

30-1 ジェット輸送機電源システムの変遷

1. はじめに

米国ダグラス(Douglas)社が開発した初のジェット輸送機である DC-8 型機が 1958 年に初飛行してから約 60 年が経過した。この DC-8 型機には、115 V AC, 400 Hz のブラシレス交流発電機が採用されており、それまでのプロペラ機 DC-6 型機や DC-7 型機の 28 V DC 直流発電機の概念を変えた。

その後が開発された多くの大型ジェット輸送機の主電源は 115V AC, 400Hz が定着して来たが、2009 年に初飛行したボーイング(Boeing)社の 787 型機では、235 V AC, 360~800 Hz の高電圧、大容量交流発電機が採用され、大きく変化してきている。

今回、各時代の代表的なジェット輸送機である DC-8 型機、777 型機、787 型機について、電源システム(Electrical Power System)の特徴や採用された技術について紹介する。なお、型式或使用エンジンが多岐にわたるため、日本航空で主に採用されていた機種を基本に記述する。

1.1 なぜ交流電源で周波数は 400 Hz なのか？

我々の家庭の電源は、一般的に単相 100 V AC, 50 Hz (または 60 Hz) であるが、航空機の場合、115 V AC, 400 Hz になっている。

(1) 交流が直流より優れている理由

- ・直流電圧は高く出来ない。即ち、大電力機器の場合、大電流が必要になり、電線が太くなる。→ 重量が重い → 航空機に適合しない
- ・交流電圧は高く出来る。即ち、大電力機器の場合、小電流となり、電線が細くできる。→ 重量が軽い → 航空機に適合する
- ・交流電圧は変圧器により簡単に降圧、昇圧ができる。

(2) 400 Hz にした理由

- ・周波数が高くなる程、誘導リアクタンス*が大きくなり、疑似的抵抗値（実際には電力を消費しない、交流回路の抵抗成分）が増えるため、電流が小さくなる。即ち、電線が細くなる。また、発電機、変圧器、モーターが小型化出来る。
→ 重量が軽い → 航空機に適合する

*誘導リアクタンス： $X_L = \omega L = 2\pi fL$ $L =$ インダクタンス、 $f =$ 周波数

- ・一方、高い周波数を発生させるには、発電機の回転速度を早くする必要があり、機械的な制約が出て来る。
 - ・あまり高い周波数になると電線間で電磁波干渉が問題となる。
- これらの理由から切りの良い 400 Hz になったものと思われる。

2. 各機種の電源システム

2.1 DC-8 型機

(1) 航空機データ

- a. 初飛行：1958 年 6 月
- b. エンジン数：4 発/JT3D エンジン/PWA：Pratt & Whitney

図が小さく読みにくい場合は、必要に応じて拡大して見てください。拡大に耐えられる解像度にしてあります。

- c. 日本航空で主に太平洋路線に運航
- d. 操縦室は、機長 (Captain)、副操縦士 (Copilot)、航空機関士 (F/E : Flight Engineer)、航法士 (Navigator) の 4 名編成

(2) システムの構成

a. 交流電源系統 (AC Power)

- AC Generator (交流発電機) × 4 台
 - 定格 : 20 kVA, 3 相, 115(相電圧)/200(線間電圧)V AC, 400 Hz
 - この発電機は、3 相の固定周波数型 (400 Hz) であり、エンジンのギヤ・ボックスと発電機の間定速駆動装置 (CSD : Constant Speed Drive) が取り付けられている。
- External Power Receptacle (外部電源レセプタクル) × 1 個
 - 外部電源用のレセプタクルは定格容量 90 kVA で、電源は 3 相, 115 V AC, 400 Hz を接続する。

b. 直流電源系統 (DC Power)

- Battery (バッテリー) × 1 台
 - 定格 : 5 AH, 24 V DC, ニッケル・カドミウム電池
- TRU (Transformer Rectifier Unit : 変圧整流器) × 4 台
 - 定格 : 50 A
 - TRU は 115 V AC を 28 V DC に変換する。

c. スタンドバイ電源系統 (Standby Power)

- AC : 2 系統 - NO.2 AC EMER Bus & NO.3 AC EMER* Bus
- DC : 2 系統 - NO.2 DC EMER Bus & NO.3 DC EMER* Bus

