

航空機操縦装置用光線路の開発

Development of Optical Transmission Line for Aircraft Flight Control

永井 傑朗
Takeshiro NAGAI田邊 賢吾
Kengo TANABE村瀬 知丘
Tomotaka MURASE清武 耕三
Kouzou KIYOTAKE高橋 徹
Tohru TAKAHASHI山本 浩一*
Koichi YAMAMOTO加藤 悟*
Satoru KATO太田 裕之*
Hiroyuki OHTA

航空機の飛行制御技術の高度化に伴い、電磁障害に強く、多数の機器と多重接続が可能となる光データバスシステムの採用が検討されている。今回、我々は光線路に光ファイバを、分岐部に光カプラを用いる光データバスシステムに対して、メインバス用に高 NA、大コア径の低非線形光ファイバを開発し、航空機搭載の環境に耐える光コードを開発した。また、衝撃加速度 8000 G に耐える非対称型溶融延伸光カプラを開発し、アルミ合金のハードシャーシへ収納した。信頼性については、航空機搭載の使用環境を考慮して光コード、光カプラユニットそれぞれの平均故障間隔が 200000 時間以上となるように設計した。さらに、実機での飛行試験評価を実施しており、総飛行時間約 1290 時間で良好な結果が得られている事を確認した。本稿では、その内容について報告する。

As flight control technology progresses, a significant focus is on the development of optical data bus systems resistant to electromagnetic interference and capable of multiplexing with a large number of devices. Optical fibers are used for the transmission lines of flight control devices, and optical coupler units branch the transmission line. We developed a low-nonlinearity optical fiber with a high numerical aperture and a large core diameter for the main bus, and an optical cord which can withstand the aerospace environment. We also designed an asymmetric fused fiber coupler which can endure shock acceleration up to 8000 G, and be stored in an aluminum alloy hard chassis as a coupler unit. The optical cord and coupler unit are designed to achieve a mean time between failure of over 200000 hours in aerospace environments. Flight test evaluations on actual aircraft showed good results with a total flight time of approximately 1290 hours.

1. はじめに

航空機の操縦方式の変遷の概要を図 1 に示す。初期の操縦方式では、単純なケーブルとリンケージを組合せ、操縦桿や方向舵ペダルの動きを直接アクチュエータに伝える (a) 機力操縦方式が用いられてきた。その後、機体の設計自由度、整備性、軽量化、操縦システムの多重化を目的として機械的リンケージを電線に変え、電気信号によって各操縦翼面を動かす (b) FBW (Fly-By-Wire) 方式が採用されるようになった。FBW 化に伴い、メカニカルシステムは取り外され、電気信号系統のみが操縦システムとしてもちいられるようになり、各装置間の信号伝送もデジタル化された。ただし、デジタル信号は外部ノイズにより誤信号になると影響が大きいため、この対策として、電磁干渉の影響を受けない光信号を用いた (c) FBL (Fly-By-Light) 方式が新たな方式として検討されている。今回、我々は光データバスシステムにおける光線路の光ファイバ部、分岐部につい

てそれぞれ航空機用光コード、光カプラユニットを新たに開発した。本稿では、設計から信頼性評価、飛行試験評価についての概要を報告する。

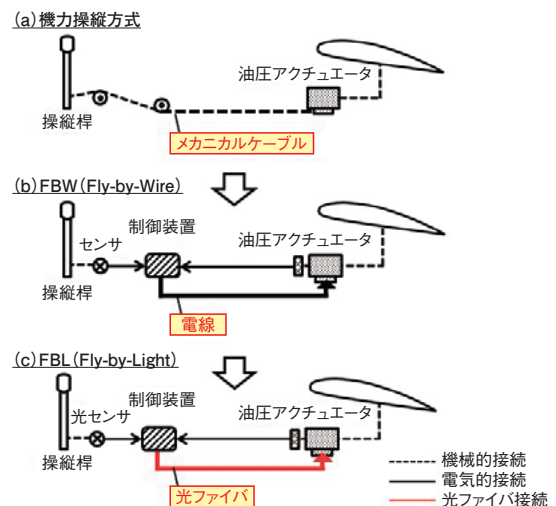


図 1 航空操縦方式の変遷

* 川崎重工株式会社

2. 光通信ネットワークの構成

FBL方式を用いて、航空機内の閉鎖領域での光ネットワーク構成を検討した場合、主なものとしてリング型、スター型、リニアバス型の3種類を挙げることができる。この中でリニアバス型は、各端末部に光信号を分岐することにより信号の伝送を行うネットワークであり、リニア構造を有しているため、敷設、拡張、保守が容易である。そのため、航空機内での実装には、リニアバス型を用いた光データバスシステムが採用されている。光データバスシステムは、光ファイバを用いた同一信号ラインに複数の分岐部が設けられており、各端末部へも光ファイバ接続された構成となっている。概要を図2、図3に示す。なお、光信号を効率良く分配するため、光ファイバ部はメインバス用、スタブ用の2種類の光ファイバで構成されている。

