

# 技術紹介

## 5

## 慣性装置における GPS ハイブリッド技術とその応用製品

Technology and Application Products about GPS Hybrid Navigation for Inertial Navigation System

山田 雅喜

Masaki Yamada

航機事業部 第一技術部 マネージャー

竹内 竜太郎

Ryutaro Takeuchi

航機事業部 第一技術部 主任

奥山 貴之

Takashi Okuyama

航機事業部 第一技術部

**キーワード：** 慣性装置、複合航法、INS、GPS

**Keywords:** Inertial navigation system, Hybrid Navigation, INS, GPS

### 要 旨

航空機、船舶、車両等を使用される慣性装置は、ハイブリッド技術を用いることにより、更に、高精度な航法データを供給することが可能となります。

本稿は慣性装置のハイブリッド技術の主流である GPS ハイブリッド航法について、その技術及び応用製品に関し紹介します。

### SUMMARY

Inertial navigation systems that are used for aircrafts, ships and vehicles etc. enables highly accurate navigation data to be supplied by using a hybrid technology.

This paper introduces the technology and application products about GPS hybrid navigation that is the main current of a hybrid technology for the inertial navigation system.

## 1. まえがき

慣性装置(INS: Inertial Navigation System)は、慣性空間に対する3軸方向の加速度および角速度をそれぞれ加速度計およびジャイロにより検出し、それらの検出結果を積分することにより、機体の姿勢、方位、速度および位置等を計測する装置であり、航空機、船舶、車両等の航法や制御に使用される装置です。慣性装置は電波航法等と異なり外部装置の支援を必要としないため自立航法が可能です。

慣性装置は当初、ジンバル構造を有した機械的に安定なプラットフォーム上に慣性センサを配置したプラットフォーム方式を使用していましたが、1970年代にリング・レーザー・ジャイロ(RLG: Ring Laser Gyro)およびサーボ加速度計の開発により、高精度・高ダイナミックレンジのセンサが使用できるようになり、機械的な機構を必要としないストラップダウン方式が開発され、装置の信頼性が向上しました。

本稿は、上記ストラップダウン方式の慣性装置の精度向上において、現在さまざまな分野で活用されているGPS(Global Positioning System)を利用したGPS ハイブリッド航法について記述します。

## 2. 慣性装置の高信頼性／高精度化

慣性装置の信頼性／精度向上手法としては、信頼性向上を目的とした冗長系の構成<sup>1)</sup>と、精度向上を目的としたハイブリッド航法<sup>2)</sup>があげられます。(図1 参照)

特に、ハイブリッド航法による慣性装置の高精度化は、今後、運行管理や自動着陸等への応用が大いに期待されている技術です。

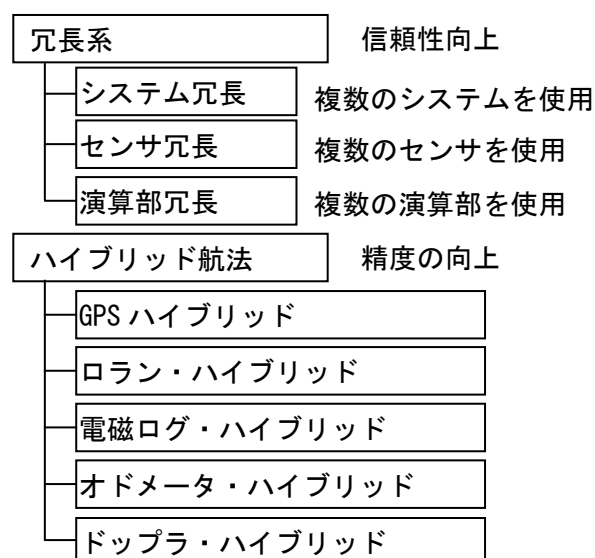


図1 慣性装置の高信頼化

### 3. ハイブリッド技術

#### 3.1 GPS ハイブリッド航法

GPS ハイブリッド航法とは、図2および図3に示すとおり、慣性装置(INS)の『時間と共に誤差が発散する』という短所を GPS の『長時間にわたって誤差が安定している』という長所により補正し、長時間にわたって高精度で安定した航法を行う技術です。