*EMER = Emergency

- NO.2 AC Generator 及び NO.3 AC Generator から GR (Generator Relay) を介して AC EMER Bus と DC EMER Bus に電源が供給される。4 発エンジン機でもあり、RAT (Ram Air Turbine) は取り付けしていない。負荷は、航法や操縦用の計器である。

(3) 電源母線 (Electrical Bus)

- a. 115 V AC, 400 Hz 系統 : 6 系統
 - AC Bus1, AC Bus2, AC Bus3, AC Bus4,
 - LH EMER AC Bus, RH EMER AC Bus
 - b. 28 V DC 系統 : 6 系統
 - DC Bus1, DC Bus2, DC Bus3, DC Bus4,
 - LH EMER DC Bus, RH EMER DC Bus
- (図 2.1.1 参照)

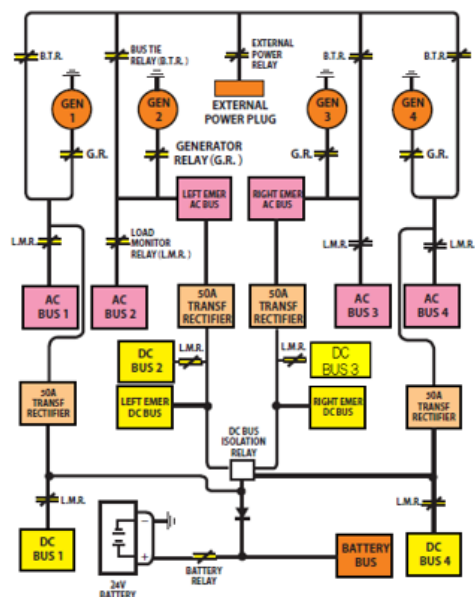


図 2.1.1 DC-8 型機の系統図

(4) 特徴

- a. それまでのプロペラ機であった DC-6 型機等では、直流が主電源であったが、ジェット・エンジンになり、交流が主電源になった。
- b. 通常 4 台の交流発電機が並列運転 (Parallel Operation) を行う。フライト・エンジニア・パネルに ” Parallel Switch (パラレル・スイッチ) ” があり、フライト・エンジニアが手で操作する。並列運転には、諸条件が整う必要



図 2.1.2 DC-8 型機 F/E パネル

- があり、DC-8 型機の場合、Frequency & Load Controller(周波数&負荷制御器)を手動により基準周波数をオフにし、数 Hz 変化させる必要があった。並列運転の利点として各発電機の負荷が均一になり 1 台当りの発電容量を小さくできる。
 - 重量削減 (図 2.1.2 参照)
- c. 4 台の TRU も通常時、並列運転になる。
- d. 電圧異常等の保護回路が作動した場合は手動操作により切離し等が必要となる。
- e. 地上駐機中の電源確保には、補助動力装置(APU : Auxiliary Power Unit)が装備されていないので外部電源 (External Power) が必要となる。

2.2 777 型機

(1) 航空機データ

- a. 初飛行 : 1994 年 6 月
- b. エンジン数 : 2 発/GE90 エンジン/GE : General Electric

(2) システムの構成

a. 交流電源系統 (AC Power)

- ・ AC Generator × 2 台
 - 定格 : 120 kVA, 3 相, 115(相電圧)/200(線間電圧)V AC, 400 Hz
 - この発電機は、従来機と同様に定速駆動装置 CSD (Constant Speed Drive) が必要であるが、CSD と Generator が一体となった IDG (Integrated Drive Generator) となっている。(図 2.2.1 参照)

