

晶圓級晶片尺寸封裝熱疲勞壽命之電腦模擬分析

夏育群

逢甲大學航太與系統工程系

台中市 40724 西屯區文華路 100 號

摘 要

本文針對晶圓級晶片尺寸封裝在環境溫度循環負載下，利用有限元素分析軟體模擬熱與機械行為。理論根據 Darveaux 所提出之能量法利用黏塑性應變能密度為疲勞壽命預測之破壞判定依據，並藉此計算錫球的疲勞壽命與整體組件的可靠度。模型假設構裝體為全域建模，其數據皆為 ANSYS 模擬分析加速熱循環後所呈現。結果顯示各元件間熱膨脹係數的差異，為造成構裝體疲勞破壞的主要原因。就錫球部份而言，最大等效應力、應變皆發生在構裝體四周角落處，也是最容易造成疲勞破壞的地方。此外本模擬方法亦用以分析一特殊覆晶組件，其結果與實驗數據吻合。

關鍵詞：晶圓級晶片尺寸封裝，錫球可靠度，有限元素分析

Computer Simulation of the Thermal Fatigue Life of WLCSP

YUI-CHUIN SHIAH

Department of Aerospace Engineering and Systems Engineering, Feng Chia University

No. 100 Wenhwa Rd., Seatwen, Taichung, Taiwan 40724, R.O.C.

ABSTRACT

This study focuses on the reliability of a wafer-level chip-scale package (WLCSP) subjected to cyclic temperatures. Finite element analysis (FEA) is used to simulate the thermal condition and mechanical behavior. According to the theory of an energy-based law proposed by Darveaux, the analysis adopts viscoplastic-strain energy density as the basic criterion for calculating the fatigue life of the entire package, considered as its reliability. This package is analyzed by using the software program ANSYS, wherein a whole model simulates the applied thermal cycles. The results reveal that the fatigue failure is caused by a difference in the coefficient of thermal expansion (CTE) of the components. As such, the maximum equivalent stress and strain in solder bumps always occurs around a corner in the model, where the fatigue failure is initiated. Also, a similar analysis is implemented for a flip-chip sample. The veracity of the simulation is confirmed by a comparison with experiments reported by Solectron, an industrial company in the USA.

Key Words: wafer-level chip-scale package (WLCSP), solder-joint reliability, finite element analysis (FEA)

一、緒論

由於可攜式電腦與消費電子產品的外形尺寸日趨縮小，以致內部可供放置電子元件的空間也日益減小，因此對於近晶片尺寸或晶片尺寸構裝 (chip scale package, CSP) 的需求快速增加。如此一來許多不同的封裝方式如：多晶片模組 (multi-chip module, MCM)、球柵陣列 (ball grid array, BGA)、覆晶 (flip chip, FC) 等先進技術應運而生。直到近幾年，晶圓級晶片尺寸封裝 (wafer level chip scale package, WLCSPP) 可說是當前最受到全球封裝業界矚目的後起之秀。由於其在封裝尺寸上更加輕薄短小，並且在製程及材料成本上具有優勢，因此目前深受業界注視。

對於封裝製程中，以有機基板進行覆晶接合時，矽晶片與基板間之熱膨脹係數 (coefficient of thermal expansion, CTE) 差異甚大，會造成局部疲勞應變，進而產生焊錫接點上的裂紋，最後導致連接破壞。本文即針對 WLCSPP 在全域建模來分析其應力、應變分佈狀況，以改善 WLCSPP 元件的疲勞壽命，使元件能有更高的可靠度，且藉由 ANSYS (商用套裝軟件) 加入焊錫接點的黏塑性潛變行為模擬分析加速熱循環，再利用能量法理論加以預測計算出其疲勞壽命。

