- ducting Stress Transducers Utilizing the Transverse and Shear Piezoresistance Effects, J. Appl. Phys., Vol. 32, No. 10 (1961), pp. 2008-2019.
- 11) TUFTE, O. N. and STELZER, E. L.: Piezoresistive Properties of Silicon Diffused Layers, J. Appl. Phys., Vol. 34, No. 2 (1963), pp. 313-318.
- 12) TIMOSHENKO, S. P. and WOINOWSKY-KRIEGER, S.: Theory of Plates and Shells, McGraw-Hill Book Company, Inc. (1959).
- 13) 西原元久, 嶋田 智, 山田一二, 田辺正則, 松岡祥隆, 保川彰夫: 半導体圧力センサの非線形特性解析, 計測と制御論文集, Vol. 17, No. 2 (1981), pp. 273-279.
- 14) 嶋田 智, 西原元久, 田辺正則, 山田一二, 松岡祥隆, 保川彰夫: 半導体圧力センサの直線性, 第 17 回 SICE 学術講演会論文集 (1978. 8), pp. 223-224.
- 15) 田辺正則, 嶋田 智, 西原元久, 山田一二, 山本芳己, 松岡祥隆, 保川彰夫: 半導体ストレインゲージ応用伝送器の開発, 高圧用半導体圧力センサの直線性, 第 18 回 SICE 学術講演会論文集 (1979. 8), pp. 361-362.
- 16) 白水俊次, 佐藤正三, 君島 進, 野田龍三: Si 圧力センサとその応用, 電子通信学会技術研究報告, Vol. 79, No. 35, ED 79-20 (1979. 5), pp. 93-99.
- 17) 小沢 昇, 岡山 努, 中山佳昭, 日沖敬一, 長嶺由政: 半導体ストレインゲージ応用伝送器の開発, 超高精度圧力二次標準器, 第 18 回 SICE 学術講演会論文集 (1979. 8), pp. 365-366.

—特 集—

姿 勢 セ ン サ *

——レーザ, 流体, 振動, TDG, FRIG——

金 井 昭**・太 原 雅 彦***
早 川 義 彰****・長 蘭 祐 光*****

1. は じ め に

航空機および飛翔体等の運動体に搭載される各種の姿勢センサについて, 現状と将来動向を簡単に記述してみた。ここに述べた姿勢センサは航空機等の姿勢・位置に関する測定および制御に使用されており, これらセンサの性能は直接的に姿勢や航行精度に影響する重要なセンサとして今後の発展が期待されるものである。

2. レーザジャイロ

2.1 概要 レーザジャイロは長い開発期間を要したが, 民間機にも採用され実用化の段階になってきた。これは航空機システムが個々の機能ユニットの寄せ集めから総合システム化へと進み, デジタルシステムの必要が生じ, 慣性センサもストラップダウン方式の特徴を生かしたものが必要となってきたためである。ストラップダウン方式のセンサには角速度感度が大きく, ダイナミックレンジの広いセンサが要求さ

れ, レーザジャイロはその要求を満たすものであり, 今後ますますレーザジャイロの使用が増加するものと思われる。以下レーザジャイロの原理と現状について述べる。

2.2 原理 レーザジャイロは環状に構成した光路上に互いに逆方向に進行する進行波レーザを発振させ, その装置全体を回転させたときに, 光路差が生じ, 二つの反対方向の進行波間に周波数差が生じ, 両者を混合すればビートが発生し干渉じまができる。この干渉じまを光検出器で読みとり, 回転角速度を測定する方法である。これは一種のリング状の干渉計であり, 1913 年 SAGNAC による光速の地球自転による効果の提案, 1925 年 MICKELSON and GALE が地球自転を測定するために提案したランプ光源を用いた角形のリング干渉計に源を発する。1950 年代レーザが発明されると ROSENTHAL が干渉計への応用の提案をおこない, 1963 年 MACEK と DAVIS とが実験をおこない角速度とビート周波数との直線関係を実証した。これがレーザジャイロの原型である。角速度とビート周波数との関係式については一般相対性理論の立場から論じたものもあるが, ここでは一般的方法で式の誘導を試みる。第 2 図のような光路を考え, 微小角 $\Delta\theta$ の光路 ΔS を光が進む時間を Δt とする。この間, 回転による光路長の変化を Δl , 光速を c とすると

$$\Delta l = r\Omega\Delta t \quad (1)$$

$$\Delta S = r\Delta\theta = c\Delta t \quad (2)$$

(1), (2)式より

* 昭和 55 年 11 月 5 日, 第 18 回飛行機シンポジウムにて講演。昭和 56 年 7 月 29 日原稿受理 Attitude Sensors—Ring Laser Gyro, Electro-Fluid Gyro, Vibrating Gyro, Tuned Dry Gyro, Floated Rate Integrating Gyro

** 東京航空計器 (株) Akira KANAI

*** 宇宙開発事業団 Yasuhiko TAHARA

**** 三菱プレジジョン (株) Yoshiaki HATAKAWA

***** (株)北辰電機製作所 Sukemitsu NAGASONO

第1図 レーザジャイロの原理図

第2図 回転している光路

$$\Delta l = r\Omega \times \frac{r\Delta\theta}{c}$$

第2図の光路を1周する間の光路差 ΔL とすると、

$$\Delta L = \oint \Delta l = \oint \frac{\Omega}{c} r^2 d\theta \quad (3)$$

光路をかこむ面積を A とすると

$$A = \oint \frac{1}{2} r \Delta S = \oint \frac{1}{2} r \times r \Delta\theta = \oint \frac{1}{2} r^2 d\theta \quad (4)$$

