

# PTFE シート供給式パルスプラズマスラスタの実験的研究

## Experimental study on PTFE-sheet-fed pulsed plasma thruster

吉川 哲史, 百武 徹 准教授 (横浜国立大学), 國中 均 教授, 西山 和孝 准教授, 月崎 竜童 助教授 (ISAS/JAXA)

### 1. 研究背景

#### 1.1 宇宙開発の現状

近年、衛星打ち上げによる宇宙開発は、世界の政治的・経済的な理由で衛星の小型化が望まれている<sup>[1]</sup>。小型衛星には

- コスト、および開発期間の削減
- 衛星ミッションのリスクの低減

の2つの利点が挙げられる。小型衛星であることで、大型の衛星を搭載したロケットのビジーバック衛星となり打ち上げ時の低コスト化や、小型化による設計期間、試作期間の短縮が見込まれ、試験設備の小規模化による試験期間と試験コストの削減も期待できる。また、高性能で多機能な大型衛星を複数機の小型衛星に細分化すれば、数機あるうちの1機に不具合が生じてもミッションを続行できる可能性がある。

このように低コスト、低リスクを実現可能な小型衛星は、今後100 kg以下のマイクロサットとして開発され、商用利用のために高度数100 kmの低軌道にて運用されることが予想される。しかし、低軌道での衛星の長期運用は、大気抵抗などの擾乱が激しく姿勢制御においてはリアクションホイールの飽和等が予想される。このため、これを補償するスラスタ装置が必須となる。

衛星に搭載されるスラスタには化学推進、電気推進の2種類が存在するが、宇宙空間で運用する衛星には低推力・高比推力の電気推進が適している。

#### 1.2 パルスプラズマスラスタ

「パルスプラズマスラスタ(Pulsed plasma thruster : PPT)」は、前節で述べてきた商用の小型衛星を低軌道にて姿勢制御・位置制御するスラスタ装置として注目されている。PPTは電気推進の1種であり、1960年代から実際に宇宙利用されてきた<sup>[2]</sup>。PPTの主な特徴は以下4点である。

- 構造が簡素であり、軽量(数100 g程度)
- 低消費電力(数W~数100 W)
- 微小推力のパルス状出力
- 固体推進剤のPTFEを使用

PPTは、Figure 1に示すように構造が簡素であり、数10 kgで消費電力が数kW以上であるイオンスラスタ等と比べて非常に軽量であり、低消費電力である<sup>[3]</sup>。また、数100  $\mu$ Ns~数mNsの微小なインパルスビットを指定した時間間隔でパルス状に出力できるので、推力レベルの調整が任意に行える。さらに、PPTの推進剤であるPTFE(Polytetrafluoroethylene: Teflon®)は常温固体で、キセノン等の気体推進剤と比較してタンクや加圧装置などが必要なく、化学的に安定で、ヒドラジンのような毒性もなく安全である。これらの点はビジーバック衛星となる上でも大変有利である。

PPTには電磁加速型、電熱加速型の2つの加速方式が存在するが、電熱加速型のPPTは電磁加速型と比較して投入エネルギーに対して得られる推力が大きい。このため、高度数100 kmの低軌道において小型衛星を長期間にわたって運用する場合、消費電力の制約や制御期間も限られてしまうという観点から、本研究では電熱加速型PPTを採用し、研究対象とした。

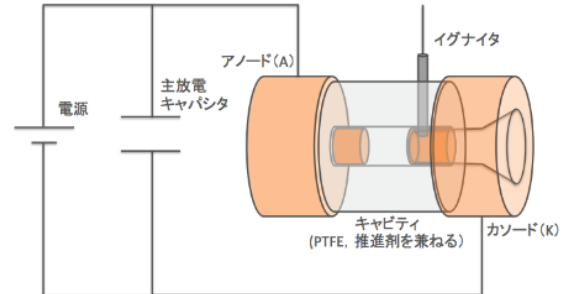


Fig. 1 Electrothermal-acceleration-type PPT

#### 1.3 想定ミッション『宇宙電光掲示板』

電熱加速型PPTを用いた商用小型衛星の運用例として、『宇宙電光掲示板』を提案する。本ミッションの概要は、

- 50 kg以下の小型衛星複数機をビジーバック衛星として高度500 kmに投入し、3×3、5×5の様にフォーメーション展開させる。
- 地上のある1点に対して可視光レーザーを照射し、地上から空にドットマトリクスを描画する。