在傳統上，用以評估 WLCSPP 可靠度之技術往往需耗費長時間且昂貴的熱循環測試來檢測其疲勞破壞壽命。近年來，業界雖有加速型測試實驗可以改善，但還是需耗費過多的時間來蒐集到足夠的數據以評估疲勞壽命。是故，有個好的預測方法不僅可減少測試循環次數，更可縮減產品研發之時效性。有限元素法是當今最廣泛應用來解決此問題之分析方法，而 ANSYS 則是以有限元素法為數值原理而研發出的套裝軟體。它可以模擬 WLCSPP 元件中各部份於使用時所承受之熱應力，故本文之研究動機在使用 ANSYS 完成整體 WLCSPP 構裝疲勞壽命預測技術之改進。然而，一般上建模大多採用四分之一或八分之一對稱模型進行分析，但其為經簡化後省略非對稱電路銅層。本文所做模型的不同處在於建出全域模型且完整建出非對稱電路銅層，以盡可能達到與實際元件相似之條件。由於矽晶片與 FR-4 基板之間熱膨脹係數的差異，使得錫鉛凸塊 (solder joint) 尤其是位於角落的焊錫接點會受到非常大的負載，而且整體結構在高溫時會產生向上之翹曲變形。本文亦設計不同之循環溫度負載進行分析比較，根據所得之疲勞壽命數據做出討論以利尋求最佳構裝可靠度。最後，針對本文所建構之模型錫鉛凸塊的幾何外型對可靠度影響做討論。

於構裝體應力分析方面 Chen 及 Nelson [10] 首先對於不同熱膨脹係數之結合材料中間的黏著層進行研究，並分析此黏著層之熱應力現象，並將之應用到電子構裝方面。1989 年 Darveaux 等人 [7] 指出不論兩材料之熱膨脹係數如何相近，顯著的熱應力依然會在瞬間產生。1992 年，Lau 和 Rice [7, 8] 相繼提出覆晶構裝體中，最易發生裂紋的地方在於錫球，且隨形狀之改變，應力集中之位置也有所不同，此外並指出將錫球考慮為線性材料來分析是不合理的。1999 年 Ghaffarian 與 Kim [8] 根據航空器從起飛到高空時的溫度變化，模擬 BGA 在熱循環測試下所受的影響，並且說明陶瓷封裝 BGA 會比塑膠封裝 BGA 要早破壞是因為各材料之間的熱膨脹係數的不同所導致。

本研究以 Darveaux 等人 [3] 以 Anand's 模型 [1] 為基礎，以 ANSYS 分析美國 SOLECTRON 公司所製作出 NEC1849 I/O FCBGA，經過熱循環測試疲勞壽命，同時並以此分析理論重新分析美國 SOLECTRON 公司所發表 NEC1849 I/O FCBGA (flip chip ball grid array) 之疲勞壽命，本模擬結果和美國 SOLECTRON 公司模擬結果幾乎吻合，也驗證了本文模擬分析之可靠性。

二、理論根據

Darveaux 等人 [3] 以 Anand's 模型 [1] 為基礎提出了關於錫球塑性相依比之方程式。錫球的穩態潛變可表示如下之關係式

$$\frac{d\epsilon_s}{dt} = C_{ss} [\sinh(\alpha\sigma)]^n \exp\left(\frac{-Q_a}{kT}\right) \quad (1)$$

其中各個參數定義如下

- $\frac{d\epsilon_s}{dt}$: 穩態應變率
- C_{ss} : 穩態潛變因子
- α : 失效時之應力層級
- σ : 外加應力
- n : 應力指數
- Q_a : 表面活化能
- k : 波茲曼常數
- T : 絕對溫度

一般來說，當有應力施加時，潛變並不會馬上產生，但可以肯定的是暫態潛變一定會在達到穩態之前發生。有關暫態與

穩態潛應變的關係式如下

$$\varepsilon_c = \frac{d\varepsilon_s}{dt}t + \varepsilon_T \left[1 - \exp\left(-B \frac{d\varepsilon_s}{dt}t\right) \right] \quad (2)$$

其中 ε_c 為潛應變， ε_T 為暫態潛應變， B 為暫態潛變常數，將方程式 (2) 對時間微分一次可得到瞬時潛應變率

$$\frac{d\varepsilon_c}{dt} = \frac{d\varepsilon_s}{dt} \left[1 - \varepsilon_T B \exp\left(-\frac{d\varepsilon_s}{dt}t\right) \right] \quad (3)$$