(3), (4)式より

$$\Delta L = \frac{\Omega}{c} \times 2A$$

リングレーザの共振条件より

$$\nu_{00}q = q \frac{c}{L}, \quad q = \frac{L}{\lambda}$$

cw, ccw 方向の周波数をそれぞれ $\nu_{00}q^{cw}$, $\nu_{00}q^{ccw}$ とするとビート周波数 Δf は次のとおりとなる。

$$\Delta f = |\nu_{00}q^{cw} - \nu_{00}q^{ccw}|$$

角速度が与えられたときのみかけの光路長は cw, ccw 方向で $L + \Delta L$, $L - \Delta L$ となる。したがって

$$\Delta f = q \frac{c}{L + \Delta L} - q \frac{c}{L - \Delta L} = \frac{2qc\Delta L}{L^2 \left\{ 1 - \left(\frac{\Delta L}{L} \right)^2 \right\}}$$

$q = L/\lambda$, $\Delta L = 2A\Omega/c$ を代入し $(\Delta L/L)^2 \ll 1$ を無視すると

$$\Delta f \approx \frac{2 \times \frac{L}{\lambda} \times c \times \frac{2A\Omega}{c}}{L^2} = \frac{4A\Omega}{\lambda L}$$

となる。

以上の式よりビート周波数は角速度に比例する。その感度は光路によって囲まれた面積に比例し、レーザの波長と光路長に逆比例することがわかる。

c : 光速, L : 光路長, q : 整数, λ : 波長, ν_{00} : 共振周波数

2.3 レーザジャイロの構成 実際のレーザジャイロ

第3図 一体構造のリングレーザ

第4図 レーザ管外付のリングレーザ

ロは第3図, 第4図に示すように, リングレーザ (レーザ管, ミラー, ピエゾアクチュエータ, ブロック), 光の混合器, ビート検出器, 出力処理回路, バイアス機構部等で構成される。

2.3.1 リングレーザ 閉じた光路上に反射鏡やレーザ管を配置したものをリングレーザという。レーザジャイロはリングレーザで構成される。レーザジャイロに使用するリングレーザは四角形, 三角形が多いが, 実用化されているものはすべて三角形のリングレーザである。これはミラーの数が奇数となり, 調整がやりやすいとともに部品数が減るためである。リングレーザの大きさの変化を第1表に示す。現在の光路長は適用条件等により (精度条件等) 数 in. ~ 十数 in. のものが大部分である。レーザ管は第3図のように一体のブロックの組み込まれたものを第4図のように, 交換可能なレーザ管をリングレーザに挿入する方式とがある。レーザには He-Ne のガスレーザが使われ波長は $1.153 \mu\text{m}$ または $0.63 \mu\text{m}$ の両者が使われている。一般に Ne は 10% 程度で同位元素 (Ne^{20} , Ne^{22}) を混合してロックイン (モードロッキング現象で, 回転角速度が小さいとき, ビート信号がなくなる現象—後述する) 角速度を下けている。電極は 2 陽極方式にしてガス流によるラングミュアフロー効果を減らすよう

第1表 リングレーザの大きさ

年代	会社名	形状	光路長 (cm)	備考
1924	マイケルソン ゲージ	四角形	1.9×10^3	カーボンアーク灯
1963	スペリール	"	4.1×10^3	1.153μ He-Ne
1964	ハニウエル	"	4.0×10^3	
1966	ハニウエル	三角形	3.3×10	
1969	スペリール	"	3.8×10	1.153μ , ASLG-15
1973	ハニウエル	"	4.3×10	6.328μ , GG 1300
1976	ロックウェル (オートネティク)	"	4.0×10	6.328μ
1977	ハニウエル	"	3.2×10	GG-1342
1977	スペリール	"	1.7×10	SLIC-7S
1977	リットン	"	3.0×10

第5図 光の混合方式

放電電流を調整している。光路は一体のブロックに作る。ブロックは温度による膨張係数の小さいダウコーニングの ULE ($0.05 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$) またはオーエンスイリノイの cel-vit ($0.03 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$) が使用されている。一体ブロック形構成の場合には約 5 Torr の He-Ne ガスがもれない材質が必要であり上記材質はこの条件を満たすものと考えられている。共振器孔 (一体ブロックの場合) は 8 mm 程度 (小さいほうがミラーのアライメントの容易さから制限をうける) にしてレーザの発振を単一横モードにしている。ミラーは反射率 99.9% の平面鏡のほか、レーザ光の平行化または分散防止のため曲率半径 1.5~2 m ほどの球面鏡を使用する。とくに温度による環境条件の変化による光路を補正するために、温度コントロールを行っている方式もあるが、ミラーの後面にピエゾアクチュエータを貼りつけコントロールする場合が多い。たとえば 43 cm の光路長のもので ULE ブロック構成にした場合 50°C の温度変化により 1 波長以上の変化となる。

2.3.2 光の混合器 第5図に示すように cw と ccw レーザビームを結合して、干渉じまを形成する部分である。各社ほとんどの実施例で同じような結合プリズムを使用している。

2.3.3 ビート検出器 フォトセル、フォトダイオード等が使用されている。回転方向の検出を容易にするため 2 個の検出器を用いている場合が多い。

第6図 ロックイン現象

2.3.4 出力処理回路 ビート検出器で検出された信号バイアス信号の処理を行い (バイアス分を差し引く) 真の入力角速度に対応するパルスに変換し、出力する回路である。したがってこのパルスを積算すれば角度信号となる。またこの回路には回転方向の検出回路も含まれる。出力回路はバイアス方式によってことなり、各社それぞれの方式がある。

