

ミッション解析書

テーマ名：金星大気の空力加熱測定惑星 VADER ~Venus' AeroDynamic heating ExploreR~

1. ミッションの概要

人類が飛行機で空を飛んでから一世紀、人類は宇宙へ飛び出し月に足跡を残した。さらに人類の探究心は尽きることがなく、火星をはじめとする兄弟星に関する多種多様なデータを手に入れられるまでに宇宙開発技術は発展した。

しかしその技術を用いて得られるものは、大気組成や地形データなどの惑星大気に突入することなく惑星外から取得できるデータがまだまだ多い。惑星表面の精査や、将来人類が惑星利用を進めるとき、惑星大気への安全な突入および着陸は必須課題である。

私たちは過酷な環境で知られている隣の惑星・金星の大気突入の際起こる空力加熱現象の確実な理解に繋げることを目標とし、人工惑星によるデータ取得を目指す。

この人工惑星のシステムは非常にシンプルなもの、例えば機体内外面を塗装の色や断熱材種類を変えるなど、簡単な設計変更を行えば他の惑星、衛星探査への応用も容易であろう。私たちの力は極めて小さいが、このミッションを通じて日本の惑星探査技術のさらなる磐石化の礎となれば、私たちはこれ以上嬉しいことはない。

2. 目的

金星大気突入時における空力加熱のデータを取得すること。

3. 金星の環境について

主に岩石や金属などの難揮発性物質から構成される地球型惑星であり、太陽系内で大きさと平均密度が最も地球に似た惑星である。

高度約 50km から 70km には硫酸の雲がありその頂上付近の最低気温は約 -45°C 。

高度 52.5km と 54km の間での気温は 37°C と 20°C で、高度 49.5km では気圧は地球の海拔 0m と同じになるなど、高度約 50~65km では気圧と温度は地球のそれと同じような値を示す。

金星の地表付近の大気はほとんど二酸化炭素で気圧は約 90 気圧、気温は最大で 500°C に達する(図 1) また太陽光入射放射量は $2660 [\text{W}/\text{m}^2]$ で、地球の $1370 [\text{W}/\text{m}^2]$ よりも大きい。

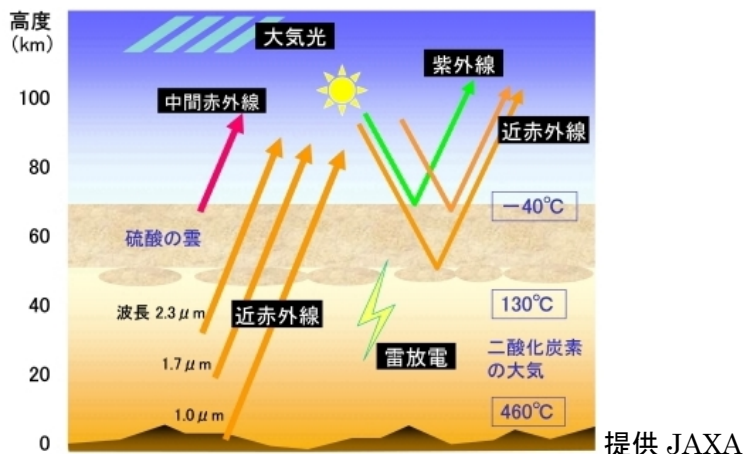


図 1 金星の大気

4. 金星を選んだ理由

VADERは、惑星大気に突入する際の空力加熱率（熱流束）を測定できる機体である。VADERを一つの高専が実際に開発するためには、宇宙機のシステムをできる限りシンプルにし、かつサイズや質量をで

きる限り小さくすることが大切であると考えた。このため、VADERが目指す候補惑星は、大きな通信装置や多くの燃料、電源を宇宙機に搭載する必要のない地球に近い金星あるいは火星とした。このうち、金星は太陽に近く、太陽エネルギーをより容易に利用できる。金星をターゲットに選んだ場合、電源系の質量を削減できるので、全体質量も小さくすることができ、結果的に構造系や熱系なども簡素にできる。金星をターゲットに選定することは、火星の場合と比較してのプロジェクトの成功がより確実にになると考えた。これが金星を選んだ最も大切な理由である。