上式中的 $\frac{d\varepsilon_c}{dt}$ 為瞬時潛應變率 (instantaneous creep strain rate)，若外加應力達到 $\tau/G > 10^{-3}$ ，則此時於變形上又將產生一額外之非時變塑性應變，即高應力狀態變形之應變硬化定律

$$\varepsilon_p = C_p \left(\frac{\tau}{G} \right)^{m_p} \quad (4)$$

其中 ε_p 為非時變之塑性應變； C_p 為塑性流因子； m_p 為塑性流指數； G 為剪力模數，故完全非彈性應變總和可表示為

$$\varepsilon_{in} = \varepsilon_c + \varepsilon_p \quad (5)$$

上式中， ε_m 為總非彈性應變能。而這些關係式的參數符合共熔錫球 (62%Sn36%Pb2%Ag) 列於表 1。

然於模擬測試中可發現黏塑性應變能將會隨著模型所劃分之網格粗細而改變，於是體積平均方法將被使用來降低網格尺寸對應變能計算之靈敏度，此方法將應變能除以元素本身體積使其合乎標準。研究中利用潛變應變配合 Coffin-Manson 關係式來預測封裝結構的可靠度。所以每經歷一次完整熱循環測試之平均黏塑性應變能密度可表示為

表 1. 焊錫接點 (62Sn36Pb2Ag) 之 Darveaux 模型組成常數

Parameter	Value	Definition
$C_{ss}(1/\text{sec})$	8.03E4	Steady state creep prefactor
$\alpha(1/\text{Pa})$	6.70E-8	Steady state creep power law breakdown
n	3.3	Steady state creep stress exponent
$Q_a(\text{eV})$	0.7	Steady state creep apparent activation energy
ε_T	0.023	Transient creep strain
B	263	Transient creep coefficient
C_p	3.35E11	Plastic flow prefactor
m_p	5.53	Plastic flow exponent

$$\Delta W_{ave} = \frac{\sum \Delta W^e \cdot V^e}{\sum V^e} \quad (6)$$

其中 ΔW^e 為每個介面元素之平均黏塑性應變能，而 V^e 為每個介面元素之體積。然而此種方法仍然對於元素體積有著相依性，而適用於本文所建立薄板模型之經驗常數列於表 2。

在此 Anand 建構模型之“黏塑性”與 Darveaux 建構模型所提之“塑性相依與塑性獨立”以及 ANSYS 中之“單位體積之塑性能”，這些術語代表的都是同樣意指“非彈性行為”。於此疲勞壽命預測技術提供了裂紋初始產生週期 (N_0)，與裂紋成長率 (da/dN) 具指標性之關係式，其表示如下

$$N_0 = K_1 \cdot \Delta W_{ave}^{K_2} \quad (7)$$

$$\frac{da}{dN} = K_3 \cdot \Delta W_{ave}^{K_4} \quad (8)$$

其中 K_1 ， K_2 ， K_3 ， K_4 為裂紋常數，已列於表 2。為從裂紋成長數據中預測破壞壽命，必須假定出一個必然的破壞分佈。對於 3P Weibull Distribution 中，其累加破壞分佈 (F) 表示如下

$$F=0, N < N_{ff}$$

$$F = 1 - \exp\left[-\left(\frac{N - N_{ff}}{\alpha - N_{ff}}\right)^\beta\right], N > N_{ff} \quad (9)$$

上式中 N 為循環次數， N_{ff} 為疲勞安全壽命，而 α 則表示成達到整體失效之 63.2% 的特徵壽命， β 為形狀參數。

錫球之疲勞特徵壽命可由下式計算獲得

$$\alpha = N_0 + \frac{a}{da/dN} \quad (10)$$

表 2. 裂紋成長關係常數

Finite Element Model Config	Slice	Slice	Slice
Thickness of Element Layers in Averaging (10^{-3} in)	0.6	1.0	1.3
K_1 (cycles/psi ^{K₂})	26,800	21,800	18,100
K_2	-1.44	-1.45	-1.46
K_3 (cycles/psi ^{K₄})	1.92	2.41	2.77
K_4	1.15	1.15	1.15