2.3.5 バイアス機構 入力角速度が小さいとき (最近のデータでは $0.2 \sim 0.5^{\circ}/\text{sec}$ 以下の入力で) cw 波と ccw 波のモードロックによりビート周波数が観測できない現象で開発当初から知られており、ロックイン現象といわれている。これはリングレーザ内の反対方向のビームによる後方散乱 (back scattering) によるものとされており、第6図に示すロックインバンドを下げることはできるが、完全に除去することはできない。そこでバイアスを加えることにより、微小角速度 ($0.01^{\circ}/\text{hr}$ 程度) の検出を可能にしている。バイアスには直流または交流バイアス方式があり、第2表のような方法が考えられているが、実用化されているものはファラデー効果を用いたものとディザ (微振動) 方式とである。これらの詳細は 2.4 項で述べる。

2.3.6 その他のコントロール電子回路 陽極電流コントロール回路、光路長コントロール回路、バイアスコントロール回路等が必要になる。陽極電流は二つの陽極間の差電流のコントロールと全電流のコントロールを行い零オフセットの安定化を行っている。光路長コントロールは環境条件の変化 (とくに温度) による光路長変化を補償するものでミラーに取り付けた圧電素子に電圧を供給することによって行う (1 波長程度動かす) バイアスコントロールはバイアス方式によって、それぞれ異なる。温度コントロールはファラデーバイアス方式のように温度の依存性の大きいものについておこなわれていることが多い。

2.4 バイアス方式の例 レーザジャイロの性能に大きく影響するバイアス方式のうち実用化されている三つの方式について述べる。

2.4.1 ディザ方式 (Dither) Honeywell, Litton

第7図 一般的バイアス方式

Rockwell 社で採用され実用化されている方式である。この方式はレーザジャイロ全体にその入力軸まわりにロックインバンド以上の入力レートの回転振動を与える方法である。ハニウェルの例では周波数 150 Hz, 振幅 400 秒 (角度) を加えるものでピークの角速度は 100°/sec に相当する。純正弦波で駆動した場合, 10 秒 (角度)/時間のオーダの定常誤差ができることがコンピュータ解析でわかり, 1~3% のランダムノイズを付加し正弦波に重畳することによって, 10 ppm の直線性を得ているといわれている。

2.4.2 ファラデーバイアス方式 Sperry, Rockwell, Raytheon, Hamilton 等で実用化されている方式である。この方式は磁気光学効果を用いたもので, 1/4 波長板 (偏光面が 90° 回転する) とファラデーセル (磁界を加えると偏光面が回転しその回転角は $\theta = VHL$, V : 定数, H : 磁界, L : 長さとなる素子) とを組み合わせて cw ビームと ccw ビームとの光路差を作りバイアスを加える方式である。この方式は可動部がなく, 加速度にも影響されず, バイアス分の差引きも簡単であるが次のような欠点がある。すなわち 1) 振幅の変動が精度に影響する。2) 温度に影響されやすい。3) 高電圧または高周波のパワが必要。4) 損失が大きい。磁界に影響されやすい等である。したがってこの方式では多重の磁気シールドを行ないさらに温度のコントロールをする等の対策が必要である。

2.4.3 ディファレンシャルレーザジャイロ Hamilton, Raytheon 等で行っている方法で, ファラデーバイアス方法を使用する点は同じであるが, 一つの共振器内に逆向きの感度を持ち, 反対方向にバイアスされた二つのレーザジャイロを組み込んだものである。この二つのジャイロの出力の差がバイアスを除いた入力レートに相当し, 差の符号により回転方向がわかる。この方式ではバイアスはキャンセルされるので厳密なバイアス設定が不要である。また温度や磁界のような環境変化に対してそれをキャンセルできるので温度コントロールも不要である。共振長のコントロールも不

第8図 ディファレンシャルレーザジャイロのバイアス

要になり衝撃振動にも強くなり信頼性がある。

2.5 レーザジャイロの問題点と解決状況 レーザジャイロは実用の段階に入り, 問題はほとんど解決されており, 第3表に示すようにほぼ満足できる性能を得ているが, 当初考えられていたレーザジャイロの特徴を完全に満たしているかどうかは疑問である。当初問題になっていた点について二, 三述べてみよう。

2.5.1 ロックイン解決法 2.4 項で述べたとおり, ほぼ三つの方式が各社で採用され, それぞれ満足のいく段階に達している。

2.5.2 ナル安定 ナルの不安定要素としては, cw 波, ccw 波で反射率が異なるような前方散乱, 損失の差, ガス流の三つの原因が挙げられており, 前2者は散乱の少ない光学部品を選択で解決が図られている。ナル不安定の大部分はガス流によるものであり, 現在2陽極方式を採用し, 差の電流が, 0.01% 以下になるようコントロールする方法等が行なわれている。

2.5.3 ゲインコントロール 放電電流のコントロールのうち二つの陽極電流の和電流が一定値にコントロールしている。

2.5.4 共振器の安定化 圧電素子アクチュエータ式ミラーを移動して行う方式を大部分が採用している。

2.5.5 ガス洩れ 開発当初一体構造のガスレーザでは, ガスもれの問題があったが材料を cel-vit に替え, ミラーの接着方法等の改善によりほぼ解決しているようである。

2.5.6 磁気シールド 磁気光学効果の影響を受けるので, 磁気シールドが必要であり, とくにファラデーバイアス方式では3重のシールドを行っている。

2.5.7 信頼性 現在のレーザジャイロの信頼性については, ミラーの劣化, イオン加速によるガスもれ, 圧電素子アクチュエータの不良, 電気回路, 構造不良等があり, 構成主要部の MTBF は 2941 Hr 程度ともいわれており予想外に MTBF は低い。