というものである。この宇宙電光掲示板衛星(衛星質量50 kg)にPPTを12機搭載し、5年間運用することを想定した場合、10 km間隔の3×3のフォーメーション展開(Figure 2)や軌道高度維持のために1機のPPTに要求される $\Delta V$ および総推進剤消費量 $\Delta M$ (スループット)は最大でTable 1の結果となる。このため総 $\Delta M$ 40 gを消費可能な電熱加速型PPTの開発が必要となる。

Table 1 Required  $\Delta V$  &  $\Delta M$  per 1 PPT for the supposed mission

	$\Delta V$ [m/s]	$\Delta M$ [g]
速度方向±10 km 遷移	$4.9 \times 10^{-4}$	0.005
速度方向±10 km 遷移	$1.2 \times 10^{-4}$	0.00125
軌道面外方向±10 km 遷移	2.77	28.18
5年間の高度維持	3.81	38.8

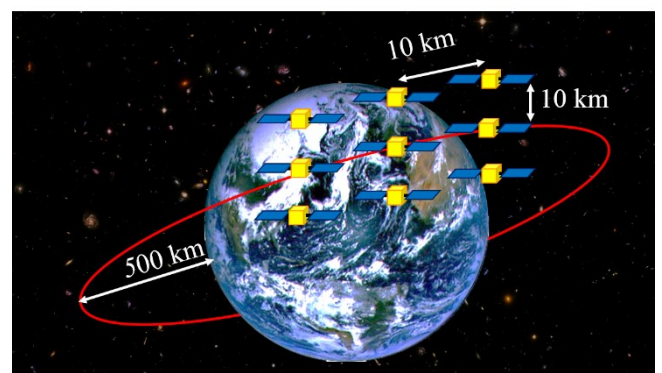


Fig. 2 Image of the supposed mission

#### 1.4 電熱加速型 PPT の課題

電熱加速型 PPT を宇宙電光掲示板衛星用スラスタとして使用する場合、総推進剤消費量 $\Delta M$ の点で問題がある。従来の電熱加速型 PPT は推進剤である PTFE がキャビティとしての機能も備えている。このため連続作動の際、キャビティ容積が増大し、1 shotあたりの推進剤消費量(マスショット)がインパルスビットと共に低下する。キャビティ直径 1 mm、長さ 10 mm の PTFE キャビティを 50,000 shot 作動させた場合、直径は 6 mm となる<sup>[4]</sup>がそれでも総 $\Delta M$ は約 0.6 g に過ぎない。これ以上の作動はスラスタ性能がさらに悪化してしまう観点から現実的でない。よって「推進剤供給方式」を用いることで更なる総 $\Delta M$ の向上が必要である。

#### 1.5 PTFE シート供給式 PPT とその課題

PTFE シート供給式 PPT(PSF-PPT)は、電熱加速型 PPT において PTFE シートによる推進剤供給方式を適用した電気推進である。PTFE の推進剤とキャビティの機能を分離し、セラミック製のキャビティに推進剤の PTFE シートを供給するというコンセプトとなっている。

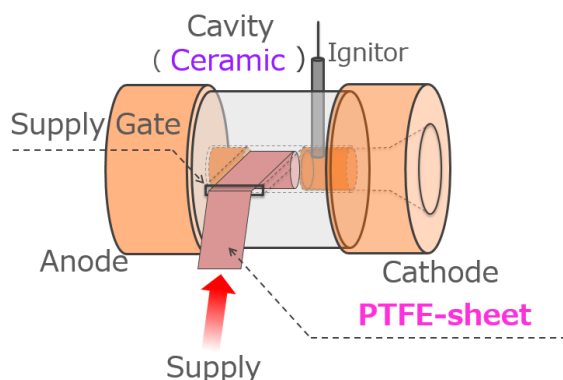


Fig. 3 Schematic of the PSF-PPT



Fig. 4 PSF-PPT Ver. 1(Left), Ver. 2(Right)

先行研究(PSF-PPT Ver. 1 および Ver. 2)において、シート供給前と後での作動実績があったが、一方で解決すべき課題が 3 点明らかとなった<sup>[5][6]</sup>。