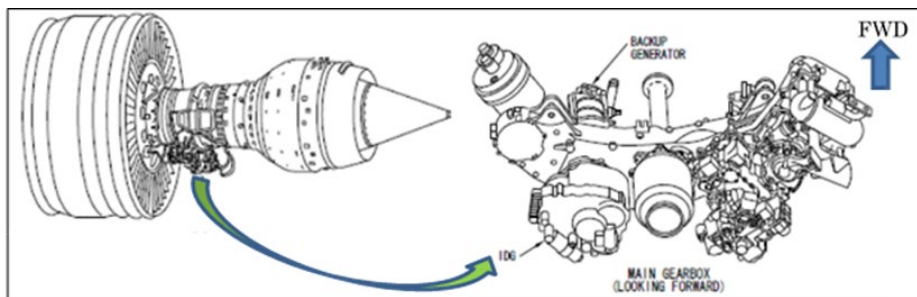


図 2.2.1 IDG & Backup Generator

- APU Generator (APU 発電機) × 1 台
 - 定格 : 120 kVA, 3 相, 115(相電圧)/200(線間電圧)V AC , 400 Hz
- External Power Receptacle × 2 個
 - 定格 : 90 kVA/個, 115 V AC, 400 Hz
- b. 直流電源系統 (DC Power)
 - Main Battery × 1 台
 - 定格 : 47 AH, 24 V DC, ニッケル・カドミウム電池
 - APU Battery が取り付いているが、これは APU スタート専用になっている。
 - TRU (Transformer Rectifier Unit) × 4 台
- c. バックアップ電源系統 (Backup Power)
 - APU Generator × 1 台 (前述)
 - APU を飛行中にスタートし使用できる。
 - Backup Generator (バックアップ発電機) × 2 台
 - 定格 : 20 kVA, 360 V AC, 957~1,806 Hz
 - Backup Generator Converter (バックアップ発電機変換器) × 1 台
 - 次の場合、Backup Generator の Variable Voltage & Variable Frequency (可変電圧&可変周波数) を変換器で 115 V AC, 400 Hz に変換し、LH XFR Bus または RH XFR Bus に供給する。
 - ◇ 両方の MAIN AC Bus が電源喪失したとき
 - ◇ どちらかの MAIN AC Bus が電源喪失したとき
 - ◇ オート・パイロットが自動着陸モード (Autoland Mode) のとき
 - FCDC PMG (Flight Control DC Permanent Magnet Generator : 飛行制御 DC 用磁石発電機)
 - Backup Generator の同軸に 2 個取り付いている。
 - 定格 : 3 相, 154 V AC, 1,435~2,708 Hz
 - PMG は FBW(Fly By Wire)の発電機で、PSA(Power Supply Assembly)で 28 V DC に変換している。
- d. スタンドバイ電源系統 (Standby Power)
 - RAT (Ram Air Turbine : 風力発電機) (図 2.2.2 参照)
 - 定格 : 7.5 kVA , 3 相, 115(相電圧)/200(線間電圧)V AC , 400 Hz
 - 両エンジン及び APU が停止し、AC 電源も 3 系統ある油圧システムも作動しなくなった時、自動的に RAT は展開 (Deploy) する。空気流によりプロペラが回転し、115 kt 以上の速度で規定値 (115 V AC, 400Hz) の発電が行われる。
 - この交流を TRU で

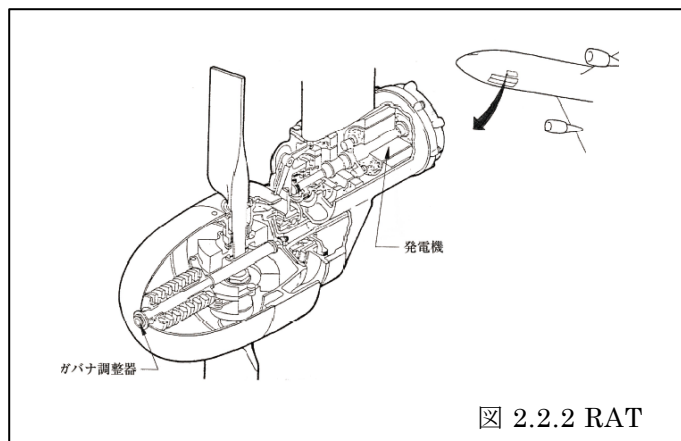


図 2.2.2 RAT

28 VDC に変換し、CAPT FLT INST DC Bus、F/O FLT INST DC Bus、BAT NO.2 Bus に供給し、操縦系統や飛行計器の電源を確保する。

- Main Battery × 1 台 (前述)
- Static Inverter (静止インバータ) × 1 台
 - 定格 : 1,000 VA
 - Main Battery を HOT BAT Bus と BAT Bus から Static Inverter で 115 V, 400 Hz に変換し、STBY AC Bus に供給する。

(3) 電源母線 (Electrical Bus)

a. 115 V AC, 400 Hz 系統 : 5 系統

- LH MAIN AC Bus, RH MAIN AC Bus, LH XFER Bus, RH XFER Bus, STBY AC Bus (図 2.2.3 のピンク色部分)

b. 28 V DC 系統 : 7 系統

- LH DC Bus, RH DC Bus, CPT FLT INST Bus, F/O FLT INST Bus, HOT BAT Bus, BAT Bus, BAT NO.2 Bus (図 2.2.3 の緑色部分)