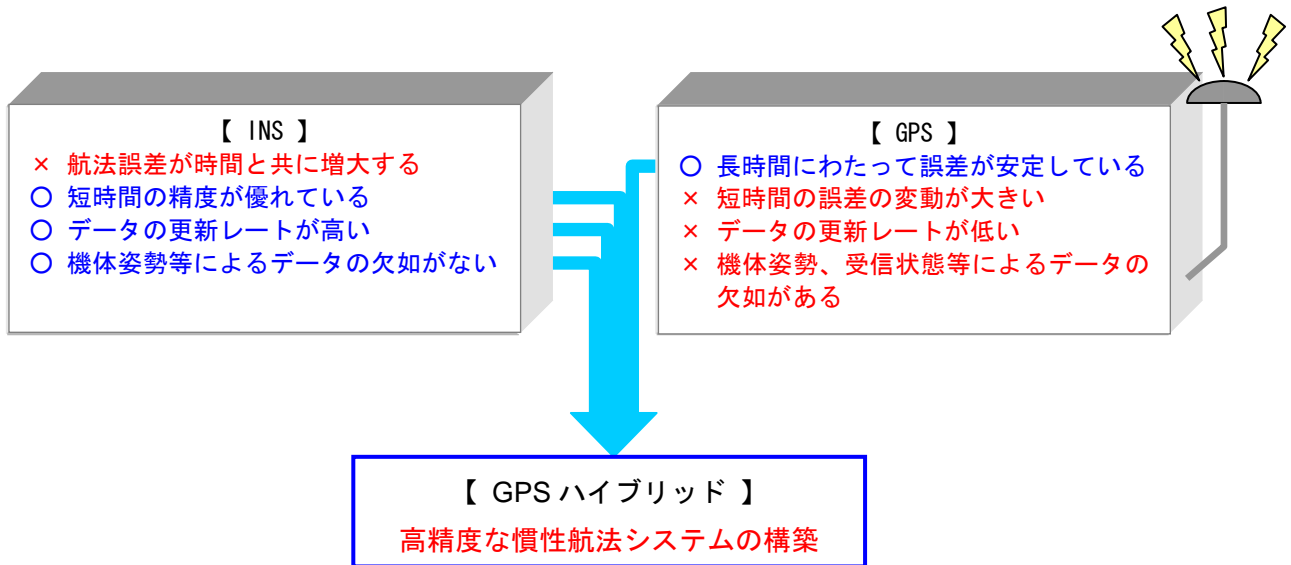


図2 GPS ハイブリッドの特長

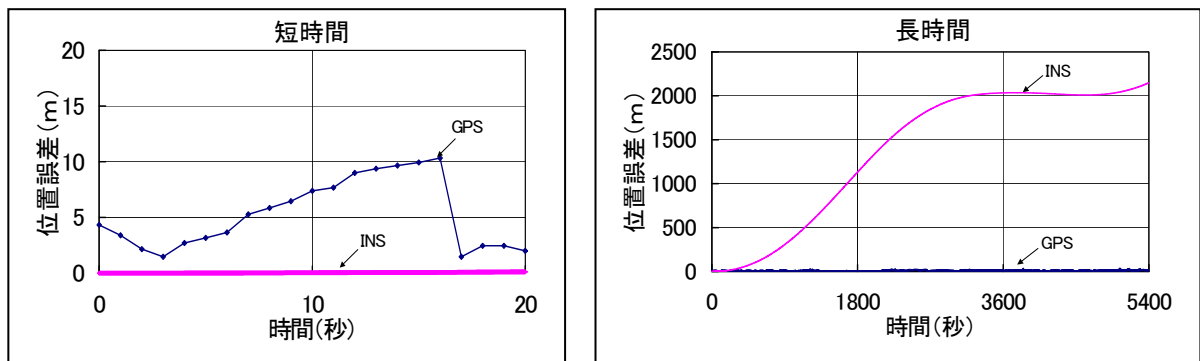
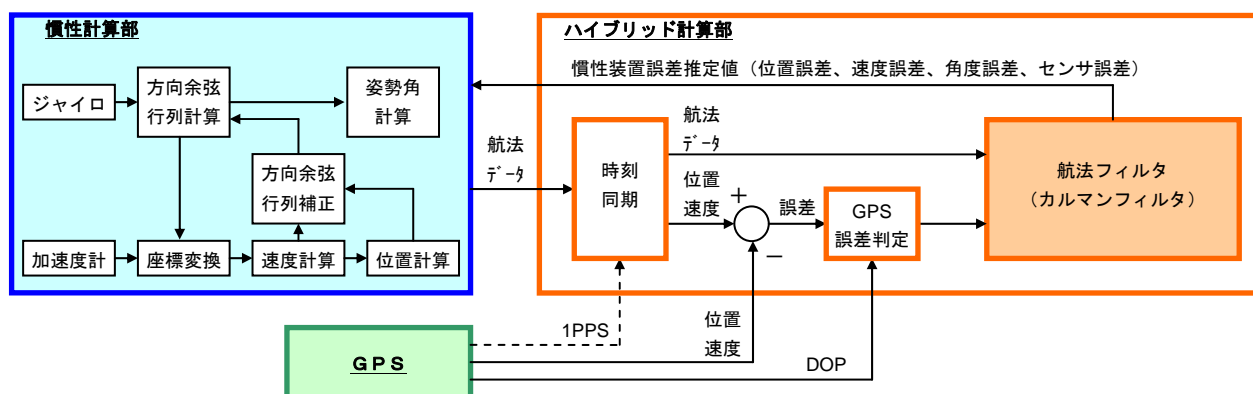