- 未昇華 PTFE のキャビティ内残留
- 炭素汚染による異常放電の発生
- PTFE ガスのシート供給口からの漏れ出し損失

以上の課題を解決し、総 $\Delta M$  40 g を達成する PSF-PPT の開発が本研究の目的である。

#### 2. シーソー型スラストスタンド<sup>[7]</sup>

PSF-PPT の性能評価のため、Figure. 4 のような『シーソー型スラストスタンド』を使用した。シーソー型スラストスタンドはねじりバネ、磁気ダンパ、カウンターウェイトによって構成されたバネマスダンパ系である。

PPT のインパルスビット発生時における減衰振動からインパルスビットを測定でき、さらに消費された推進剤量の分だけスタ

ンドのつり合い位置が変化するためそこからマスショットも逆算できる。従来のスラストスタンドでは、マスショットの測定のため真空チェンバの大気開放および、PPT の分解等の作業が必要であったが、このシーソー型を用いることでこれらの手間が省け実験の高速化を実現できる。

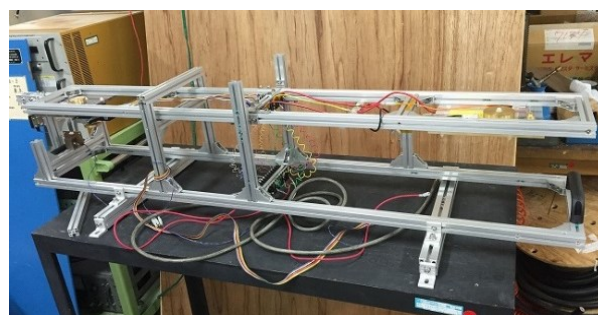


Fig. 4 Seesaw type thrust stand

本スラストスタンドのキャリブレーションはステッピングモータによってカウンターウェイトを既知の長さだけ移動させた際の減衰振動波形およびつり合い位置の変化を取得することによって行った。

このスタンドを用いることによって得られるインパルスビットおよびマスショットは以下の式から算出される。

$$I_{bit} = \frac{\sqrt{K'} I}{L_{PPT}^2 \sqrt{1-\zeta^2} \exp\left(-\frac{\zeta \cos^{-1} \zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}}\right) y_{max}} \quad (1)$$

$$\Delta M = \frac{K' \Delta \theta}{g \cdot L_{PPT}} \quad (2)$$

ただし、

$I_{bit}$	インパルスビット
$\Delta M$	マスショット
$K'$	ねじりバネ定数
$I$	慣性モーメント
$L_{PPT}$	回転中心～PPT
$y_{max}$	減衰振動の第 1 ピーク
$\Delta \theta$	つり合い位置の変化
$\zeta$	減衰比
$g$	重力加速度

#### 3. PTFE シート供給式 PPT Ver. 5 の開発および結果

本研究において PSF-PPT Ver. 5 (Figure. 7) を開発した。これは Ver. 3 (Figure. 5) および Ver. 4 (Figure. 6) を 2 段階に渡って改良を施したものである。以下に PSF-PPT の 3 つの課題 a, b, c に対して施した対策を述べる。

##### 【課題 a『未昇華 PTFE のキャビティ内残留』への対策】

Ver. 3 と 4 では、PTFE シートを円筒形に 1 巻きし、ある作動回数作動させた後に排出することで対策していた。しかしこの方式では作動後、シートの機械強度低下によって交換が失敗した。このため、Ver. 5 では 2 枚のシートを供給する方法に変更した。これによりシート交換が成功し課題 a は解決された。