其中 a 為最終裂紋長度，即界面錫球直徑， N_0 為裂紋初始產生週期。根據 Darveaux 等人 [3] 可知總最大裂紋長度近似於兩倍的特徵長度。因此可以預估出疲勞安全壽命是非常近似於特徵壽命的一半

$$N_{ff} = \alpha/2 \quad (11)$$

實際上是不可能做出無限次之多的熱循環週期來模擬整體 WLCSP 組件之疲勞壽命，且首先發生破壞的週期必將會大於疲勞安全壽命。首先發生破壞的週期可由下式獲得

$$N = N_{ff} + (\alpha - N_{ff})(-\ln(1 - F))^{1/\beta} \quad (12)$$

$$F = 1 - 0.3/(S_s + 0.4) \quad (13)$$

上式中的 S_s 為一取樣週期數據，通常為 0.0216。

可知整體組件之可靠度與錫球之數量有關，這是由於組件運作是連串的，且若有任何一顆錫球疲勞破壞就會造成整體 WLCSP 的功能失效。因此整體組件之可靠度 (R_c) 可表示成以下

$$R_c = \prod R_j \quad (14)$$

其中 R_j 為個別錫球之可靠度，整體組件可靠度的循環次數 (N_c) 之表示式可由下式獲得

$$N_c = N_{ff} + (\alpha - N_{ff}) \left(\frac{-\ln(R_c)}{q} \right)^{1/\beta} \quad (15)$$

其中 α_j 即為以上之介紹之 α ， q 為錫球的群組數，將方程式 (11) 與 (15) 結合可得

$$\frac{\alpha_c}{\alpha_j} = \frac{1}{2} \left[1 + \left(\frac{1}{q} \right)^{1/\beta} \right] \quad (16)$$

上式中的 α_c 即為整體組件之可靠度，再結合方程式 (13) 與 (16) 則可進一步修正成

$$\frac{\alpha_c}{\alpha_j} = \frac{1}{2} \left[1 + \left[-\ln \left(1 - \frac{0.7}{q + 0.4} \right) \right]^{1/\beta} \right] \quad (17)$$

綜合以上各式可知，方程式 (16) 與 (17) 裡的 q 值越大，則 α_c/α_j 值越接近 0.5，符合方程式 (11) 之預估。

三、模型假設

在數值分析模型上，為避免於求解過程中出現無法收斂的情形，且不可能完全模擬出真實的情況，故本文於模擬前先行假設以下之條件。

1. 構裝體之材料為均質等向性，基板部分之材料為非等向性。
2. 除了錫鉛凸塊之外，其餘材料性質皆為線彈性。
3. 所有接觸面皆為完全接觸，且構裝內部無任何空洞或雜質。
4. 不考慮於製程中所產生之殘留應力。
5. 溫度變化均勻。
6. 不考慮材料因吸收溼氣後溫度變化所產生之爆米花 (popcorn) 現象。
7. 模型內部之溫度與外界環境溫度相同，即 $T(x, t) = T(t)$ ，並且不考慮熱傳及熱對流現象。

本文所建之三維模型因其為全域建模，而非一般常見之幾何對稱採簡化之四分之一、八分之一模型，故無設定對稱邊界條件。本文採整體構裝寬度之一半處 ($X=0$) 設定為原點，並使 $(X, Y, Z) = (0, 0, 0)$ 處設為固定端。為使計算量不致於太龐大而導致分析時間過久，設定 $Z=0$ 線上設定對稱邊界條件，其餘邊界皆假設為自由端。EX 另外作為比較之二分之一模型則增加設定對稱面邊界條件。

本文以環境溫度熱循環作為外在負載欲預測錫球之疲勞壽命，其負載假設如圖 1 所示，每一節點有一自由度代表溫度值。此加速熱循環測試之環境最高溫與最低溫分別為 100°C 與 0°C ，經歷一個完整之循環週期為 40 分鐘，等分成四部份，其中兩份為溫度變動期，另外兩份為溫度穩定期。作為比較之另一負載則為循環週期 180 分鐘，其餘設定相同。