ところで、金星には前述したような極限環境が存在するため、いままで詳しい調査を行うことが困難であった。しかし電子機器の高性能化・小型化や断熱材等の改良が進んだことによって、金星探査の可能性が現在大いに広がっていると考え、この過酷な環境の金星を探査対象として選んだ。

我が国において、宇宙空間から惑星大気に突入したミッションは、OREX、HYFLEX および USERS 宇宙システムの REV カプセルがあるが、いずれも地球大気に再突入するものである。減速装置を搭載することのできない超小型人工惑星の場合、惑星大気への突入速度は秒速約 11km と考えられ、この場合の材料表面の平衡温度は数千°Cを超えると考えられる。OREX や HYFLEX に取り付けられたセラミックタイルや C/C 材は、この温度に耐荷できず、もはや熱防御の手段はアブレータ方式に限定される。USERS 宇宙システムの REV カプセルの熱防御材はこのアブレータであった。REV カプセルはアブレータを採用した我が国初の比較的の大型の機体であり、国内の研究機関、大学および企業が協力して作り上げた機体であるが、それでもフライト後のデータ評価では予測値と実測値に差が見られるものがあった。

米国やロシア（旧ソ連）は、金星大気に多数の探査機を突入させているが、我が国ではまだ実施されていない。金星はたいへん興味深い惑星であり、多くの謎を解明するため金星表面に探査機を送り込む必要がある。このためには金星大気への突入を確実に成功させなければならず、金星大気突入時の空力加熱を測定することは、金星探査機開発の上で極めて有意義なことであると私たちは考える。

5. システム構成



図 2 衛星外観図

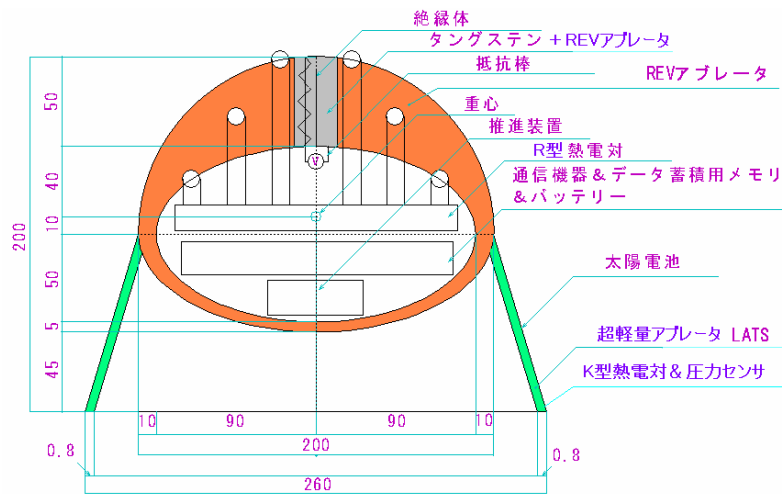


図 3 衛星断面図

質量（概算）： 8000g 最大幅： 260mm 最大高さ： 200mm

・熱防御材について

熱防御材は、USERS 宇宙システムの REV カプセルに用いられた CFRP アブレータ（以下、REV アブレータと略す）と津山高専が開発した超軽量アブレータ（以下、LATS： a super Lightweight Ablator of Tsuyama make と略す）の 2 つを用いる。REV アブレータと LATS の取付位置を図 3 に示す。図 3 よ

り、CFRP製のREVアブレータはラグビーボール形状であり、最も厚い部分（金星大気突入時の淀み点周辺）は50mmであり、一般部（下流域）は約5mmである。金星大気突入時において、REVアブレータへの熱流束は極めて大きい。ただし、淀み領域の厚さを50mm程度とすれば、測定期間内においてこの熱荷重に耐荷できると考えた。

また、LATSはNASAがスターダスト計画に使用した熱防御材と同様に比重0.3程度の極めて軽量のCFRPであり、かつREVアブレータと同程度の拡散依存酸化定数を有することを加熱試験で確認している（写真1参照）。このLATSは優れた熱防御材であるが、一方で優れた断熱材でもある。したがって、地球から金星への飛行中における機体から深宇宙空間への熱流出を防ぐため、LATSはスカート形状の太陽電池パドルの中に艤装される。また、金星大気突入時においては、下流域の機体を空力加熱環境から守る働きをする。