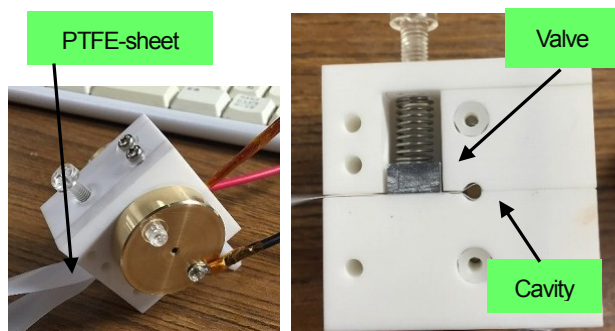


Fig. 5 PSF-PPT Ver. 3

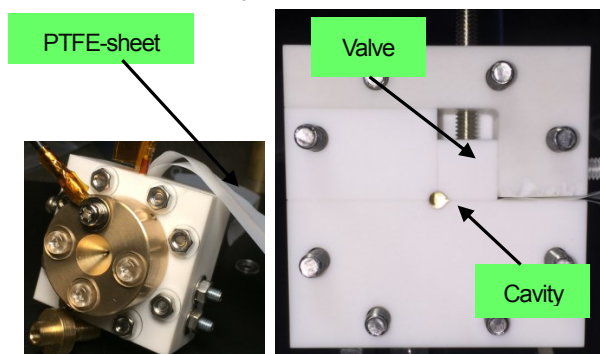


Fig. 6 PSF-PPT Ver. 4

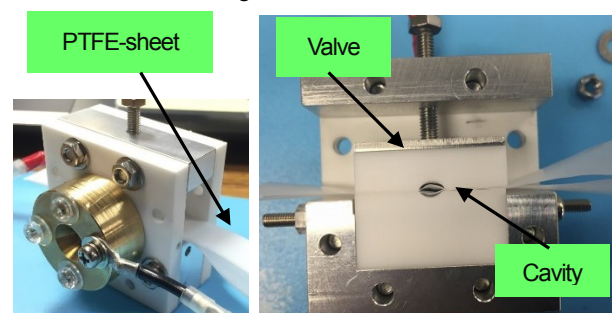


Fig. 7 PSF-PPT Ver. 5

#### 【課題b『炭素汚染による異常放電』への対策】

PTFEシートによってキャビティ壁面をPTFEガスに対して保護するという方法で対応した。またキャビティ内に供給されたPTFEシートの作動回数に制限を設けることで、シートの過使用によるキャビティ壁面の露出を防止した。これは炭素汚染の主な原因が、セラミックキャビティ壁面の露出箇所がPTFEガスにさらされることによるためであると考えたからである。

さらにPSF-PPT Ver. 5では、キャビティの素材をセラミックからPTFEに変更している。これは、Ver. 3と4において作動時に異常放電が発生し、セラミックキャビティの炭素汚染が確認されたからである。異常放電の原因は、Figure. 8のようにセラミックキャビティ壁面が炭素汚染されたために電極間抵抗値が低下しグニッションに関わらず主放電が生じてしまうためだと考えられる。

Ver. 5のキャビティ素材変更の際に、PTFEキャビティには従来の電熱加速型PPTにおけるキャビティの「自浄効果」を期待した。自浄効果とは、ここではPTFEキャビティ壁面が主放電によってアブレーションされた後、昇華面のすぐ裏側に控えた新たなPTFE面が炭素汚染されずクリーンな状態で露出する効果のことである。この自浄効果によって従来の電熱加速型PPTのキャビティ壁面は炭素汚染されず、電極間絶縁を維持し続けることができる。