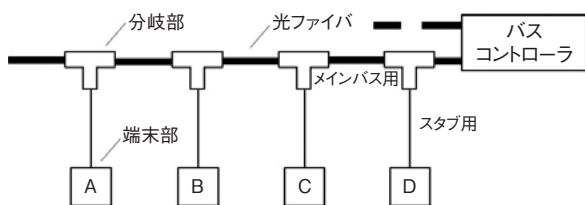


図2 リニアバス型光データバスシステム

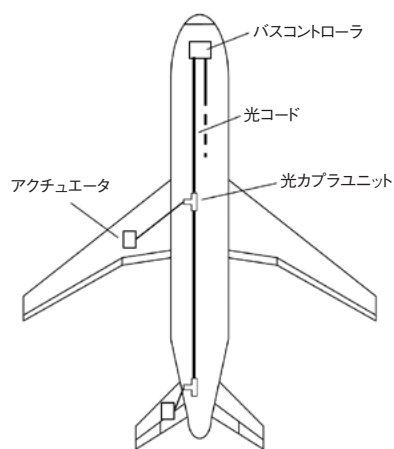


図3 航空機内での配線例

3. 光コード設計

機体の保守運用の観点から光コードは各分岐部、各端末部から着脱可能とするため、両端部に光コネクタを取り付ける構造とした。

3.1 光コード部設計

メインバス用の光ファイバとして、入射光パワーを向上させるため、汎用の光ファイバと比較して高NA、大コア径の低非線形光ファイバを開発した。スタブ用には、汎用の光ファイバを使用した。

一方、航空機用の光コードは、一般的な光コードよりも高い機械的強度、環境特性が要求される。今回、光コード

はコルゲート構造とし、コルゲートの内壁に直接光ファイバが接触し損傷しないよう、内壁には保護層を有するルース構造とした。高温時の熱膨張を勘案してコルゲート外周には長手方向に抗張力体を配置した。また、低温時の収縮によって光ファイバへ加わる歪を抑制するよう、コルゲート内径を最適化した。また、耐燃性についても考慮し、構成材料は高酸素指数の材料を採用した。

3.2 光コネクタ部設計

光コネクタのインターフェイスは汎用構造とし、バックシェルのみ専用設計した。光コードと光コネクタ部をつなぐバックシェルは、高いコネクタ曲げ特性を有するよう、筐体は金属製とし、内部には部分的にモールド構造も取り入れた。一方、航空機用部品は軽量化が要求されることからバックシェル部の重量については十分な注意をはらった。実際に今回開発したコネクタ付き光コードの外観写真を図4、図5に示す。



図4 メインバス用コネクタ付き光コード



図5 スタブ用コネクタ付き光コード

4. 光カプラユニット設計

光カプラユニットは、光信号の統合、分配を行うことを目的とする。光カプラユニットは、金属のハードシャーシで構成され、低損失を実現するため溶融延伸型光カプラを用いるとともに、ファイバ減衰型光終端器を付属させる構成とした。コネクタ部設計と同様に航空機搭載条件として、小型、軽量、耐環境性等を満足する必要がある。

4.1 溶融延伸型光カプラ設計

メインバス用、スタブ用の光ファイバは、異なるコア径であることから溶融延伸型光カプラは非対称型となる。非対称型溶融延伸光カプラの模式図を図6に示す。光カプラ

は、元来より衝撃に弱く、熔融延伸部近傍での断線が問題となっていた。今回、耐衝撃に対して高信頼な光カプラを得るため、延伸部断面形状、ファイバ固定用紫外線硬化型接着剤の塗布量、塗布位置、塗布形状を最適化し、衝撃加速度最大 8000 G に耐える設計とした。また、このとき、カプラの固有振動についても解析を行い、共振を防ぐ設計としている。

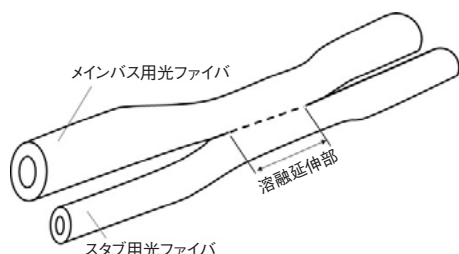


図6 非対称型熔融延伸光カプラ

4.2 光終端器設計

光終端器には、一般にフィルター型等が用いられるが、今回、光データバスシステム用として高い入射光パワーにも耐えうるよう、金属ドープ光ファイバ減衰型の終端器をメインバス用、スタブ用それぞれについて開発した。

4.3 ハードシャーシへの収納

ハードシャーシの筐体には、軽量化に留意し、アルミ合金を採用した。光カプラの収納においては外部からの振動・衝撃を緩和するため、弾性を有する樹脂で実装した。実際に今回開発した光カプラユニットの外観写真を図7に示す。



