驗量測所獲得之溫度變化圖；數值模擬溫度上升最高可達到 60 °C。在隨時間變化的曲線上與實際量測的溫度變化曲線相似。

表 6-1 是瞬間超壓比較表，在壁面上所感測到的壓力可以發現呈現正負壓變化的情形發生，變化情形與預測相符並且門壁面下方受氣流直接衝擊的影響，如同前期計畫結果所示，呈現的正向壓力會比門壁面上方的正向壓力更大。然而對於實際量測與數值模擬預測出來的壓力值上仍有一定程度上的誤差值存在。

實際量測與數值模擬中仍有一定的誤差存在歸納其原因有以下幾點：

1. 數值模擬中所排放出來燃氣為單純的氣體，不含固體粒子以及其他雜質，並且在計算上符合理想氣體（ $PM = \rho RT$ ），因此在模擬中所排放出來的廢氣總量，以及所擁有的總動能、所能傳遞的熱量，都與實際飛彈發射時所排放的燃氣有極大的差距，而此差距亦是造成數值模擬與實際量測中有誤差的最大因素。在壓力量測方面，由於帶有固體粒子的燃氣，其本身動量比單純氣體大，當衝擊壁面時所產生的正向壓力也大於單純氣體的狀況，同時發射室內回流情形也因此比單純氣體的情況下不易產生。因此會造成負向壓力變化因為回流速度不如數值模擬所預期，故產生實際量測時的負

向壓力變化小於數值模擬的結果。在溫度變化方面，具有較大動量的高溫氣流直接向排氣管道噴流，對回流區域的影響不如完全是氣體的氣流情形，因此會造成門上下量測點所量測出來的溫度差距大於數值模擬所預測的溫度值。因此，建議在未來相關方面的研究上，必須要考慮氣流的組成成分，以能夠獲得較佳的數值模擬結果。

2. 整體物理模式設計上，由於為了數值計算上的方便模擬飛彈發射時，對於許多部份進行了假設，對於整體流場、溫度場變化雖然不會造成明顯的影響，但是對於細部設計時，就會產生一定程度的誤差產生。如：飛彈發射的噴煙角度、發射室內物體擺設以及固體、氣體間彼此熱傳影響之參數，必須針對欲觀測的區域進行局部再模擬，使能在最短的時間內獲得較佳的數值模擬分析的結果。
3. 在溫度、壓力隨時間變化情形與實際量測之整體變化趨勢接近，因此雖然模擬條件與實際量測所獲得的值有些許誤差，但是在定性方面的變化趨勢預測仍可供給設計上進行參考。