図3 誤差時間特性（短時間／長時間）

図4に GPS ハイブリッド航法のブロック図を示します。

慣性装置は慣性センサの出力を積分し姿勢、方位、速度および位置等を計算するため、センサ誤差の蓄積により航法誤差が時間とともに増大します。また、慣性装置は飛行前に初期姿勢および方位を求めるためにアライメント(レベリングおよびジャイロ・コンパシング)を実施しますが、機体の動揺およびセンサ性能等により初期姿勢角誤差および初期方位角誤差が発生します。



注) 1PPS (1 Pulse Per Second) : GPS から1秒毎に出力される時刻同期信号  
DOP (Dilution Of Precision) : GPS の誤差指標

図4 GPS ハイブリッド航法ブロック図（ルーズ・カップル方式）

上記の誤差により発生する航法誤差は、時間および飛行状態により変化します。

GPS ハイブリッド航法は、慣性装置の誤差を推定し補正することにより、慣性装置の誤差を取り除き慣性装置の精度を向上させる技術です。また、ハイブリッド航法では基準となるGPSが無効となった場合、純慣性航法(慣性センサのみの出力で航法を実施)となりますが、ハイブリッド航法により慣性センサの誤差を推定しているため、一般の純慣性航法より優れた航法結果が得られます。

航空電子は、独自国産技術により、慣性装置のキー・コンポーネントであるジャイロおよび加速度計の設計・製造を含め、お客様のさまざまな用途に応じた各種 GPS ハイブリッド装置の設計・製造を行っています。

各種 GPS ハイブリッド装置の一例を図5に示します。

航空電子では、この他にも防衛製品など、特別な用途に対応した慣性装置の開発を行っています。

## JIMS-150R



- 高精度な RLG (リング・レーザ・ジャイロ) 搭載
- 小型・軽量・低消費電力  
従来の RLG 慣性装置の 1/2
- 外部 GPS 使用
- ハイブリッドにより高精度は位置・速度情報を出力
- GPS などが使用できない場合でも高精度な姿勢・方位を検出可能
- ドップラ・ハイブリッドにより海中でも使用可能

## 主な用途：

船舶、車両などの運動計測

## 使用例：

海底探査機用慣性装置

## T-LNS II



- 中精度な FOG (ファバー・オプティカル・ジャイロ) 搭載
- 小型・軽量  
JIMS-150R の約 1/3
- 小型 GPS 内蔵
- ハイブリッドにより高精度は位置・速度情報を出力
- GPS などが使用できない場合、低ドリフトで姿勢・方位を検出可能
- オドメータ・ハイブリッドにより陸上車両に最適

## 主な用途：

車両などの運動計測

## 使用例：

試作車両の動特性計測

## JCS7602



- 小型 FOG (ファバー・オプティカル・ジャイロ) 搭載
- 超小型・軽量  
JIMS-150R の約 1/10
- 小型 GPS 内蔵
- ハイブリッドにより高精度は位置・速度情報を出力
- GPS が使用できない場合、姿勢・方位がドリフトする
- 高速な運動計測可能  
250Hz 高速信号出力