第2表 レーザジャイロバイアス方式の比較

特 徴	バイアスの方法					
	回 転	微振動 dither	FARADAY 効果	LANGMUIR flow	音響式変調	ZEEEMAN 効果
バイアス装置の型	機械式	機 械 式	電気光学式	電気式	音 響 式	量子力学式
レーザ管内の変調	である		で ある	である	である	である
比例的なバイアス			有	有	有	有
出力のバイアスによる影響			かなり良	良	かなり良	かなり良
温度に対する安定性	良	良	かなり良	良	かなり良	かなり良
長時間ドリフトの安定性	中	かなり良	高	高	中	資料不足
正 確 さ	中	中	中	小	小	小
機械的な複雑さ	中	大	大	中	大	大
電気的な複雑さ	中	大	大	中	大	大
必要な高電圧			有	有	有	有
磁場の影響			有	有	有	有
必要な軸受	有	有	少	少	大	少
振動の影響	大	大	少	少	大	少
重力の影響	有	有	少	少	大	少
検出の複雑さ	小	中	小	小	中	大
レートジャイロの形態	である		で ある	である	である	である
積分レートジャイロの形態	である	である	で ある	である	である	である
価格からみた有効性	大	中	中	大	中	小
信頼 性	大	中	中	大	中	小
寸法と重量からの効率	中	低	高	高	中	高

第3表 レーザジャイロの性能

	ASLG-15 (スペリー)	GG 1,300 (ハニウエル)
外 形	7×4×2 インチ	7×7×2 インチ
重 量	4 lbs	6.5 lbs
パ ワ ー	4 W	
共 振 器 長	15インチ (三角)	17.1インチ (三角)
レ ー ザ	He-Ne 1.15 μm	He-Ne 0.63 μm
レ ー ザ 管	分離形	一体構造
バイアス方式	ファラデー方式	ディザー方式
性 能		
ドリフトレート (ランダム1σ)	0.01°/hr	0.01°/hr
Day ro Day 安定度	0.5°/hr	0.05°/hr
スケールファクタ	3.3 arc sec/pulse	1.57 arc sec/pulse
スケールファクタ リビタリシティ	0.005% (50 ppm)	10 ppm
スケールファクタ リニアリティ	0.01% (100 ppm)	10~100 ppm
スレッショールド	0.01°/hr	0.01°/hr
G 感 度	0	0
ウォームアップ	30分 (ヒータコントロール)	1秒以下
角 速 度	±400°/sec	±400°/sec
寿 命	20,000 時間	3,000 時間

3. 流体 ジャイロ

3.1 概要 流体ジャイロの一つとしてガスジャイロは、回転部も摺動部もないまったく斬新な角速度センサであり、耐加速度、衝撃特性がすぐれているという名のもとに1973年に出現した。この原理特許は1967年に申請され、1970年に取得されたものである。この特許は米国の化学メーカの Hercules 社のものであり、米国の Hamilton Standard 社および Humphrey

第9図 原理図

社がライセンスを得て開発製造しているものである。このガスジャイロは長寿命、耐衝撃振動の特徴を生かし、砲弾の誘導用等に試用されているようで、今後特定の分野において多くの需要がみこまれよう。

3.2 原理 ガスジャイロは一定流速で流れているガス流に角速度が作用したとき、コリオリの力が作用し、ガス流が曲げられる現象を応用したものである。ガス流の偏位は、それを受けるよう配置された熱線の冷却による抵抗変化をブリッジを用いて検出する等の方法によっている。原理図を第9図に示す。ノズルからのジェット流は層流になるようレイノルズ数 RN 2,000 以下になるように選ぶ。

$$RN = \frac{6.32\omega}{d\nu}$$

ω : 流量率 lbs/hr, d : ノズル直径, ν : 粘性係数

いまジェット層流の平均速度を V_j , 入力角速度を ω_1 とする。コリオリの加速度 $\dot{y}$, 距離 L の間の偏位量を y , 時間を T とし、偏位量は小さいものとする次の関係式が成り立つ。

$$\dot{y} = 2\omega_1 V_j$$

$$\dot{y} = 2\omega_1 V_j T, \quad V_j T = L$$

$$y = \omega_1 V_j T^2 = \omega_1 L^2 / V_j$$

第10図 構造の一例

第11図 構成ブロック図の一例

上式からわかるように入力角速度 ω_i に偏位量が比例するためにはガス流速を一定に保つ必要がある。また応答速度を早めるにはガス流速を上げる必要があるが感度が下る結果になる。ガス流の偏位を入力角速度に比例する電気信号に変換するには温度に敏感な1対の抵抗線をおき、ブリッジで電圧信号に変換する。センサは温度に敏感であるので温度特性のそろった1対の抵抗線でないとは温度誤差の原因となる。ノズルよりふきだすガス流は同一密度のガス中を通過するので、原理的には加速度、振動、衝撃に影響されないはずであるが、加速度により密度勾配が生じ二次的な誤差となる。

3.3 構成 ガスジャイロはガスを循環させるポンプ、ガスの吹出しノズル、ガスの循環系統、ガス流偏位の検出部、ブリッジ回路、出力回路、ポンプ駆動回路等で構成される。センサ部の構造の一例および構成ブロックを第10図および第11図に示す。ガスジャイロの安定度を定めるものはガス流の速度の安定化とセンサの抵抗線の位置決めと安定化が重要になる。小型のポンプ（圧電駆動型等）を用いているため使用するガスはできるだけ軽くて安定なガスとして通常ヘリウムガスが使用されるが、長寿命を保証するためには十分気密を保つようにする必要がある。