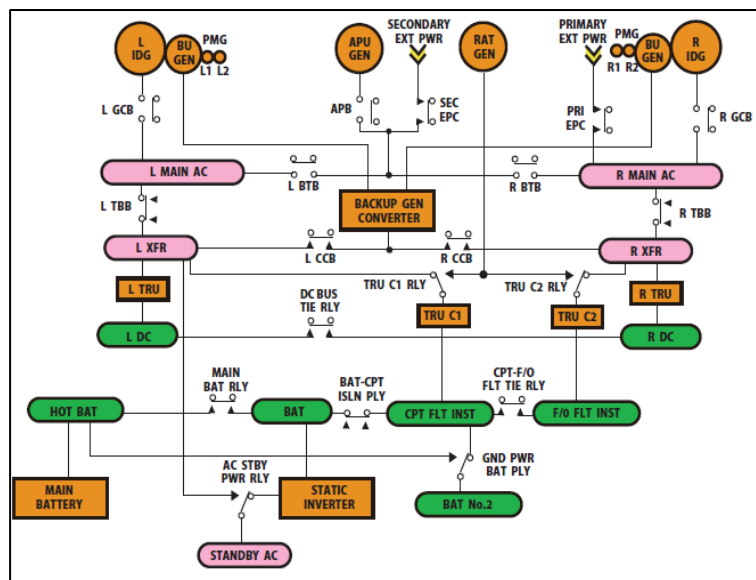


図 2.2.3 777 型機の系統図

(4) 特徴

- a. 双発機の場合、4 発機と異なり発電機は常時単独運転(Split Operation)になる。この理由は、一つの故障により状況によっては全電源の喪失となることを防止する為である。DC-8 型機と異なり TWO MAN クルーによる飛行であり、電源システムの操作は通常状態であれば、自動的にオンラインになり特段のスイッチ操作は限定されている。また、システム状況は Synoptic ページで確認できる。図 2.2.4 に操縦室のオーバーヘッド・コントロール・パネルを示す。また、図 2.2.5 はパイロット席の液晶ディスプレイに電源システム系統図 (Synoptic ページと言う) を表示した様子を示しており、緑線は電源がオンラインになっていることを表している。

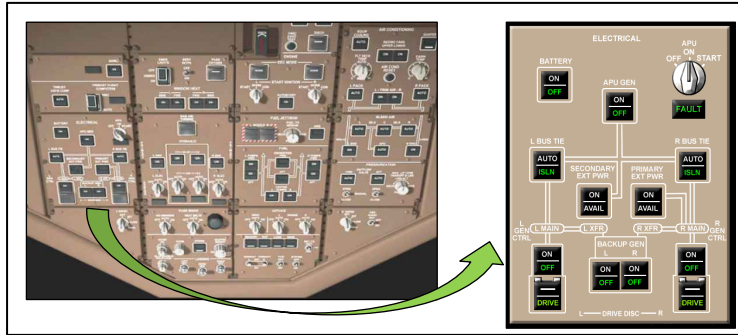


図 2.2.4 777 型機コントロール・パネル 3)

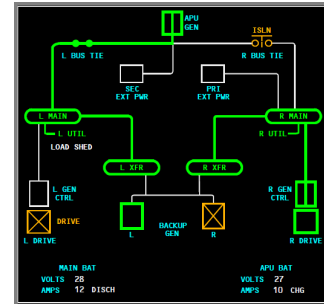


図 2.2.5 777 型機
Synoptic ページ 3)

- b. 767 型機、747-400 型機のアビオニクス・システムは ARINC* 429 デジタル・バスが採用されていたが、通信方式は単方向で通信速度が 14.5 kbps か 100 kbps であったことから 777 型機では高速(2 Mbps)双方向の ARINC629 デジタル・バスが採用された。また、電源システムの構成部品である GCU(Generator Control Unit)、BPCU(Bus Power Control Unit)がデジタル・コンピュータになりデータ・リンクで結ばれており、データ交換が可能になった。

*ARINC : Aeronautical Radio INCorporated

米国連邦無線委員会により組織された会社であり、大型航空機のアビオニクス・システム等に関わる規格、仕様等の策定を航空会社、航空機メーカー、部品メーカーと共同で実施している。