## 主な用途：

車両、船舶、航空機などの運動計測

## 使用例：

高速移動体の動特性計測

## 性能諸元

項目		JIMS-150R	T-LNS II	JCS7602
姿勢角精度	(純慣性)	0.10° (rms)	1° /H(rms)	±(0.2° +1% of input)
	(ハイブリッド)	0.05° (rms)	0.1° (rms)	±0.2°
電源		+24VDC	+24VDC	+24VDC
出力信号形式		RS-232C	RS-232C	RS-422 (CAN : オプション)
出力信号更新周波数		50Hz	100Hz	250Hz
寸法		185×240×185mm	200×150×90mm	105×130×60mm
質量		10kg	3.5kg	1.2kg
ハイブリッド方式 (注)	GPS	○	○	○
	ドップラ	○	—	—
	オドメータ	—	○	—
GPS 搭載		外部 GPS 使用	GPS 内蔵	GPS 内蔵

(注) ○:対応、—:非対応

図5 各種GPSハイブリッド装置

### 3.2 航法フィルタの構築

慣性装置の誤差推定を行う航法フィルタにはカルマンフィルタを使用します。このカルマンフィルタを構成する状態方程式および観測方程式は、慣性装置の誤差方程式として、それぞれ以下のとおり与えられます。

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{v} \quad \cdots (1)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{H}\mathbf{x} + \mathbf{w} \quad \cdots (2)$$

ただし、

$\mathbf{x}$ : 状態遷移ベクトル

$\mathbf{A}$ : 状態遷移行列

$\mathbf{v}$ : システムノイズ・ベクトル

$\mathbf{y}$ : 観測ベクトル

$\mathbf{H}$ : 観測行列

$\mathbf{w}$ : 観測ノイズ・ベクトル

表1 状態遷移ベクトル

番号	誤差要素	番号	誤差要素
1	緯度誤差	10	Z 軸ジャイロ誤差
2	経度誤差	11	X 軸加速度計誤差
3	南北速度誤差	12	Y 軸加速度計誤差
4	東西速度誤差	13	Z 軸加速度計誤差
5	ロール角誤差	14	高度誤差
6	ピッチ角誤差	15	鉛直速度誤差
7	方位角誤差	16	シーバークロック・バイアス
8	X 軸ジャイロ誤差	17	シーバークロック・ドリフト・バイアス
9	Y 軸ジャイロ誤差		

ハイブリッドの結合方式にはルーズ・カップル方式とタイト・カップル方式があり、ルーズ・カップル方式は GPS の位置および速度を用い慣性装置の誤差を推定する方式であり、タイト・カップル方式は GPS の RAW データ (Pseudo range、Pseudo range rate) を用い GPS および慣性装置両者の誤差を推定する方式です<sup>2)</sup>。

ハイブリッドに使用する状態遷移ベクトルの代表例を表1に示します。

ルーズ・カップル方式の状態遷移ベクトルは表1の番号 1～15 までで表され、タイト・カップル方式の状態遷移ベクトルは表1の番号 1～17 で表されます。

また、慣性装置の誤差方程式は非線形ですが、誤差成分が微小であることにより線形に近似し、状態遷移行列は時間および飛行状態(位置、速度、姿勢、方位、加速度)をパラメータとした成分で構成されます。

慣性装置の誤差推定は、上記で構成した状態方程式に対し、GPS データを基準とした慣性装置の誤差を観測し行われます。

### 3.3 時刻同期

通常、慣性装置および GPS の航法データは、それぞれ 50Hz～250Hz 程度および 1Hz 程度で非同期に更新されます。航空機等の高速移動体において、これら非同期な2つのシステムにより系を構成するためには、2つのシステムの時刻同期を行う必要があります。このため、GPS には時刻同期をとるために 1PPS (1 Pulse Per Second) や TIME MARK と呼ばれる精度 数 nsec～数  $\mu$  sec 程度の時刻同期信号が設けられています。