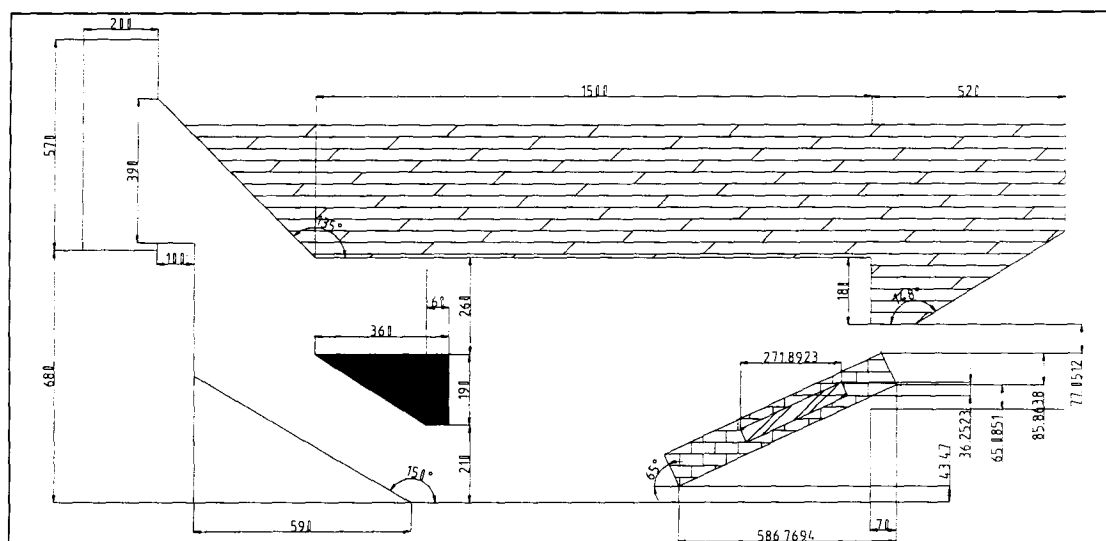


圖 6-1 物理模式圖

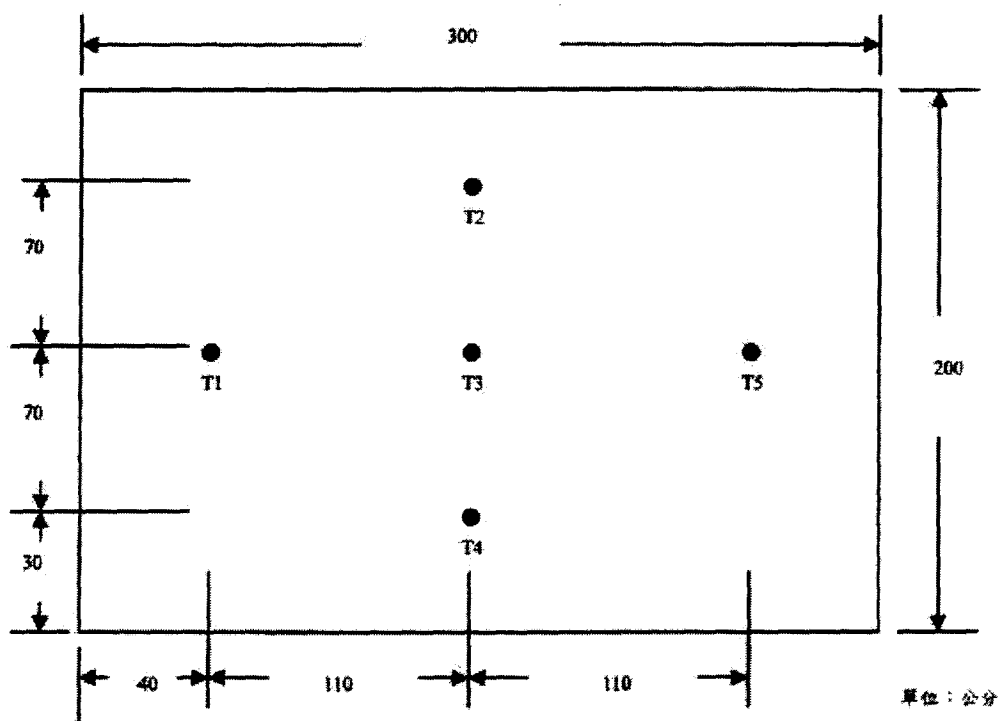