- c. 飛行制御システムが FBW(Fly By Wire)*になり、従来機には無かった Backup Generator が採用され、FBW 専用 PMG が付いて電源システムが多重化された。

*FBW : 従来の操縦系統は、パイロットの操作量に応じケーブルやリンクなどの機械機構により操舵面を動かす方式であったが、FBW は、この機械機構を取り除き、パイロットの操作を電気的な信号に変換し、ワイヤ(電線)で結んだ電気-油圧サーボによる操舵方式である。

- d. 747-400 型機(デジタル・システム装備機)と同様に電源切替時の瞬時停電による機上コンピュータのロック・アップを防止するために NBPT (No Break Power Transfer : 無停電切替)機能が採用された。この機能は、電源切替時、瞬間的(最大 120 ms)に異種電源が並列運転になり、無停電状態を保つ機能である。
- e. 電圧異常等の保護回路が作動した場合は、自動的に切離等が行われ、重要度に応じ EICAS (Engine Indication and Crew Alerting System : エンジン計器・乗員警告システム)に故障メッセージを表示する。また、その時のシステムの状態を表示することができる。
- f. 更に、CMC(Central Maintenance Computer : 整備用コンピュータ)即ち、機上のコンピュータにその故障の原因等の故障情報を記録できるようになった。併せて BITE (Build In Test Equipment : 自己診断機能)が組み込まれ故障状況、原因の表示やシステムのテストが可能になった。
- g. 全ての配電は、ELMS (Electrical Load Management System : 電気負荷管理システム)で制御されており、Load Shedding (負荷制限)も行っている。

- h. オート・パイロット (Autopilot) で自動着陸モード (Autoland Mode) を選ぶと Automatic Bus Isolation 機能により、オート・パイロット・コンピュータの AC Bus と DC Bus が独立した電源になる。
- i. 双発機の長距離進出運航 (ETOPS : Extended Operations 4.1 参照) を行うことから交流電源が多重化されている。国土交通省航空局サーキュラーNO. 5-003 では、三つ以上の独立した交流電源が要求されている。

2.3 787 型機

(1) 航空機データ

- a. 初飛行 : 2009 年 12 月
- b. エンジン数 : 2 発 / GEnx エンジン/GE

(2) システムの構成

a. 交流電源系統 (AC Power)

・ VFSG(Variable Frequency Starter Generator :

可変周波数スターター発電機 × 4 台 (各エンジン 2 台)

- 定格 : 250 kVA, 235(相電圧)/405(線間電圧) V AC, 360~800 Hz
- この発電機は、777 型機の IDG と異なり、定速駆動装置 CSD(Constant Speed Drive)が付いておらず、ギヤ・ボックスに直接取り付けられている。この為、発電機の回転数は一定に制御されず周波数が変動する。
- エンジンのスタートは、通常、2 台の VFSG を使用して行う。この場合、235 V AC を ATRU(Auto Transformer Rectifier Unit : 自動変圧整流器)で ±270V DC に変換し、CMSC(Common Motor Start Controller : 共通モーター・スタート制御器)で VVVF (Variable Voltage & Variable Frequency)AC パルスに変換してスターター、即ち Synchronous Motor (同期モーター) に回転磁界を与えモーターを回転させている。(図 2.3.1、図 2.3.2 参照)