慣性装置は、カルマンフィルタの観測過程において、この 1PPS 信号を基準にカルマンフィルタを実行することにより GPS と時刻の同時性を確保します。

ただし、慣性装置の航法データ更新周波数が低い場合、例えば 10Hz であるとする、最大 100msec の時刻同期誤差が発生します。機体が 150kt で飛行している場合、時刻同期誤差により発生する位置誤差は 7.7m 程度であり、通常の飛行状態では問題となりませんが、自動着陸等の高精度を要求される状態や機体が高速の場合では、その誤差は無視することができず、航法データの更新周期の高速化が必要となります。

### 3.4 不確定 GPS 誤差排除

航空機等に搭載される慣性装置の位置誤差は 0.8nm/h 50%CEP 程度であり、1 秒間に発生する誤差は 99%の誤差確率で約 1m 程度と短時間における精度は非常に優れています。

一方 GPS の位置誤差は 13m 95%<sup>3)</sup> 程度であり、長時間の安定性は非常に優れていますが短時間の誤差は慣性装置と比較して大きくなっています。また、GPS の誤差は受信状態により変化し、その精度は DOP (Dilution of Precision) で表現されますが、マルチパス等の影響により DOP で示された誤差に対し瞬間的に大きな誤差が発生する場合があります。

上記の不確定な GPS 誤差はハイブリッド系に影響を及ぼすため、この GPS の不確定誤差を排除する必要があります。

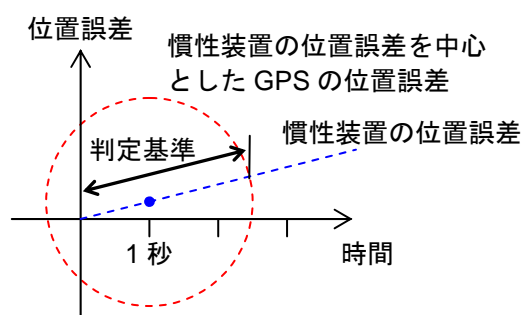


図6 GPS 誤差排除判定基準



GPS 誤差が基準誤差に DOP を乗じ算出されるため<sup>4)</sup>、上記誤差の排除は、次式の判定基準 ( $\delta P$ ) を用いカルマンフィルタの観測過程において実施します。(図8参照)

$$\delta P = \delta P_{\text{INS}} + \delta P_{\text{GPS}} \times \text{DOP} \quad \dots (3)$$

ただし、

$\delta P_{\text{INS}}$  : 1 秒間に発生する慣性装置の位置誤差

$\delta P_{\text{GPS}}$  : GPS 基準誤差

カルマンフィルタの観測値が上記  $\delta P$  より大きい場合、観測異常と判定し、その時の GPS データは使用しません。

### 3.5 インフライト・アライメント

一般的に、慣性装置は積分系システムであるため、機体電源の瞬断等により、装置が再起動した場合は、初期化のために地上静止状態によりアライメントを実施する必要がありますが、飛行中に上記の事象が発生した場合は装置が使用不可能となり、機体システムに重大な影響を及ぼします。

上記の問題の対策の一つとしてハイブリッド航法の応用であるインフライト・アライメント航法があります。

通常、アライメントは静止状態において地球の自転角速度をジャイロにより検出し方位角を計算(ジャイロ・コンパシング)しますが、インフライト・アライメントでは GPS を基準としたハイブリッド航法を実施することにより方位角を計算します。ただし、ハイブリッド航法に使用した状態方程式は誤差を微小近似している為、非線形への拡張あるいは、その他の手段が必要となります。

ここで、誤差が微小近似できない慣性装置の誤差成分は方位角誤差のみであることに着目し、系が複雑になる非線形への拡張をせず、方位角誤差の成分を  $\sin$  と  $\cos$  の成分に分解し、線形近似した状態方程式を使用します。

なお、インフライト・アライメント時は系の収束および方位角誤差による誤推定を避けるため、センサ誤差の推定は実施しません。

このことにより、状態方程式を表1より表2のとおり変更するのみで容易にインフライト・アライメントを実現することが可能となります。

表2 状態遷移ベクトル(インフライト・アライメント時)

番号	誤差要素
1	緯度誤差
2	経度誤差
3	南北速度誤差
4	東西速度誤差
5	ロール角誤差
6	ピッチ角誤差
7	$\sin(\text{方位角誤差})$
8	$1 - \cos(\text{方位角誤差})$