写真1 津山高専による大気圏突入実験

・測定機器について

熱電対は下端を衛星の内側にしておき、上端が衛星の断熱材の表面、中層、下層にそれぞれ2個ずつ設置し、計6個となる。なお、熱電対はR型を採用する。

抵抗棒は円柱状のタングステン+REVアブレータの複合構造を絶縁物で縦に2層に分割し、金属の線の1端を1層の下端につなぎ、もう1端を1層に埋め込んでおく。これにより損耗していくとそれぞれ溶けていくが2層のタングステンが表面でつながるので金属の線の抵抗を測定することで損耗率が測定できる。なお、事前に地上試験を何度も繰り返すことにより、空力加熱率（熱流束）と内部温度との関係を熱電対で、また空力加熱率（熱流束）と材料損耗率との関係を抵抗棒で取得しておく。これら地上試験の結果と、実際の熱電対と抵抗棒の測定結果とから、金星大気突入時の空力加熱を求める。

また金星大気環境計測を目的として、スカート状の太陽電池パドル内側に艤装したLATS（超軽量アブレータ）内部に、温度センサと圧力センサを装着する。温度センサはK型熱電対であり、圧力センサは光ファイバーを用いた超小型タイプを採用する。これらの使用により、空力加熱中、および空力加熱後のVADER下流域の温度と圧力のデータが計測できる。データ処理を施すことにより、金星大気温度と圧力の高度変化を把握することができ、VADERプロジェクト以降の金星大気突入ミッションに活用できると思われる。

・通信系について

使用する搬送波はSバンド（2.3GHz）であり、受信局は宇宙航空研究開発機構の臼田宇宙空間観測所を使用したいと考えている。もし臼田受信局に送ることができない事態となれば、アメリカやロシアのDeep Space Network受信局を利用する。前試験の段階でデータが地球に届かないと判断されれば、金星周辺のほかの宇宙機に通信を中継してもらう。

Sバンド送信機とアンテナで必要なシステムとしての質量は200gを目標とする。

金星突入直後はVADER表面に発生する空力加熱などによって、VADER周囲の希薄大気がプラズマ状態になることが予想される。VADERがプラズマに囲まれている間は外部との通信が不可能となるが、空力加熱終了後は機体の表面温度が低下し、再び通信可能になると考えられる。その際、空力加熱環境に曝されている間に取得したデータを地球に送信する。

・データ処理（メモリ等）について

- (i) 空力加熱率が急激に上昇し始めると電源をONにする。
- (ii) 電源がONになると熱電対，抵抗棒，圧力センサのデータの記録を開始する。
- (iii) 空力加熱率の上昇率がほぼゼロとなることを確認したら記録を止める。

・電源系（バッテリー，太陽電池）について

推進装置に必要なエネルギーは約 158KJ、通信機器 6W を 8 分間使用するのに必要なエネルギーは 2.9KJ である。よって計約 161KJ、45Wh の電力を補う必要がある。

そこで太陽電池を電源部全体約 200c m²に取り付け、リチウムポリマーバッテリーを利用すれば、必要電力を補うことができる。

・機体の形状について

機体は映画スターウォーズの登場人物の一人であるダースベイダーのヘルメットのような外観で、それは、金星大気突入時の空力加熱に耐荷できる熱防御部と電源部に分けることができる。

熱防御部は、金星周辺において表面が適温となるようシマウマ模様とした。黒筋は全表面積の約 20% であり、これにより表面温度は 87°C (360K) 程度に維持できる。

電源部は太陽電池パドルから構成され、太陽電池はスカート形状のアルミ合金に接着されている。この電源部の内側には、前記した通り超軽量アブレータ (LATS) が艤装されている。

機体の形状は、航行中に太陽風などの影響で減速しないようにできる限り流線型を保つように検討した結果である。

・推進装置について

エイコサンなどの相変化物質を燃料として用いた推進装置を図 6 に示す。推進装置は、相変化物質、相変化物質を収納するケース、ヒーター、開閉弁、ノズル、配管、温度センサ及び圧力センサから成る。ヒーターで加熱され、相変化物質の昇華ガスは収納容器内で所定の圧力になったことを圧力センサが感知し、開閉弁を開き、ノズルから昇華ガスを噴射させて推力を得る。