3.4 特徴 単純な原理と単純な構造であるが、回転マス型のセンサに比べ、次のような多くの特徴をもつ。

第4表 ガスジャイロの性能

耐環境性	
作動温度	-54~+107°C
衝撃	5,000G
振動	50G, 20~2,000 Hz
加速度	1,000G
高度	制限なし
寸法重量 (500°/sec レンジ)	
センサ部	1 Dia×2.345 インチ, 2.1 oz
エレクトロニクス部	1 Dia×1.625 インチ, 2.1 oz
電源	28V, 1W
性能	
レートレンジ	±1,000°/se まで可
出力電圧	DC±10V まで可
ヒステリシス	入力レートの 0.05%
スレッショールド	0.005% Fs (0.005°/sec Min)
および分解能	
バンド幅 (90°位相遅)	32 Hz (500°/sec レンジ)
リーアリティ	0.5% Fs
ゼロオフセットの温度変化	0.2% Fs/100°F
ゼロオフセット	0.1% Fs
スタート・タイム	20 ms
寿命	10,000 時間以上

- (1) すべてソリッドステートで構成できる
- (2) 回転部や摺動部がない
- (3) 加速度、振動、衝撃に強い
- (4) 瞬時作動が可
- (5) オーバレンジが無限
- (6) DC 電源、DC 出力が可能
- (7) 小型軽量
- (8) 低消費電力
- (9) 長寿命

反面機能的に

- (1) 温度依存性が高い
- (2) 分解能が十分でない

等の欠点もあり既存センサに直接置換可能な利用面は比較的少ない。

3.5 性能と適用状況 ガスジャイロを他のジャイロと比較する場合、ガスジャイロのもつ耐環境性を無視するわけにはいかないが、それを無視しても性能は劣るものではない。性能の一例を型録より抜粋して第4表に示す。ガスジャイロはその特徴を生かして適用されているが現状では兵器関係への利用が目立つ。

4. 振動ジャイロ

4.1 概要 ジャイロ・ロータ等の回転部分をいっさい使用しない角速度センサとして振動ジャイロがある。角速度検出用としての振動ジャイロには音叉形のほか、振動ビーム式があり、最近実用化されている例として General Electric 社が開発した振動ビーム式の角速度センサがあり、VYRO という商品名で米空軍のほか民間航空機にも採用される傾向にある。

4.2 原理 振動ジャイロは振動するビームを1次受感素子として使用した角速度変換器である。第12図に示すようにビームの側面にはそれぞれドライブ用圧電素子および角速度検出用圧電素子が貼られている。振動はビームの中央に貼った駆動用圧電素子と駆動増幅器とによりビームの1次曲げ振動モードの固有振動数で振動が発生する。振動ビームは低膨張係数の金属材料を用いており、1次振動モードが発生できる2支点で支えられている。このようにビームが振動しているとき、このビームの軸回りに角速度が入力されると、振動ビーム微小部分はコリオリの力を受け駆動面と直交する面に入力角速度に比例するビーム振動が誘起される。これらの状況は第12図に示すような楕円の軌跡を描き、この振動が入力角速度に比例することになる。角速度検出は read out transducer によって電気量に変換した後、増幅器によって増幅、検波され直流出力として得ることができる。安定な振動と応答特性を得るため、駆動面には駆動用圧電素子のほかに一定振幅を得るようにするためフィードバック用圧電素子を準備している。また角速度検出用圧電素子により検出された電気信号は増幅された後、適当なダンピング特性を得るためダンピング用圧電素子でこれを行っている。

第12図 作動原理図

第13図 ブロック図

第5表 性能諸元および環境条件

〔1〕性能諸元	
(1) 寸法, 重量	35.6(W)×36.8(H)×77.5(L)mm 272g以下
(2) 入力電源	±12V or ±15 VDC
(3) 消費電力	0.8W 以下
(4) Rate range	2,000 0/sec, まで選択可
(5) 分解能	0.01 0/sec, 以下
(6) Threshold	0.01 0/sec, 以下
(7) 直線性	±1% F.S 以下
(8) Scale factor	100 mV DC/0/sec (選択可)
(9) Null 電圧	0.5% F.S 以下
(10) Cross axis sensitivity	1% FS 以下
(11) Hysteresis	極小
(12) 固有振動数 (90° 位相 shift)	30 Hz
(13) Damping ratio	0.6~1
(14) 立ち上がり時間	1秒以下
(15) 耐 Over rate	10,000 0/sec
(16) MTBF	137,000 時間
〔2〕環境条件	
(1) 作動温度範囲	-55°C~+85°C
(2) 振動	6 G 2,000 Hz まで単振動 12 Grms 20 sec, ランダム振動
(3) 衝撃	40G

4.3 特徴 この振動ジャイロの特徴について触れると、従来のレートジャイロに比べて、高速回転のロータ・ベアリング、ジンバルおよびダンピング機構が不要であり、また構造も簡単であるため信頼性が高く、長寿命である。次にその特徴を示す。

- (1) 長寿命: 消耗部品がない
- (2) オーバーホール不要
- (3) 高信頼性: 137,000 時間 (MTBF)
- (4) 低消費電力: 0.8 W 以下
- (5) DC 出力信号: デモジュレータ不要
- (6) 瞬時作動: 1秒以下
- (7) 高衝撃性

第5表に VYRO の性能諸元を示した。入力電源は直流 ±12V または ±15V のみで、信号出力は直流出力されるため、外部にデモジュレータ等は不要である。消費電力は 0.8 W 以下と低消費電力であり、電源投入後 1 秒以内で作動状態に入る。実測の結果は 0.3 秒程度である。入力角速度範囲は 2,000°/sec と広く、レンジはあらかじめ調整により任意に設定できる。一般のレートジャイロではマスアンバランスによる姿勢誤差およびジンバルベアリングの摩擦やトーションパターによるヒステリシスの発生があるが、振動ジャイロにはこれらに起因する誤差はきわめて少ない。耐衝撃性に関しては、振動ビーム部は 8,000 G 以上の