## 4. シミュレーション技術

3項で記述したとおりハイブリッド航法にはカルマンフィルタを使用しますが、カルマンフィルタを使用したシステムの安定性を保証することは非常に難しく、アルゴリズム等はシミュレーションにより確認する必要があります。

図7に GPS ハイブリッド・シミュレーションのブロック図を示します。

シミュレーションは以下のプロセスにより実施されます。

- ① 使用する慣性センサおよび GPS の誤差要素を設定する。
- ② 使用状態を想定した飛行経路を設定する。
- ③ 慣性センサ誤差を含まない基準航法計算を実施し、シミュレーションの真値とする。
- ④ ③項と同時に①項で設定した誤差を用いたハイブリッド航法計算を実施する。
- ⑤ ③項および④項の結果よりハイブリッド航法誤差を評価検討する。

カルマンフィルタの初期共分散や観測ノイズ等の各種パラメータを変更し、上記のプロセスを繰り返し実施し、アルゴリズムの最適化を図ります。

また、走行試験や飛行試験で入手した飛行経路をシミュレーターの飛行経路に設定し、より実環境に近い状態でシミュレーションを実施し解析の精度を向上させます。

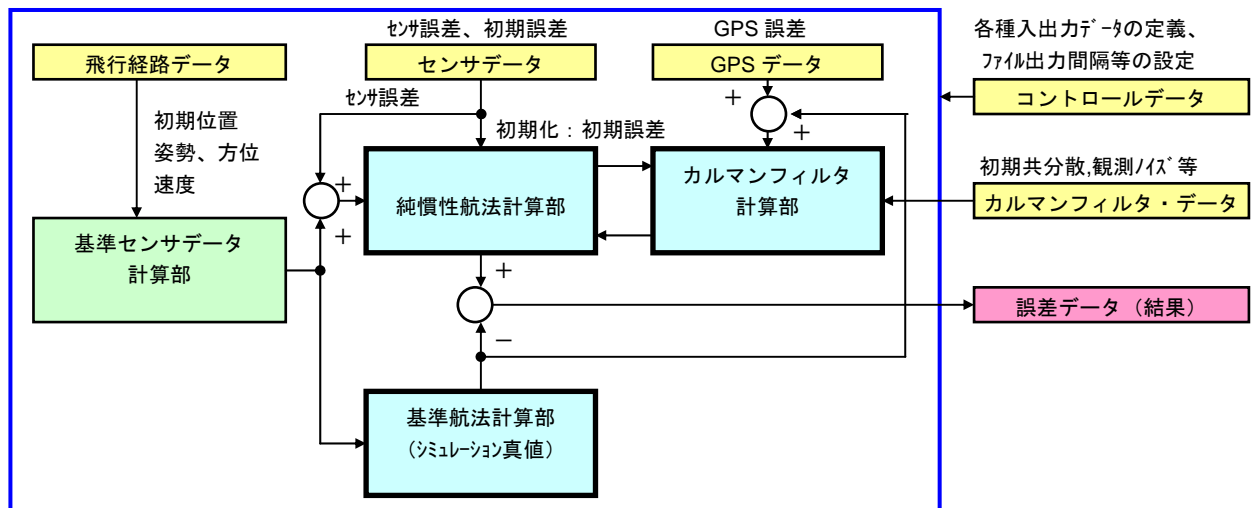


図7 GPS ハイブリッド・シミュレーション・ブロック図

## 5. むすび

慣性装置は、GPS の普及により GPS ハイブリッドを用いた高精度な航法が可能となり、より精密な運行管理や自動着陸が可能となりました。本稿では一般的な GPS ハイブリッド航法の概略を紹介しましたが、慣性装置の誤差だけではなく GPS の誤差までも推定し補正するタイト・カップル方式の GPS ハイブリッド航法の活用により、更に高精度な航法も可能となります。

### 参考文献

- 1) 森元：“アビオニクスにおける冗長系構築とセンサシステムについて”，第 38 回飛行機シンポジウム，2000
- 2) 森元：“光ジャイロと GPS”，光学，32 巻，11 号，2003
- 3) “GLOBAL POSITIONING SYSTEM STANDARD POSITIONING SERVICE PERFORMANCE STANDARD”，DOD，2001
- 4) 安田：“GPS 技術の展望”，電子情報通信学会論文誌 B，NoI.J84-B，N0.12，2001