もし比推力が足りないようなら実績のある固体燃料コンポジットを用いたロケットモータを採用する。後述するように推進装置を使うのは最初の一度だけである。

・運用軌道について

推進装置によるガスは図 2 の下方向に噴出されるため、機体の進行方向は上方向である。

衛星はロケットからその進行方向が、金星に向かう軌道に乗るように放出される。

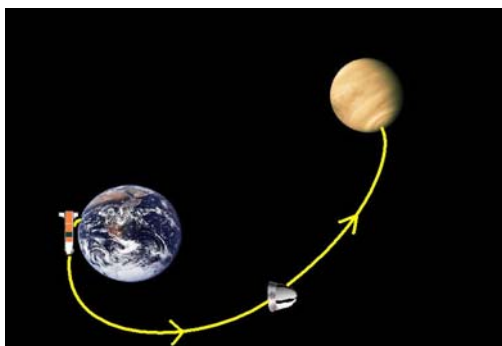


図 4 運用軌道概念

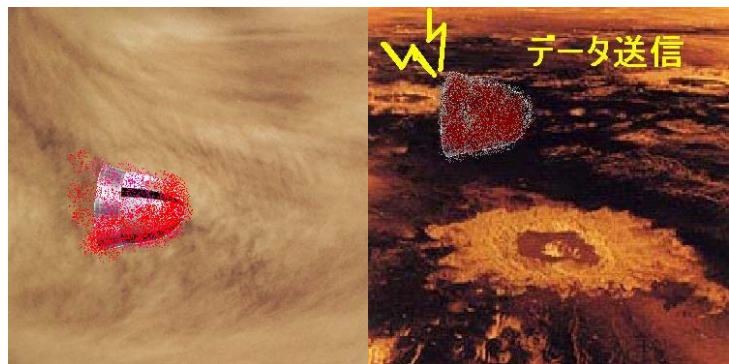


図 5 金星大気突入時

図 6 データ送信概念

・表面の塗装について

金星の入射放射量は 2660w/m² である。宇宙空間の温度は 3K である。これを考慮し塗装を決めると、表 1 になる。

表1 塗装の割合と温度の関係

黒色の割合 [%]⇩	白色の割合 [%]⇩	機体の表面の温度 [K]⇩
100⇩	0⇩	490⇩
0⇩	100⇩	275⇩
20⇩	80⇩	360⇩

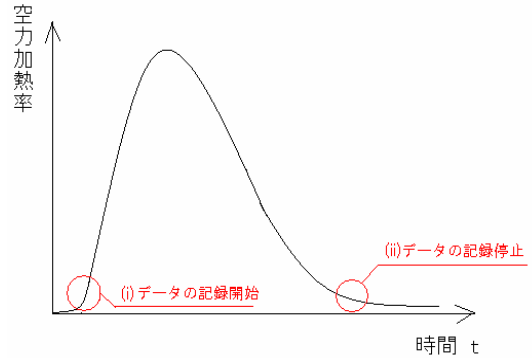


図7 データ処理のタイミング

この表から白色を80[%], 黒色を20[%]になるように, 白地に黒色のストライプを入れるような塗装にすればよい. この時の熱の伝わり方を示したのが図9である.

図9で示されているように温度が低くなっているところには, ヒーターを入れてやるようにする. そうすれば, 衛星内部は機器が正常に動く温度に保たれる.

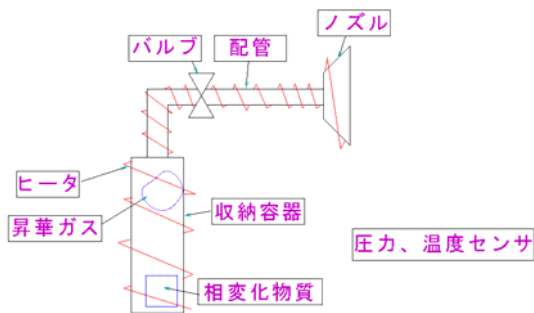


図8 推進装置

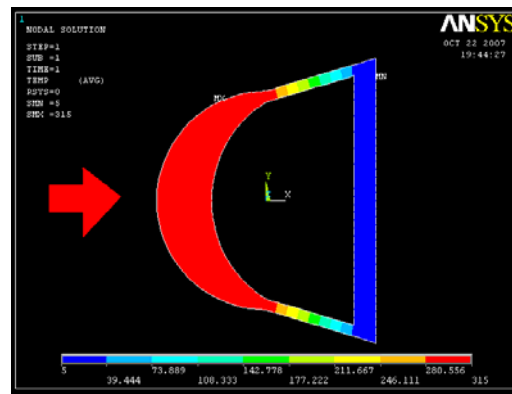


図9 金星周辺におけるVADERの伝熱解析結果(定常解)

・機体強度について

機体構造で最も脆弱な部分は, 太陽電池パドルが取り付けられるスカート形状のアルミ合金板である. また, 最も厳しい機械的環境は, ロケット打上げ時と考えた. ここでは, これらを踏まえてアルミ合金板の必要厚さを見積もった.