しかし、Ver. 5の作動試験の結果、異常放電は生じてしまいFigure. 9のような炭素汚染の痕が確認された。

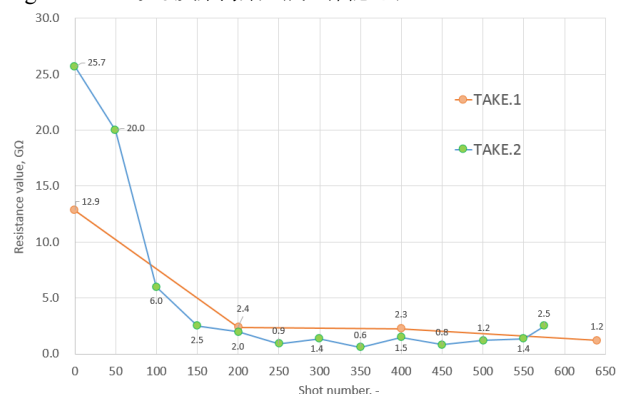


Fig. 8 History of electrical resistance of the PSF-PPT Ver. 4

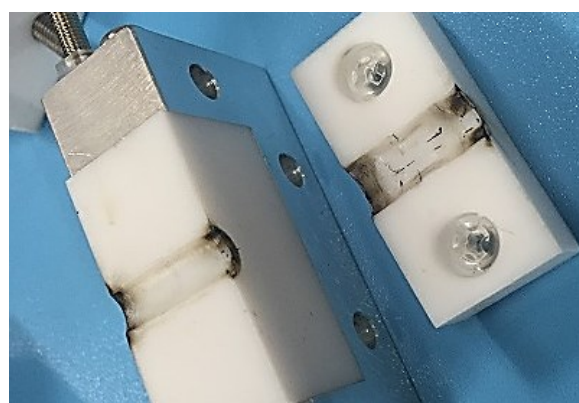


Fig. 9 Feature of PSF-PPT Ver. 5 after the operation

炭素汚染およびそれに伴う異常放電が生じてしまった理由として、PSF-PPTのキャビティ内の構造上、主放電に対して露出している箇所（PTFEシート）とそうでない非露出箇所（PTFEシートとそれに覆われたPTFEキャビティ壁面）が存在していたことが考えられる。このため、非露出面は主放電によってアブレーションされず自浄効果が受けられなかった上に、アブレーションされた箇所から発生したPTFEガスがそこに付着することで炭素汚染が生じFigure. 9のような結果になったと思われる。

この結果への処置として、Figure. 10のような穿孔処理を施したPTFEシートをキャビティ部に供給し、5shot作動されることでキャビティ壁面の炭素汚染を自浄効果によって改善する試行を行なった。しかし、5shot作動中1度異常放電が確認された上に、この試行後キャビティ壁面の別の箇所が炭素汚染されていることが確認された。結果として穿孔処理を施したPTFEシートを用いても炭素汚染とそれによる異常放電は解決できなかった。

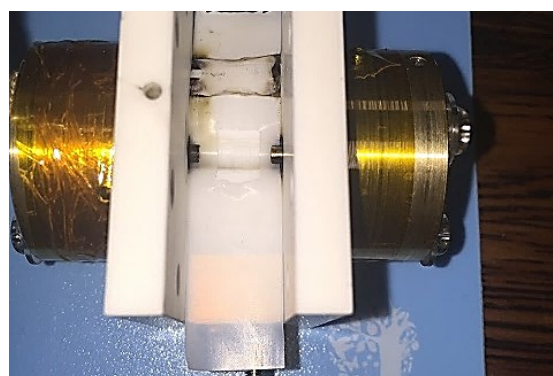


Fig. 10 Punched PTFE-sheet for cleaning the PTFE cavity



Fig. 11 Feature of the PTFE cavity after cleaning

#### 【課題c『ガス漏れによる損失』への対策】

Table. 2 に PSF-PPT Ver. 3～5 における性能の測定結果を示す。PSF-PPT Ver. 5 では Ver. 3, 4 と同様にキャビティ～シート供給口までの間に試作のバルブを適用することによって対応した。このバルブはシート交換時に開き、作動中は閉じることでシート交換を可能にしつつ、作動時の供給口からのガス漏れを防止することができる。Ver. 5 のバルブは Ver. 4 の設計を踏襲している。Ver. 3 のバルブでは作動後に PTFE ガスのリーク痕が顕著に残り、かつ性能も従来と比較して低かったが、Ver. 4 にてパーツ間接合箇所と接合力の増強およびバルブの設計変更を行なったところリーク痕は確認されなくなり、性能も改善したという結果を得ている。Ver. 5 の性能の結果は、従来と比較してキャビティ容積やノズル形状の違いがあるものの、従来に匹敵する性能を得られている。これより課題cは解決されたと判断した。

Table. 2 Results of PSF-PPTs about performances

	従来	Ver. 3	Ver. 4	Ver. 5
キャビティ容積	61.5 mm <sup>3</sup>			92.8 mm <sup>3</sup>
ノズル形状	Straight		Divergent	
投入エネルギー	2.43 J			
平均 $I_{th}$	50 μNs	16 μNs	85 μNs	52 μNs
平均 $\Delta M$	21 μg	17 μg	27 μg	20 μg
比推力 $I_{SP}$	242 s	95 s	323 s	265 s

#### 【PSF-PPT の開発状況】

本研究によって Ver. 5 まで改良されてきた PSF-PPT であるが、PSF-PPT の 3 つの課題 a,b,c の解決状況は、

- 課題 a 『未昇華 PTFE の処理』 … 解決済み
  - 課題 b 『炭素汚染による異常放電』 … 未解決
  - 課題 c 『ガス漏れによる損失』 … 解決済み
- となっている。