四、結果與討論

本文所模擬分析之 VSC 1045/VT 1103S 晶圓級晶片尺度構裝組件其尺寸為 $4.05\text{mm} \times 3.15\text{mm} \times 2.75\text{mm}$ ，球柵陣列主要組成共 59 顆錫球 (圖 2) 其可靠度預測模擬為經歷兩個完整加速熱循環測試週期，並利用 ANSYS 抓取數據計算此模型於兩個加速熱循環週期內所累積之黏塑性應變能密度。當疲勞破壞裂痕初始產生之瞬間以及破壞裂痕向內部錫球板 (solder pad) 鑲嵌之焊錫接點衍生的過程當中，其應變能之計算侷限於靠近錫球板處焊錫接點之元素運算。本節

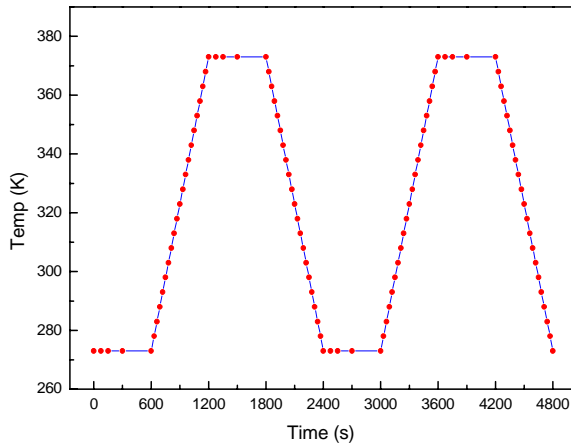


圖 1. 熱循環溫度負載

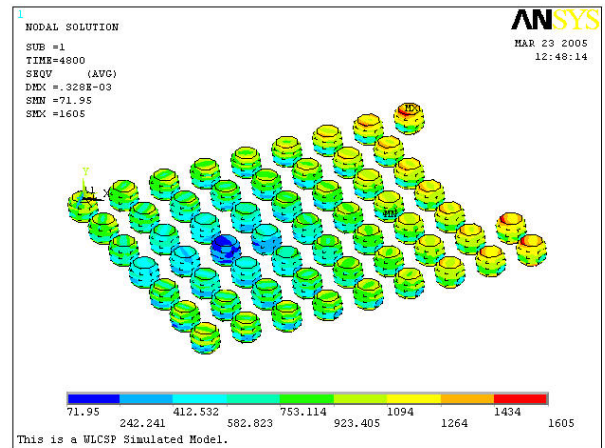


圖 3. 錫球等效應力分佈

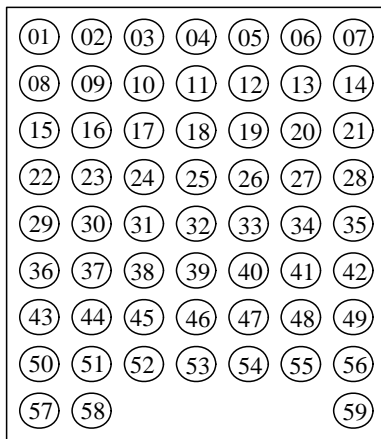


圖 2. 錫球號碼

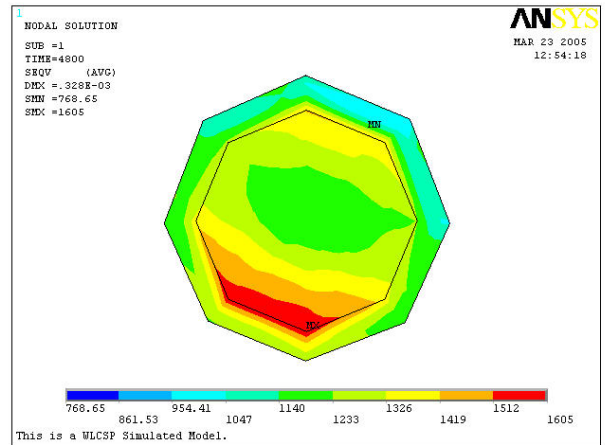


圖 4. 重點錫球上層板之等效應力

根據不同設計參數與溫度負載做比較討論，期能找出最佳之可靠度。

圖 3 顯示 WLCSP 之錫球部份等效應力的分佈情形，可知道最大應力位於最末端單一個錫球（編號 59）上，並由圖 4 所顯示的上層錫球板等效應力分佈趨勢，可知其經歷過兩次完整加速熱循環模擬測試後，其最大等效應力會發生在焊錫接點外側角落與晶片相接合處，使該處成為最容易破壞的地方。圖 5 顯示 WLCSP 之錫球部份等效應變的分佈情形，其最大應變亦位在錫球與晶片接合之角落處。圖 6 為經過計算後各個錫球點的黏塑性應變能密度，並由圖可知整體 WLCSP 構裝四個角落位置錫球的黏塑性應變能比其他位置的錫球要高很多，最大黏塑性應變能亦位於最末端單一個錫球（編號 59）上。在所有 ANSYS 分析結果中，可發現疲勞初始點會發生在錫球上半部與晶片接合處附近，此乃由於交