図7 光カプラユニット

5. 信頼性設計

航空機用光データバスシステムとしての使用環境（温度、湿度、高度、振動、衝撃）を考慮し、信頼性設計を行っている。今回、光コード、光カプラユニットはそれぞれの平均故障間隔が 200000 時間以上となるように設計している。

6. 信頼性評価結果

表1に今回開発した光コード、光カプラユニットそれぞれの信頼性評価結果を示す。合否判定基準は試験中、試験前後において光データシステムの機能・性能へ影響無い損

失変動であることとしている。良好な特性を有していることを確認した。

表1 信頼性評価結果

| 試験項目 | 試験方法 | 試験結果 | |
|----------------|--------------------------------------|------|----------|
| | | 光コード | 光カプラユニット |
| 温度サイクル | Telcordia GR-1221-CORE | 合格 | 合格 |
| 温度 (低温, 高温) | MIL-STD-810 方法 502.4 | 合格 | 合格 |
| 高度 | MIL-STD-810 方法 500.4 | 合格 | 合格 |
| 湿度 | MIL-STD-810 方法 507.4 | 合格 | 合格 |
| 振動 | MIL-STD-810 方法 514.5 | 合格 | 合格 |
| 衝撃 | MIL-STD-810 方法 516.5 | 合格 | 合格 |
| 耐久性 | 95°C × 2000 hr | 合格 | 合格 |
| 機械特性 | JIS-C-6821, Telcordia GR-326-CORE | 合格 | — |

その他に、光コード、光カプラユニットを接合した状態でのシステムを模擬した温度サイクル試験も実施した。試験結果を表2に、試験中の写真を図8に示す。良好な特性を有していることを確認した。

表2 組み合わせ評価結果

| 試験項目 | 試験方法 | 試験結果 |
|--------|---------------------------|------|
| 温度サイクル | Telcordia GR-1221-CORE | 合格 |

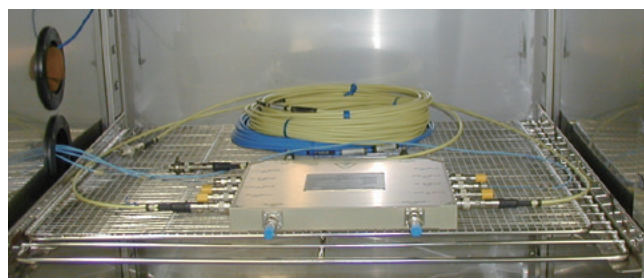


図8 光コード、光カプラユニット接合温度サイクル試験

7. 飛行試験評価

今回開発した光コード及び光カプラユニットは、FBLシステムの構成品として、試作航空機に搭載され、2008年から2013年にかけて、飛行試験が実施された。

飛行試験は、飛行回数約 650 回、総飛行時間約 1290 時間にわたり実施され、これにより、光コード及び光カプラユニットが実飛行環境下で所定の機能・性能を発揮することが確認された。

なお、光コード及び光カプラユニットを搭載した航空機は、2013年から実運用されている。

8. まとめ

今回、我々は光データバスシステムの操縦装置用光線路として航空機用光コード及び光カプラユニットを開発した。さらに実際に航空機に搭載して、飛行試験評価を実施しており、良好な結果が得られていることを確認している。

光データバスシステムのFBL方式として初めて実績を積み、実用性を示すことができた。本技術が広く次世代の航空機に適用されることを切に願う。

昭和電線ケーブルシステム(株)
永井 傑朗 (ながい たけしろう)
通信ケーブル部 技術課 光G 主任
通信ケーブル・デバイスの開発に従事

昭和電線ケーブルシステム(株)
田邊 賢吾 (たなべ けんご)
海外事業部 主査

昭和電線ホールディングス(株)
村瀬 知丘 (むらせ ともたか)
新事業開拓部 インダストリ課 課長

昭和電線ケーブルシステム(株)
清武 耕三 (きよたけ こうぞう)
通信ケーブル部 部長

昭和電線ケーブルシステム(株)
高橋 徹 (たかはし とおる)
電力システム部 電力機器製造課 主幹

川崎重工業株式会社
山本 浩一 (やまもと こういち)
航空宇宙システムカンパニー 防衛宇宙プロジェクト本部
哨戒機・輸送機設計部 電装設計課 課長
P-1/C-2の開発及び維持設計に従事

川崎重工業株式会社
加藤 悟 (かとう さとる)
航空宇宙システムカンパニー 防衛宇宙プロジェクト本部
哨戒機・輸送機設計部 電装設計課
P-1/C-2の開発及び維持設計に従事

川崎重工業株式会社
太田 裕之 (おおた ひろゆき)
航空宇宙システムカンパニー 防衛宇宙プロジェクト本部
哨戒機・輸送機設計部 電装設計課
P-1/C-2の開発及び維持設計に従事