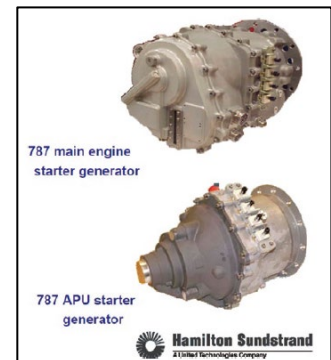


図 2.3.1 787 型機 Engine & APU スターター発電機⁴⁾

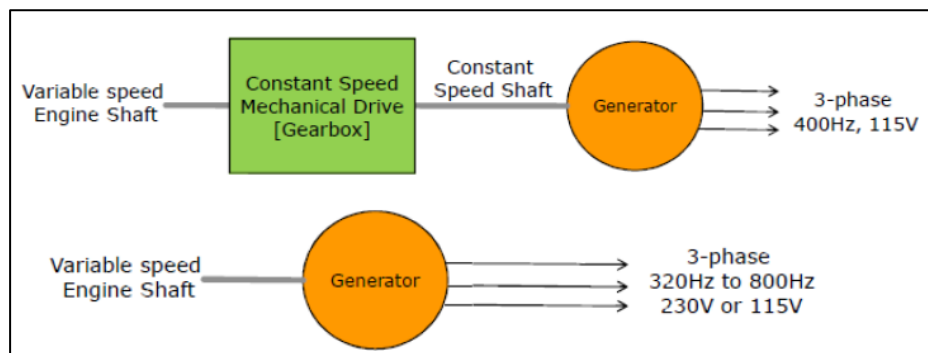


図 2.3.2 定速発電機 VS 可変発電機⁵⁾

・ PMG (Permanent Magnet Generator)

- Backup Generator の同軸に 2 個取り付けられている。
- 定格 : 3 相, 105.7~115.7 V AC, 1,200 ~ 2,362 Hz

- PMG は FCDC(Flight Control DC)用発電機で、VVVF(Variable Voltage & Variable Frequency)を Flight Control System(飛行制御システム)の PCM(Power Conditioning Module : 電源調整器)で 28 V DC に変換している。
- ASG (APU Starter Generator : APU スターター発電機) × 2 台
 - 定格 : 225 kVA*, 235 V AC, 360~440 Hz
 - APU スタート時に Main AC Bus 235 V AC 電源があれば、Odd/Even Day Selection により、L ASG、R ASG が交互に切り替わる。
- 注 * : 飛行中は、高高度になると空気密度が下がり APU のコンプレッサー性能が低下することから、43,100 ft での発電容量は 50 kVA になる。
- ATU (Auto Transformer Unit : 自動変圧器) × 2 台
 - 定格 : 90 kVA
 - 次の 2 つの機能がある。
 - Main AC Bus の 235 V AC を 115 V AC に変換する。
 - External Power だけが接続されている場合は、115 V AC を Main AC Bus 用に 235 V AC に変換する。
- External Power Receptacle × 3 個
 - 定格 : 90 kVA/個
 - レセプタクルは 2 ヶ所あり、FWD の 2 個が通常使用され、AFT の 1 個は、エンジン・スタート用になっている。ボーイングは、APU 不作動時のエンジン・スタートは、2 台の 90 kVA 地上電源では、客室の Load Shedding (電源喪失) の可能性があり、3 台の 90kVA 地上電源を接続することを推奨している。

(図 2.3.3 参照)



図 2.3.3 787 型機 エンジン・スタートの状況 (羽田空港) ⑥

b. 直流電源系統 (DC Power)

- Battery × 2 台 (Main & APU)
 - 定格 : 75 AH, 28 V DC, リチウム・イオン電池
 - 従来のニッケル・カドミウム電池に替えてリチウム・イオン電池が取り付けられている。
- ATRU (Auto Transformer Rectifier Unit) × 4 台
 - 通常は、235 V AC, VF を ±270 V DC に変換する。
 - APU Start 時は、SPU の 115 V AC, 400 Hz を ±135 V DC に変換する。
 - External Power だけの時は、115 V AC, 400 Hz を ±270 V DC に変換する。

- ・ TRU (Transformer Rectifier Unit) × 4 台
 - 235 V AC を 28 V DC に変換する。
- c. バックアップ電源系統 (Backup Power)
 - ・ APU Generator × 2 台 (前述)
 - APU を飛行中にスタートし使用できる。
- d. スタンドバイ電源系統 (Standby Power)
 - ・ RAT (Ram Air Turbine)
 - 定格 : 10 kVA, 3 相, 235 V AC, 400 Hz
 - ・ Main & APU Battery × 1 台 (前述)
 - 両エンジン及び APU が停止し、AC 電源も 3 系統ある油圧システムも作動しなくなった時、自動的に RAT は展開(Deploy)する。空気流によりプロペラが回転し、115 V AC, 400 Hz を発電する。この交流を BACKUP Bus 経由 TRU で 28 V DC に変換し、CAPT FLT INST DC Bus、F/O FLT INST DC Bus、BAT NO.2 Bus に供給し、操縦系統や飛行計器の電源を確保する。
 - Main Battery を HOT BAT Bus、APU Battery を APU HOT BAT Bus に接続する。

(3) 電源母線 (Electrical Bus) (図 2.3.4 参照)