衛星質量は8kg(マージン200g含む最大質量)とし, 外形寸法, 重心位置は図3に示したとおりである. なお, 検討はHIIAロケットで打ち上げられることを前提とし, 打上げ時の加速度を機軸方向で最大4G, 横軸方向で最大2Gと考えた. また, 終極荷重係数をここでは2.5とし, 座屈係数を3として必要板厚を求めた.

$$P = 8 \times 4 \times 9.8 \times 2.5 = 784.0N, \quad M = 8 \times 2 \times 9.8 \times 2.5 \times 0.11 \times 3 = 129.4Nm$$

上のPとMが同時にかかるとして, 衛星半径Rは10cmで等価軸荷重を求めると

$$P_{eq} = P + \frac{2M}{R} = 784.0 + \frac{2 \times 129.4}{0.1} = 3372.0N$$

衛星がアルミニウム合金(2024材)製の円筒シェルとして座屈許容荷重は

$$P_a = 1.2\pi\gamma Et^2$$

$P_a = P_{eq}$ とすると、厚さ t は

$$t = \sqrt{\frac{P_{eq}}{1.2\pi\gamma E}} = \sqrt{\frac{3372.0}{1.2\pi \times 0.33 \times 72.0 \times 10^9}} = 1.94 \times 10^{-4} \text{ m} = 0.194 \text{ mm}$$

なお、ここではアルミ合金のポアソン比 γ 0.33、ヤング率 E 72GPa を用いた。

座屈に対して約 0.2 mm あればよい。実際の機体では、0.5mm にするので座屈することはない。

・機体全質量について

VADER の必要燃料は約 6600g であり、また高密度アブレータ、LATS、電源部のアルミ合金、推進装置のタンク、太陽電池、接着剤など込みで 750 g、S バンド送信機 200g、バッテリー 200 g、センサ群 50 g など燃料以外の質量 1200 g と、マージン質量を 200 g とした計 8000 g が V A D E R の全質量である。

6. 地上での打ち上げ前実験

- (i) 地上での高エンタルピー加熱試験によって、空力加熱率（熱流束）と熱防御材の内部温度上昇、損耗率の非定常的な関係を取得する。
- (ii) データ処理系及び通信機器の落下中の動作試験を行う。
つまり落下中のデータをメモリに蓄積し、機体表面の温度が下がり通信可能になったとき、データを送信するという、一連の動作試験を行う必要がある。
- (iii) 超小型推進装置の真空中作動試験

7. 推進系燃料の必要質量

このミッションでは、衛星を H II -A ロケットで加速してもらい、金星へ行くための必要な増速度分は機体内部に取り付けた推進装置（前述）をつかい補う。

まず初めに、地球の公転速度 $v_e=30$ [km/s]、地球の平均軌道半径 $r_e=1.469 \times 10^8$ [km]、地球の半径 $R_e=6387$ [km]、地球の重力定数 $\mu_e=398600$ [km³/s²]、金星の平均軌道半径 $r_{ve}=1.0771 \times 10^8$ [km] とする。また、 $K = r_{ve}/r_e = 0.72$ とした。

次に、地球を出発して惑星に到達する軌道の速度 v_D を求める。また、金星は内惑星なので、地球を出発する点を遠日点とする。

$$v_D = \sqrt{\frac{2k}{1+k}} \times v_e = 27.44 \text{ [km/s]} \text{ となる。}$$

$$\text{従って、} \Delta v_D = v_D - v_e = \left(\sqrt{\frac{2k}{1+k}} - 1 \right) \times v_e = -2.56 \text{ [km/s]} \text{ となる。}$$