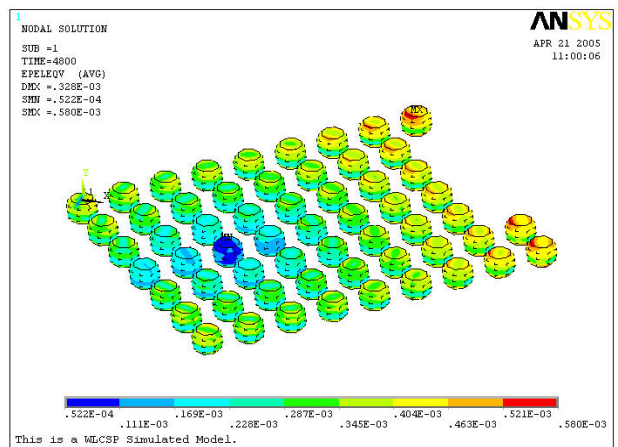


圖 5. 錫球等效應變分佈

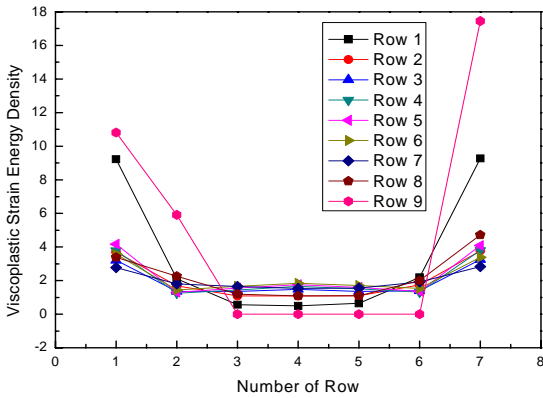


圖 6. 各排錫球之黏塑性應變能密度

接處有轉折角度因而造成應力集中之現象引起。根據 ANSYS 後處理之數據抓取，本文選定重點錫球之上層錫球板作為資料觀察，找出其元素體積與黏塑性應變能密度，並實際估算出各個錫球點的疲勞特徵壽命。

藉由以上之分析方法，以美國 SOLECTRON 公司所製作出 VSC 1045/VT 1103S 型號之 WLCSP，其模形如圖 7 所示，圖 8 所示為各主件之詳細尺寸，分析結果可知整個構裝體之特徵壽命為先前 ANSYS 模擬出最大等效應力的錫球點相同，可因此得證由美國 SOLECTRON 公司所製作出 VSC 1045/VT 1103S 型號之 WLCSP 經過長期使用後，最先（最易）破壞的地方即位於構裝體最末端之單一錫球位置上，且呼應方程式 (16) 之高應變能密度大都位於整體 WLCSP 構裝組件角落處。預測的疲勞壽命週期為 3395 次。本文之 ANSYS 分析選用 solid45 及 visco107 兩種類型的元素，錫鉛凸塊部分選用 visco107 屬非線性元素，其餘選用 solid45 元素，每一個節點有三個自由度，即 UX, UY, UZ。此 VSC 1045/VT 1103S 型號 WLCSP 之 ANSYS 模型總共用了 40523 個元素，48935 個節點。