性能面においては従来型におおよそ匹敵するが、炭素汚染による異常放電の課題が未解決である。このため現段階において PSF-PPT は想定ミッション達成のための総  $\Delta M$  40 g という目標を達成できる能力はないと判断せざるを得ない。

#### 【今後の改良の余地】

異常放電の原因となるキャビティ壁面の炭素汚染に対しては、従来の電熱加速型 PPT における自浄効果を推進剤供給方式においても得られるかどうかが鍵である。自浄効果を得るためには、PSF-PPT Ver. 5 までの結果に基づき「キャビティ内部に存在するすべて面が主放電にさらされる」ような構造とするべきであるといえる。

よって PSF-PPT に対しては、Figure. 12 のように PTFE キャビティを廃し、PTFE シートのみでキャビティを構成するという改良案が考えられる。

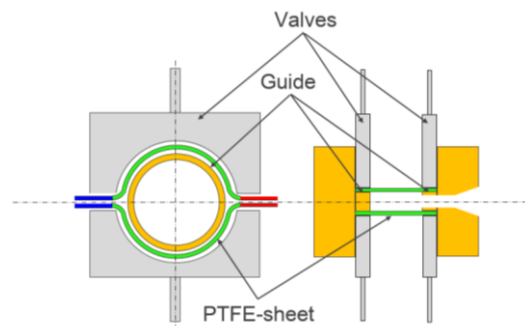


Fig. 12 Example of improvement of the PSF-PPT

#### 4. 結論および今後の展望

本研究の結論を以下にまとめる。

- 想定ミッション『宇宙電光掲示板』用の 50 kg 小型衛星を 5 年間運用するため総  $\Delta M$  40 g を達成可能な電熱加速型 PPT として PSF-PPT の開発・改良を行った。
- PSF-PPT は Ver. 5 までの改良によって課題であった『未昇華 PTFE の処理』、および『ガス漏れによる損失』の 2 つを解決した。
- 残る 1 つの課題『炭素汚染による異常放電』の課題は解決することができなかった。
- 未解決の課題である「炭素汚染による異常放電」の主な原因は、PSF-PPT の構造上、シートとキャビティ間の隙間が存在し、そこに主放電時に発生した PTFE ガスが侵入するためである。
- PSF-PPT のキャビティを PTFE 製にしても、キャビティ内のすべての面が主放電にさらされる環境でないことから、従来の電熱加速型 PPT における自浄効果は得られない。
- PSF-PPT は現段階において想定ミッションを完遂できる能力があるとは判断できず今後更なる改良が必要である。

また、今後の展望を以下にまとめる。

- PTFE キャビティの自浄効果を受けるべく、PTFE キャビティを除去し、交換可能な PTFE シートのみで PTFE キャビティを形成し推進剤として利用する。
- PSF-PPT の他に PTFE ロッド等の供給方式を試行する。

#### 5. 参考文献

- [1]. 折井武, 「小型衛星の動向と応用」, 『会報宇宙- 21 世紀日本の宇宙戦略』第 54 号, 日本経済団体連合会 宇宙開発利用促進会議, 2006 年, pp. 173-184.
- [2]. Burton, R. and Turchi, P. “Pulsed Plasma Thruster”, Journal of Propulsion and Power, 1998, Vol. 14, No. 5, pp. 716-735.
- [3]. M. Martinez-Sanchez, J. E. Pollard, “Spacecraft Electric Propulsion—An Overview”, Journal of Propulsion and Power, 1998, Vol. 14, No. 5, pp. 688-699.
- [4]. Egami, N et al., “Research and Development of Nano-Satellite PROITERES with Electric Rocket Engines at Osaka Institute of Technology”, 2012 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference, 2012, pp. 523-528.
- [5]. 班 太郎, 「テフロンシート供給式パルス型プラズマスラスタの実験的研究」, 東京大学修士論文, 2012.
- [6]. 吉川 哲史, 「テフロンシート供給式パルス型プラズマスラスタの実験的研究」, 横浜国立大学学士論文, 2013.
- [7]. 齊藤 健史, 「粉体推進剤を用いたパルス型プラズマスラスタの実験的研究」, 東京大学修士論文, 2007.