試験を実施し何らの損傷もなかったと報告されている。これはミサイル等の高加速度、高耐衝撃性を求められるような環境条件に適合できる。振動ジャイロの実績について触れてみると、1967年に Boeing 707 のヨーダンパとして装備され、以後 30,000 時間以上の正常作動を続けている。軍用として F-4 AFCS の

ッチおよびヨーチャンネル用のレートセンサとしてテストされ、また A-10 機については SAS 用に 3 軸化した VYRO が装備され、すでに相当量が生産中である。このように超音速機、ヘリコプタおよび飛翔体等の制御システムにおいて満足すべき試験結果が得られている。

5. T D G

5.1 概要 古くから航空機宇宙用に実用化されている Conventional type のジャイロに対して、1960 年代初めに、米国の使用者側（おもに米軍関係）から次の条件をもった、ジャイロの開発要求が出された。条件とは、1) タイックスタートが可能、2) 精度は Inertial quality の FRIG 同等、または高いレベルをもつ、3) 低コスト、であったが、それに応じて各社で新しいジャイロの開発が開始された。この結果、現在ではチューンド・ドライ・ジャイロ (TDG) の他、リングレーザジャイロ、静電支持ジャイロが一部実用化されるに至った。TDG は従来から広く実用化されている FRIG と比較すると、浮動用液体がないため、外部からの振動に対するダンピング効果に一部難点があるが、スティクション効果が皆無で、熱容量が小さくウォームアップ時間が短い。その構造が簡単であるため部品代が安価であり、組立時間が短く、信頼性が高いという特長がある。性能の面ではミスチューニングとダイビングに基づく誤差があるが、複数ジンバル機構等を採用することによって誤差を少なくし、優

たものが開発されている。TDG は概念図（第 4 図）に示すように、ジャイロの下部にあるモータにより、シャフトとバネにより拘束されたフレキシビリティおよびジンバルを介して取り付けられたロータを高速度に回転させ、ジャイロとしての剛性（角運動量）を得る機構である。TDG のこのような構造からそのフレキシビリティにいかにか柔軟さをもたせるかが重要で、ジャイロメーカーは互いに競って独特の機構を設計し、後述する Gyro Flex, Vibro Gimbal 等の名称の TDG が開発されている。

5.2 各国の開発とその動向 TDG の開発と実用化で最も進んでいるのは米国であるが、そのなかでも Singer 社、Teledyn 社および Litton 社の TDG が知られている。また欧州にても西独、英、仏等でも開発が行われており、これらの代表的な TDG の性能諸元を第 6 表に記した。米国において最も早くから開発が行われたのが Singer 社のプラットフォーム型の TDG で、Gyroflex の名称で知られており、第 15 図にその構造を示した。重量 300 g、消費電力も 3 W というもので、小型軽量化と低消費電力化に成功し、この Gyroflex 2 個から成る KT-70 プラットホーム型の IMU を開発し、1965 年に米国 Holloman Air Force 基地で最初の評価試験が、また 1968 年には、P-3C 用、SRAM 用のフライトテストが行われた。その特長と優れた性能から、このころ、米国内にて発明賞を授与されるという実績をもっている。Singer 社では、この他 2 自由度の Gyroflex 3 個から成る DRIRU-I の冗長系の IRU の開発を行い、NASA の標準品として 1977 年に米国にて Titan/Centaur によって打ち上げられた惑星間探査を目的とする Voyager の IRU に搭載された。その後 Singer 社では同様な IRU として Gyroflex を使用して SKIRU を、またジャイロ剛性は 1.25×10^4 と小さい反面 $300^\circ/\text{sec}$ のトルキング能力をもつストラップダウン型の HIREX-II を開発している。米国 Teledyn 社の TDG は Suspended Dry Gyroscope (SDG) として広く知られ、1972 年に NASA において最初のシステムとして、観測用ロケットの IRU に採用されて以来、米国だけでなく、英国の British Aircraft 社、等に採用された。このシリーズのうち SDG-5 はストラップダウン用 TDG としては、最も優れたもので、ジャイロ剛性 (1×10^6 CGS)、高トルキングレート ($100^\circ/\text{sec}$ 連続) にもかかわらずロータスピードを 6,000 rpm として長寿命化、高性能、高信頼性を目標に設計された。Teledyne は NASA と 70 年代末～80 年代に各種宇宙用に共通して使える標準の高精度 IRU の開発契約を結び、この SDG-5 を 3 個用い冗長系のある

第14図 チューンド・ドライ・ジャイロ概念図

第15図 Gyroflex 構造図

第6表 チューンド・ドライ・ジャイロの性能・諸元

国	名	日 本	米	米	米	英	英	西 独	仏	
開 発 機 関		NASDA NAL MPC	Teledyn	Singer	Singer	Litton	BADG	Ferranti	LITEF	SAGEM
ジャイロ名称		JDG-1W (第1次試作)	SDG-5	Gyroflex	HIREX-II	G-1200	FG-312	Oseillo gyro 142	K-273	GSD
ストラップダウン (S) プラットフォーム (P)		S	S	P	S	P	S	P	S	S
寸 法	径 (cm) 長 (cm)	46 47	75 75	54 43	32 33		50 55	43 44	40 49	35 41
重 量 (g)		234	1,044	300	150	350	300	220		150
H	C. G. S	5.64×10^4	1×10^4	1.8×10^4	1.25×10^4	4.25×10^4	6×10^4	1.5×10^4		
最大トルクレート O/S		40	100		300		250	0.3	200	300
G不感ドリフト O/H	Day to Day 0.47 0.94	ランダム 0.001	Day to Day 0.006	ランダム 0.01	0.0025	ランダム 0.01	ランダム 0.002	ランダム 0.3		0.3
G感ドリフト O/H/G	Day to Day 0.13 0.25	0.002	0.06	0.02	0.0033	Day to Day 0.07	Day to Day 0.01	Day to Day 0.3		3
応 用 ・ 実 績	開発中	LANDST-D Delta ETS-III	Voyager F105 A-7/DE F-16 JA-37		F-5, F-15 F-104 MIRAGE		英-BACN プログラム NAVHARS			