787 型機のエンジンから「Bleed-less (抽気なし)」となり、従来 Bleed Air により作動していたシステムが、電動になった。このため発電機容量の大容量化に伴い、AC および DC 共に高電圧を導入して電流を少なくし、電気配線が細くなり重量削減に寄与した。この関連で母線の種類が増えた。

- a. 115 V AC, 400 Hz 系統 : 2 系統
 - ・ L 115 V AC Bus, R 115 V AC Bus
- b. 235 V AC, 360~800 Hz 系統 : 4 系統
 - ・ L1 235 V AC Bus, L2 235 V AC Bus, R1 235 V AC Bus, R2 235 V AC Bus
- c. BACKUP Bus : 1 系統 (115 V AC or 235 V AC)
- d. 28 V DC 系統 : 6 系統
 - ・ L 28 V DC Bus, R 28 V DC Bus, CAPT INSTR Bus, F/O INSTR Bus, HOT BATT Bus, APU HOT BATT Bus
- e. ±270 V DC 系統 : 4 系統
 - ・ L1±270V DC Bus, L2±270V DC Bus, R1±270V DC Bus, R2±270V DC Bus

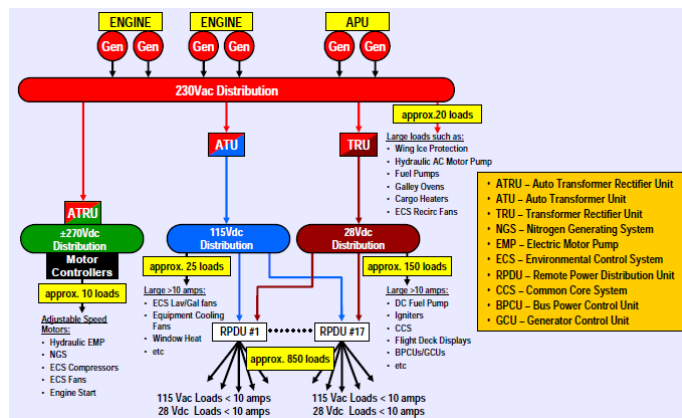


図 2.3.4 787 型機の系統図 7)

(4) 特徴

- a. 787 型機のエンジンは”NO BLEED（抽気） SYSTEM”となり、エンジンの圧縮機から高温高圧の空気を取り出し動力源とする Pneumatic System(空気圧システム)は必要がなくなった。同様に APU も NO BLEED SYSTEM になった。（図 2.3.5、図 2.3.6、図 2.3.7 参照） 777 型機との比較は表 2.3.1 のようになる。

表 2.3.1 787 型機と 777 型機の主要システム比較

System	777 型機	787 型機
Wing Leading Edge Anti-Ice	BLEED	ELECTRIC
Air Conditioning	BLEED	ELECTRIC
Cabin Pressure	BLEED	ELECTRIC
Engine Start	BLEED	ELECTRIC
Hydraulic Pump	BLEED	ELECTRIC
Wheel Brake	HYDRAULIC	ELECTRIC

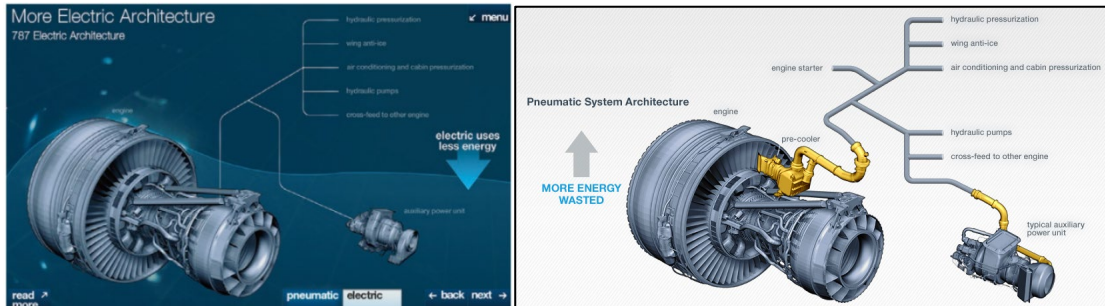


図 2.3.5 787 型機のエレクトリック方式（左）と在来型機のニューマチック方式（右） 4)