次にパーキング軌道 h_i を高度 200km の円軌道と仮定すると、インジェクション後に達成されるべき速度 v_j は、 $v_j^2 = v_D^2 + 2\mu_e/(R_e+h_i)$ より $v_j=11.3$ [km/s] となる。また、インジェクション前の速度は H II -A ロケットによって加速してもらうので $v_i=7.9$ [km/s] となっている。従って、インジェクション速度 Δv_j は、 $\Delta v_j = v_j - v_i = 3.4$ [km/s] となる。

次に、衛星に取り付けた推進装置について考える。インジェクション速度 Δv_j 、衛星の全質量 m_0 、それから推進薬重量を差し引いた値 m とすると、 $\Delta v_j = v_j - v_i = g_0 \times I_{sp} \times \ln(m_0/m)$

上式に求めた Δv_j と、 $m_0=8000$ [g]、推進薬質量を 6600[g] として $m=1400$ [g] となる。 I_{sp} は推進系の比推力であり、200[s] と仮定した。したがって、 Δv_j は 3.4[km/s] となり、6600g の燃料で 3.4[km/s] の増速を確保できる。

8. 実験手順

- (i) 前述したとおり一定時間加速し必要速度を得る.
- (ii) あらかじめ計算しておいた金星への軌道に乗る.
- (iii) 金星大気に、減速せず、そのままの速度で突入する.
- (iv) 金星大気突入時の熱電対抵抗棒、圧力センサのデータをメモリに蓄積する。(図 5)
- (v) 蓄積したデータを地球に送信する。(図 6)

9. 得られる成果

将来、火星のように金星へもローバーを送りこみ、金星の謎を解くためその大気組成や地質などについて調査される日がきっと来るだろう。しかし金星は火星よりも高圧、高温でありまったく違った設計が要求される。その設計を行うに当たり様々なデータが必要になるだろう。

そのひとつとして、地球とも火星とも異なるであろう、金星固有の空力加熱の性質を詳しく調査する必要がある。この実験でそのデータを取得し解析することによって将来の、日本主導の金星探査がぐっと現実味を帯びてくるだろう。

10. 主張したい独創性または社会的効果

この機体は構造がシンプルで、安価に製作できることが最大の魅力である。にもかかわらずこの金星の空力加熱データ及びその解析結果は、将来の金星探査機の設計に必要不可欠で大変重要なものである。また例えば土星の衛星・タイタンの空力加熱現象を調べることも、機体の塗装を変え太陽光吸収率を変化させたり、機体内部の保温機能について設計変更を行ったりすれば、十分可能である。これはもうひとつのこの機体、ミッションの大きな特徴である。

機体はスターウォーズの敵役・ダースベイダーのヘルメットのような形状をしていることから、VADER と名付けた。もちろんその形状には意味があり、それについて詳しくは「システム構成・機体の形状」を参照されたい。

11. まとめ

金星は地球のすぐ隣の惑星であるにも関わらず、火星に比べてその探査は進まなかった。金星探査では直接生命の謎を究明するような成果は期待できないが、惑星成り立ちの謎を解くための材料は手に入れられる。特に金星は地球とその大きさや密度、地質の組成が似ているにもかかわらず、地球とはまったく異なった運命をたどった星だ。二つの星が違う運命をたどることになったその原因は何か？それを探るためにいずれ必ず金星の環境に耐えうる探査機を送り込む日がやってくるだろう。将来それをなすのは私たちが支える日本でありたい。

実際に設計を行うとなれば、通信系、データ処理系、電源系、機体の質量及び強度計算などについてさらに詳細な考察が必要になるだろう。もし知識と技術と時間があれば、製作して打ち上げて運用してみたい、もちろん自分たちの手で。

12. 参考文献

衛星設計入門：衛星設計コンテスト実行委員会（培風館）

有限要素法解析ソフト ANSYS 工学解析入門：CAD/CAE 研究会（理工学社）

奥山圭一、加藤純郎、山田哲哉、アーク加熱風洞による REV アブレータの研究開発、JAXA-RR-04-045, P55-P75

<http://www.stp.isas.jaxa.jp/venus/>

<http://ja.wikipedia.org/wiki/%E9%87%91%E6%98%9F>

<http://ja.wikipedia.org/wiki/%E9%87%91%E6%98%9F%E3%81%AE%E5%A4%A7%E6%B0%97>