IRU として DRIRU-II を開発し、NASA から標準品の認定を受けた。また、開発と信頼性試験等に、1978 年までに全体で 10 セットを受注したほか、Solar Max Mission 1982 年打上げ予定の LANDSAT-D、同年日本で打上げ予定の ETS-III の各種ミッションに実用化している。また SDG-5 はロケットのストラップダウン誘導システムにも採用され、Delta ロケットの DRIMS として搭載されて、1979 年に打ち上げられたほか、日本の N-II 型ロケットにも採用が決定している。米国の Litton 社も TDG の開発に力を入れ、いままでに G-1200 を中心に G500、G-1000、MS-4、M-4 等を開発し、航空機の INS (プラットフォーム型) にも採用されている。実用化されたのは 1970 年で、G-1200 による LN-31 が F-15 と、F-104 に採用され、続いて LN-33 が F-5、MIRAGE、LN-38 が F-18 等に用いられたが、これらは性能面で 1NM/hr の航法精度内で、小型軽量、低消費電力化はもちろん、コストの低減と信頼性の向上に努力が払われてきている。一方ストラップダウン型では LR-80 という HARS を開発し、各種の用途に備えており、LR-80 には小型の TDG、G-7 を用いている。その他米国では ARMA 社の Dynatune (1964 年)、Sperry 社等による TDG の開発が行われているが詳細は不明。欧州での TDG の開発は英、西独、および仏にお

いておもに軍用、民間用を目的としているが、その性能と応用面では米国に劣っている。英国の British Aerospace Dynamics Group により FG 312 および 313 型ストラップダウンの TDG が開発され、温度に対する無制御オペレーションを特長としている。このジャイロを組み合わせて容積 2.5l、重量わずか 3.5 kg の SIMU という慣性基準装置を開発し、その Proto type を製作中の模様だが用途は不明。同 Ferranti 社では 1971 年にプラットフォーム型の TDG Oscillogyro, Type 142 の開発を開始し、77 年に完了後 78 年から量産を行い、英-BATN プログラム NAVHARS および Drilling のための North Seeker (開発中) 等の実績をもっている。西独では、Litton 系列と思われる LITEF にてストラップダウン型の TDGK-273 を 1976 年ごろから開発を行っており、軍用、民間用航空機の INS、ヘリコプター用 AHRS への実用を目指している。仏においては SAGEM での GSL-80、GSD および GSP の各型の TDG を、また、SFIM での GAM シリーズの TDG の開発で、性能の面で必ずしも十分とはいえない。このような世界各国での TDG の開発状況に対し、日本の場合はどうかというと、NAL、NASDA および MPC での共同開発によるストラップダウン型 TDG の開発と CTDC-TKK によるストラップダウン型 TDG の開

発が行なわれている。前者の場合 1977 年に開発に着手した TDG-1 W 型で、昨年一次試作を完了、評価試験を完了し、現在二次試作に取り組んでいる。性能の面でもほぼ一次試作としての目標値に達し、最もクリティカルといえる Flexure Hinge の加工技術の取得と、宇宙用ジャイロとしての完成の見通しが得られたことは評価に値するものと思われる。以上 TDG の開発と動向を記したが、ここ数年各国での開発が進み、航空機、ならびに宇宙用各種ミッションに適合すべく、性能面の向上とともに高入力レートと耐環境特性に優れたストラップダウン型の TDG の開発に力が注がれてきており、とくに宇宙用として必要な長寿命の要求に対して、ベアリングの改善、とくにガスベア化、あるいは磁気力支持化等により、たんに長寿命だけでなく、ドリフト誤差の改善と、高信頼性を得られることが期待される。事実、米国で TDG のガスベア化の開発が報じられている。

6. FRIG

6.1 概要 1852 年、フランスの物理学者 LÉON FOUCAULT によって、ジャイロが作られて以来、材料、加工法の発達により、その性能向上、小型軽量化は著しく発展をとげてきた。現在、慣性航法装置および姿勢制御装置の主流を占めている姿勢センサは、レート積分ジャイロ (RIG) とチューンドドライジャイロ (TDG) である。ここではとくに、RIG の高精度化を図るため内部にオイルを封入した、フローテッド形 RIG (FRIG) について、作動原理、および現状と将来の方向について記述する。

6.2 動作原理 FRIG は、一自由度のジャイロであり、その出力軸まわりの変位は、角速度入力値に比例する。この構造概念図を第 16 図に示す。また、このジャイロの基本動作を明確にするため、その運動方程式より定常状態の解を求めてみる。FRIG は、理想的にはその出力軸まわりには拘束要素があつてはならないことから運動方程式は次式で示される。

第16図 FRIG 構造概念図

K_t = トルカスケールファクタ
 K_p = ビッコフスケールファクタ
 J = ジンバル慣性
 B = ダンピング係数
 H = ロータ角運動量
 ω = 入力角速度

第17図 FRIG 機能ブロック図

$$J \frac{d^2\theta}{dt^2} + B \frac{d\theta}{dt} = H \cdot \omega \quad (1)$$

ここで

J : 出力軸まわりのジンバル慣性

θ : 出力軸変位角

B : ダンピング定数

H : ロータ角運動量

ω : 入力角速度

(1)式をラプラス変換すると

$$(JS+B)\dot{\theta}(s) = H \cdot \omega(s) \quad (2)$$

$$\therefore \dot{\theta}(s) = \frac{H}{(JS+B)} \omega(s) \quad (3)$$

いま、入力 $\omega(s)$ として、ステップ入力 ω/s が印加されたとすると、(3)式は次のようになる。

$$\dot{\theta}(s) = \frac{H}{B} \frac{1}{s \left(\frac{J}{B}s + 1 \right)} \cdot \omega \quad (4)$$