為驗證本論文分析公式之正確性，將所代入之公式計算與美國 SOLECTRON 公司所發表 NEC1849 I/O FCBGA 研究報告書 [5] 之模擬結果值經過重新計算比對後，其數據與本論文計算之數據幾乎相同，如表 3 所示，誤差百分比只有 0.48%，故本論文將之作爲一有利佐證，更可使本論文具有相當之正確性與可行性。

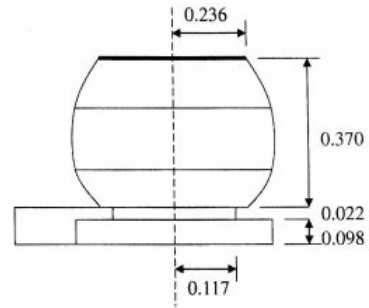


圖 7. VSC 1045/VT 1103S 型號之 WLCSP 凸塊錫球尺寸參數示意圖（單位：mm）

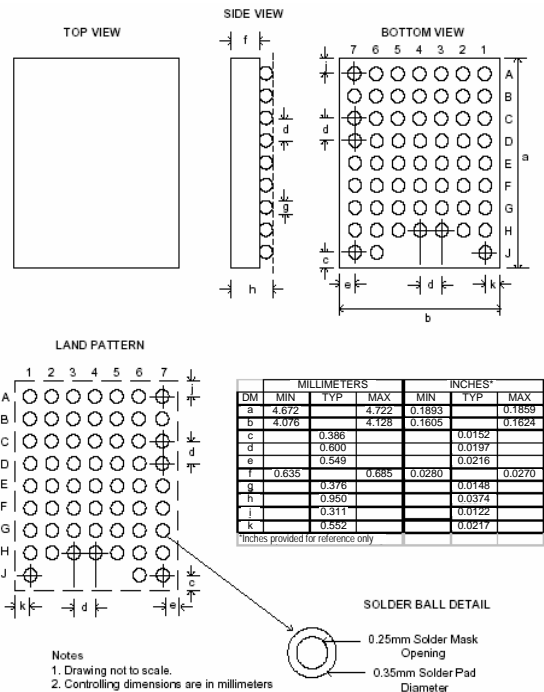


圖 8. VSC 1045/VT 1103S 型號之 WLCSP 主件尺寸參數示意圖

表 3. 兩種封裝之數據比對

	NEC 1849 I/O FCBGA	WLCSP
SOLELECTRON 公司提供之疲勞壽命 (cycle)	4163	N/A
本論文估算之疲勞壽命 (cycle)	4183	1149
誤差 (%)	0.48	N/A

參考文獻

1. Anand, L. (1982) Constitutive equation for the rate-dependent deformation of metals at elevated temperature. *Transactions of The ASME*, 104, 12-17.
2. Darveaux, R., K. Banerji, A. Mawer and G. Dody (1995) Reliability of plastic ball grid array assembly. In: *Ball Grid Array Technology*, 379-442. J. Lau, Ed. McGraw-Hill, New York, NY.
3. Lau, J. H. (1997) *Flip Chip Technologies*, McGraw-Hill, New York, NY.
4. Lau, J. H. and D. W. Rice (1992) Thermal fatigue life prediction of flip chip solder joints by fracture mechanics method. *Advances in Electronic Packaging ASME*, 7(5), 385-392.
5. Sethuraman, S. and A. C. Shiah (2002) *Reliability Modeling for NEC 1849 I/O Flip Chip BGA Package: Final Report for CORSTC-10-035812*, SOLECTRON Technical Center, Solectron Corp., Fremont, CA.

收件：95.06.20 修正：95.08.21 接受：95.10.25