圖 6-2 防爆氣密門溫度量測點位置圖

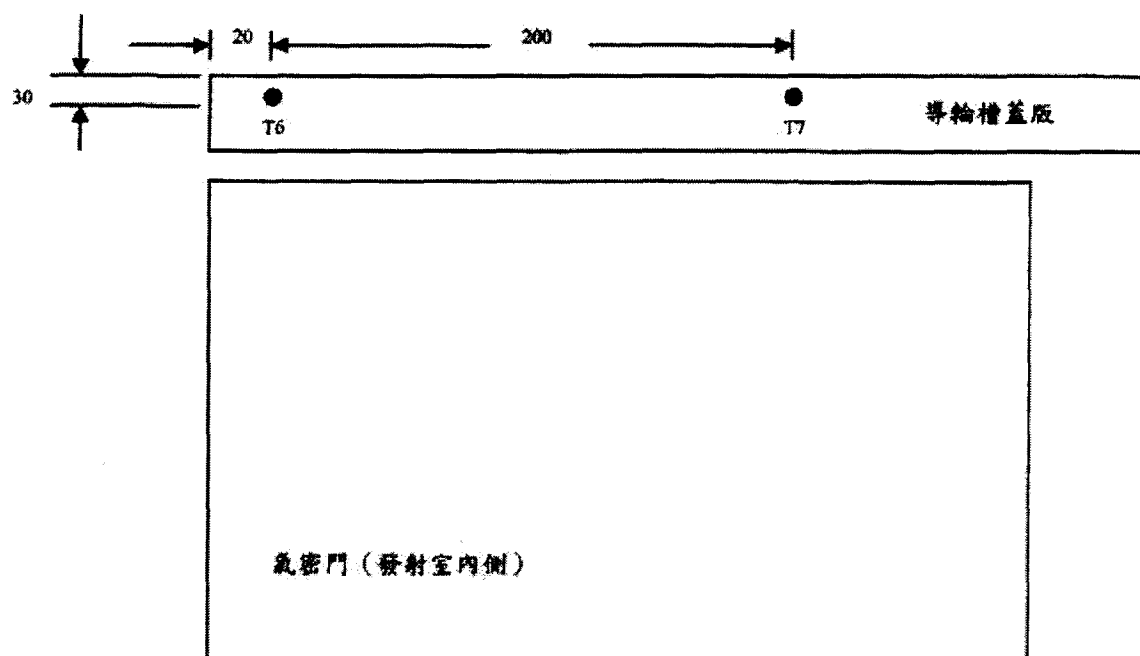