(4)式の解は、これを逆変換することで求められ、次のようになる。

$$\dot{\theta} = \frac{H}{B} \cdot \omega (1 - e^{-(B/J)t}) \quad (5)$$

$$(5)式の定常解は \dot{\theta} = (H/B)\omega \quad (6)$$

(6)式の両辺を積分すると

$$\theta = \frac{H}{B} \int \omega dt \quad (7)$$

$\int \omega dt$ は、角度の総和を示しており、上式(7)を見てわかるように、出力軸まわりの変位 θ は、入力角 ϕ の総和に比例することがわかる。また、FRIG の挙動を決定するパラメータとして J/B は時定数、すなわちキャラクタリスティックタイムとよばれ、 B/J が大きい場合応答性が優れたジャイロといえる。第 17 図に、FRIG の機能ブロック図を示す。

6.3 構造 高精度ジャイロを設計、製作する上で

最も重要なことは、出力軸まわりに作用するエラートルクをどのように減少するかということにかかっている。このため高精度 FRIG は以下の点に留意している。

- (1) 内部封入液を用いてジンバルを浮遊させ、ジンバルを支持している出力軸軸受の摩擦トルクを減少するように調整すること。
- (2) 不確定なエラーを避けるため、材料の温度によるミスマッチがないような材料選択と構造の採用
- (3) 磁気的影響によるモーメントを避けられるようなピックアップの設計、トルカマグネットの選択
- (4) 出力軸まわりの物理的アンバランスを調整する機構
- (5) ビグテールの拘束力になるべく起こりにくい形状設計と材料の選択

もちろん、上述の内容は、FRIG の性能面に重点をおいた設計、製作時の留意事項であるが、その他、寿命、信頼性の面より、スピンベアリングの潤滑、あるいはプリロードの設定、また塵埃に対する巻線コンポーネント、マグネットに対する配慮というように、高精度ジャイロの場合、種々の注意が必要である。このジャイロの基本構成要素は、ジャイロモータ、ピックアップ、トルカモータ、ジャイロモータを包括するジンバル組立て、フローテーション溶液、およびハウジングから成っている。

6.4 現状と将来の動向 FRIG の現状と将来の方向を考える場合

- (1) 現状での使用状況の把握
- (2) FRIG 自体の他のジャイロに対する優位性
- (3) システム技術から見た使用ジャイロの動向

の以上3点より考察することが有効と考えられる。まず、航空機等の航行体において FRIG に限らずジャイロを使用しているシステムとしては、次のものが挙げられる。

- ・姿勢方位基準装置 (AHRS)
- ・慣性航法装置 (INS)
- ・オプティカルサイト、砲、およびアンテナ等安定化装置

これらの装置の最近の傾向として、とくに AHRS、および INS には、FRIG に代わって TDG が使用されつつある。この理由は、第一に TDG 自体の FRIG に対する優位性、すなわち比較的大型の軸受が使用できることによる長寿命が期待できる点、フローテーション溶液がないことによるファストウォームアップが可能点、また、ロータ支持が機能的にはフリーロー

タであるが、物理的に接続固定されていることにより、不確定エラー、および出力ノイズが少ない点が挙げられる。また、第二の理由としては1個のジャイロで2軸の検出が可能なこと、装置全体の小型軽量化が可能になり、かつ低消費電力化が可能である点、以上の点が評価されてきたことによると考えられる。このような意味から上述の航空機用 AHRS および INS においては、今後ますます、TDG の適用が主流となり、FRIG は置き代えられていくと予想される。次に FRIG 自体の他のジャイロに対する優位性に注目し、今後の動向を考察してみる。FRIG 自体、他の高精度ジャイロと比較して優れている点は、入力角速度が大きくとれる点、また内部にフローテーションオイルが封入されているため、とくに過渡的入力に対して鋭敏でなく、外部よりの機械的環境に対して強いという点が挙げられる。定性的にいえることであるが、入力角自由度が大きいのことは、安定化を目標とする追値制御系を対象とした場合、システム全体の周波数応答、および追尾エラーに対する設計 (シンセシス) の自由度がより大きいといえる。このような意味から、オプティカルサイト、砲、アンテナ等の安定化のためには、今後とも FRIG の需要は大きいと予想される。一般にこれらの装置において、ジャイロに対する入力角自由度は、 $\pm 10^\circ$ 前後が要求されることが多く、この値はフレクチャヒンジをもつ TDG (入力角自由度は最大 30° 程度) では達成できない。次に、システム構成の技術面から見ると、現在実用されている AHRS、INS、および各種機器の安定化のための装置は、その基本技術としてプラットフォーム形を使用しているものがほとんどである。一方小型搭載用コンピュータ、あるいはマイクロプロセッサの発達により、ストラップダウン技術を用いた航空機用 AHRS、INS が開発されているが、これらの装置に適用されているジャイロで、FRIG が使用されている例は少ない。この最も大きな理由は、近年、ストラップダウンに適している RLG の発展がめざましいということであろう。ただし中精度クラスの AHRS、あるいは INS に対して、現在欧米諸国は、TDG ストラップダウン技術を用いた装置の開発を急いでおり、このことは、低価格を目標とした機器において、FRIG の適用は不利であるという概念が基調になっていると推察できる。以上、FRIG の現状と今後の動向に対して種々の面より考察を進めてきたが、結論的には、FRIG の優位性である入力角自由度を必要とするような装置には、今後とも有用であり適用されると思われる。