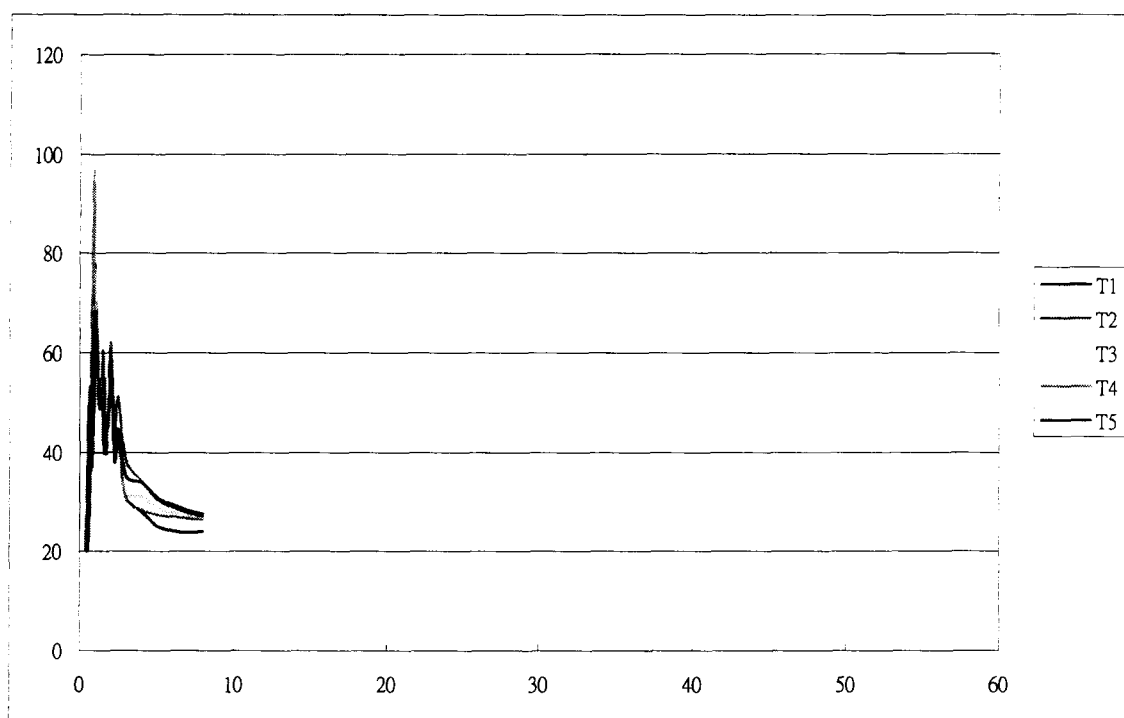
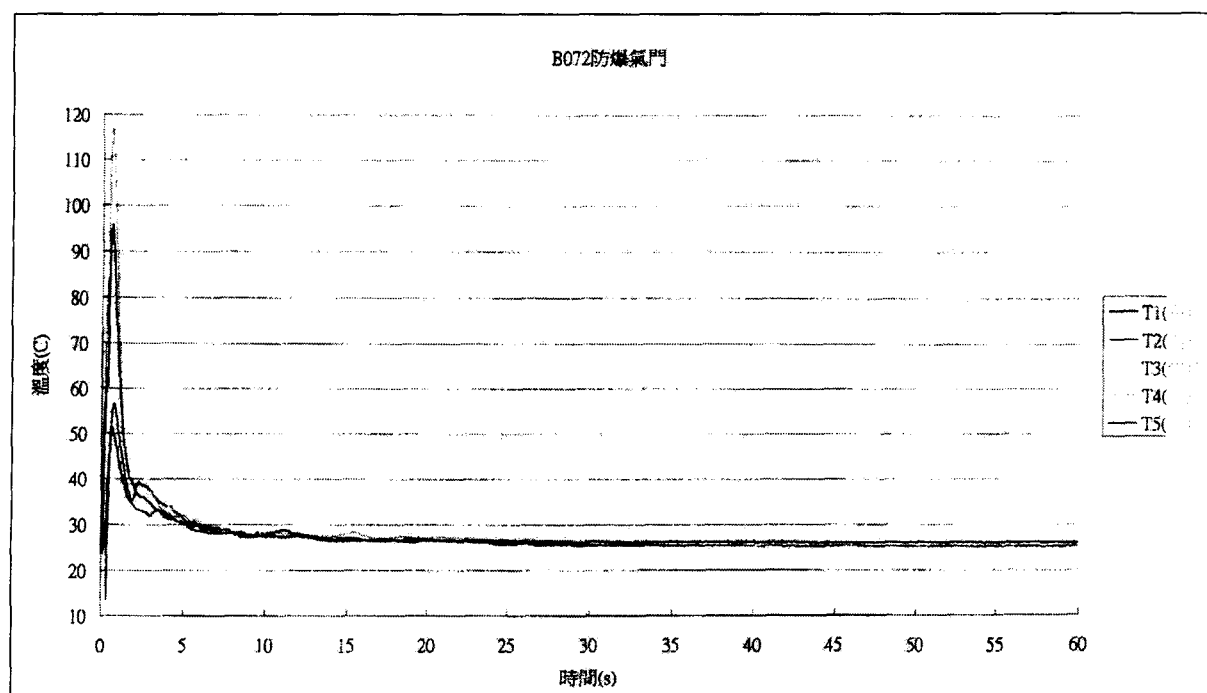


圖 6-3 導輪槽蓋版溫度量測點位置圖

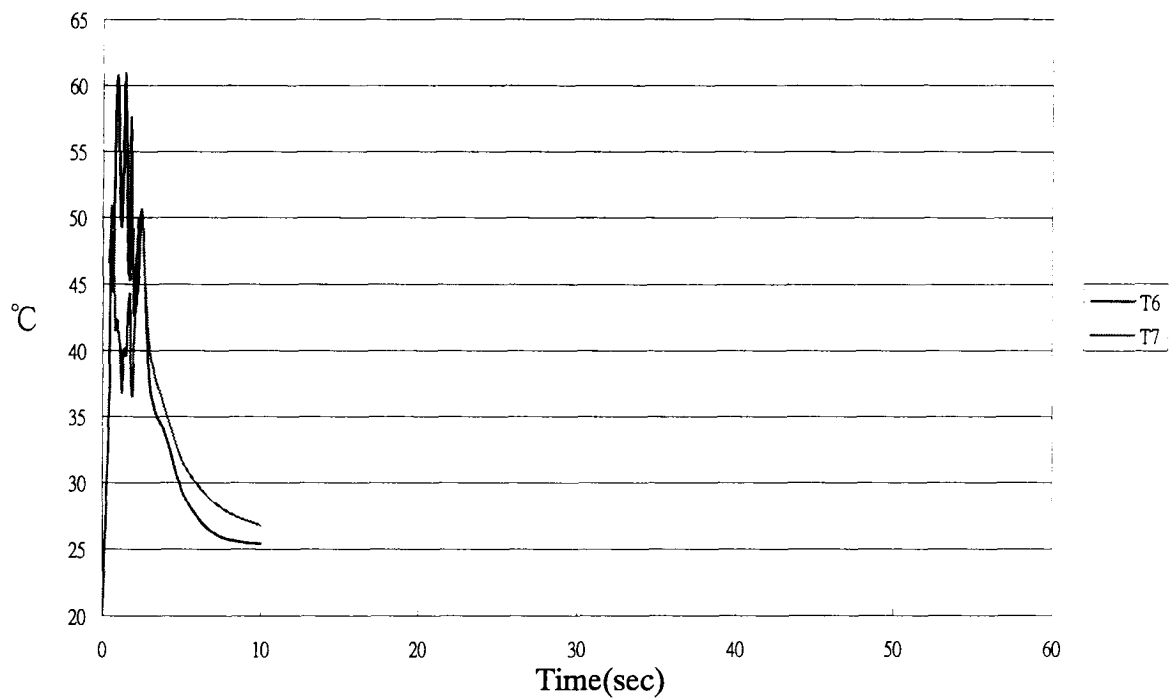


(a) 數值模擬結果

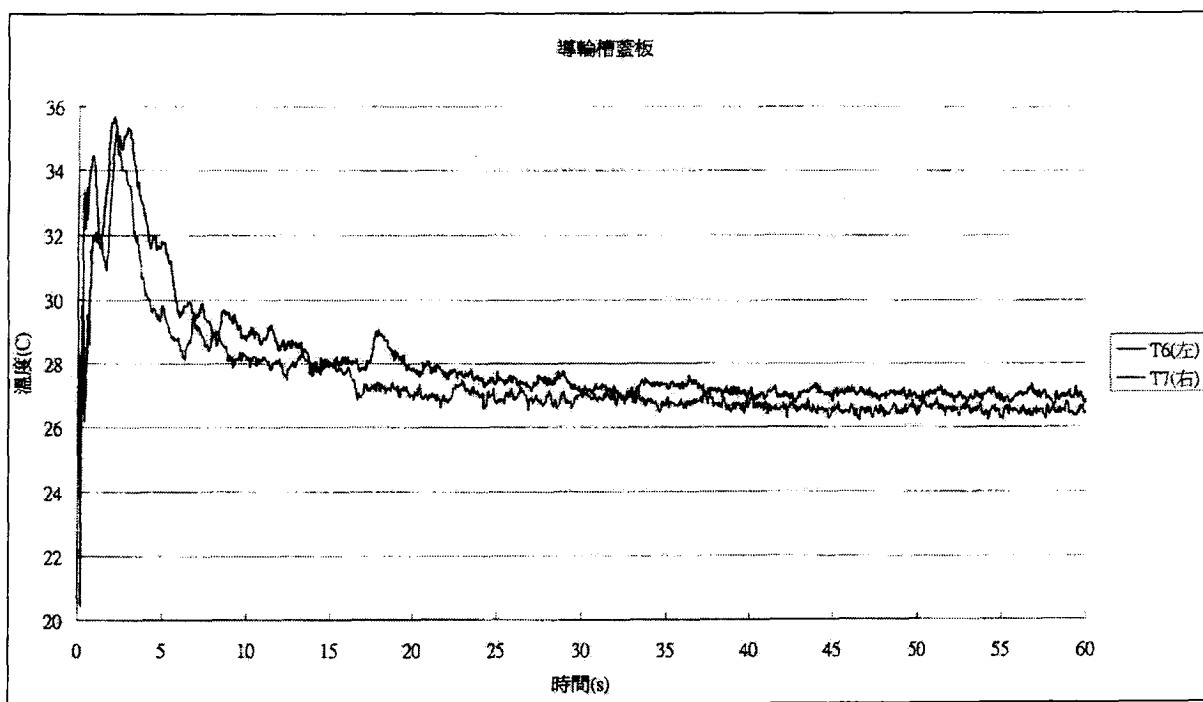


(b) 實際量測結果

圖 6-4 防爆氣密門溫度隨時間的變化圖



(a) 數值模擬結果



(b) 實際量測結果

圖 6-5 導輪槽蓋版之左右兩側溫度隨時間的變化圖

表 6-1 瞬間超壓比較表 (單位：psi)

	T1	T2	T3	T4	T5
最大瞬間超壓(模擬)	0.85	0.96	0.95	1.00	0.94
最大瞬間超壓(實測)	1.12	2.50	1.03	3.41	0.67
最小瞬間超壓(模擬)	-2.13	-1.51	-1.52	-1.53	-1.59
最小瞬間超壓(實測)	-2.56	-1.66	-0.78	-0.78	-0.43

第七章 參考文獻

1. R. S. Amano, and H. B. Rant, "Numerical study of turbulent axisymmetric jets impinging on a flat plate and flowing into an axisymmetric cavity", J. Fluids Eng., ASME, Vol.106, pp.410-417, 1984.
2. M. Wolfshtein, "Some solutions of the plane turbulent impinging jet", J. Basic Engineering Transactions of ASME, Vol. 92D, pp. 915-922, 1970.
3. K. M. Kim, and K. S. Bower, "Navier Stokes computations of turbulent compressible two dimensional impinging jet field", AIAA Journal, Vol. 20, No. 5, pp. 577-584, 1982
4. 黃啟鐘，劉振隆，「二維噴射衝擊流場之數值研究」，中國機械工程學會第四屆學術研討會論文集，第二冊，中華民國 76 年。
5. R. Gardon, and J. C. Akfirat, "The role of turbulence in determining the heat transfer characteristics of impinging jets", International Journal of Heat and Mass Transfer, Vol. 8, pp. 1261-1272, Oct. 1965.