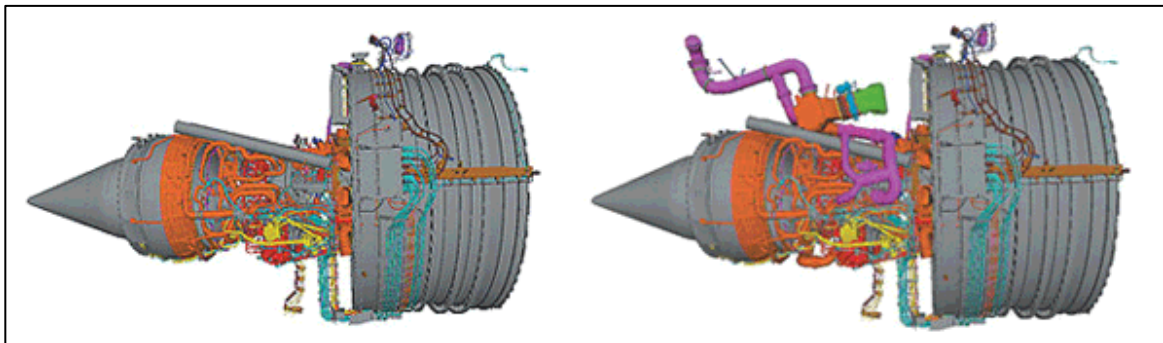


図 2.3.6 エンジン・ビルド・アップ 787 型機（左）と在来型機（右） 4)



図 2.3.7 APU ビルド・アップ 787 型機（左）と在来型機（右） 4)

- b. 電源システムの定格は、従来の 115 V AC、28 V DC に加え 235 V AC、±270 V DC が採用された。新たに採用された 235 V AC、±270 V DC は、Fuel Pump(燃料ポンプ)、Hydraulic Pump(油圧ポンプ)、Air Condition Compressor(エアコン・コンプレッサー)等に使用され、従来の 115 V AC、28 V DC は、機体内の 17 ヶ所に取り付けられた RPDU(Remote Power Distribution Unit : 遠隔分電ユニット)経由で各負荷に配電されている。

従来機では、エンジンから操縦室近くの FWD E/E Bay(前方電子/電気室)まで電源ケーブル(Generator Feeder)が取り付けられていたが、787 型機では機体中程の AFT E/E Bay (後方電子/電気室)までと短縮された。この結果、航空機全体の電気配線の全長は、同サイズの 767 型機の約 90 mile(144.8 km)に対し、787 型機では約 70 mile(112.6 km)になったと言われている。(図 2.3.8 参照)

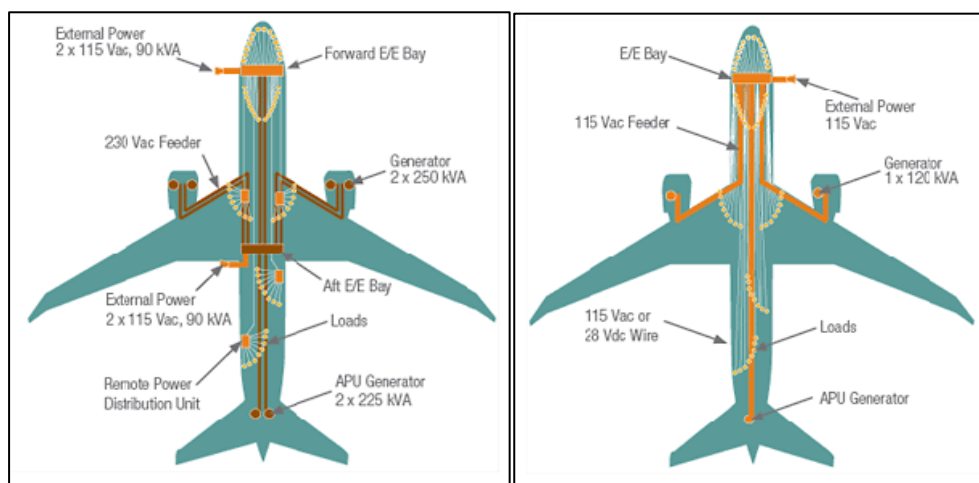


図 2.3.8 Generator Feeder 比較 787 型機 (左) と 在来型機

- c. モーターやコンプレッサーを、高電圧 3 相の同期電動機(誘導モーター)で駆動しており、CMSC(Common Motor Start Controller : 共通モーター・スタート制御器)は±270V DC をインバータによりパルスに変換、3 相に順次印加し回転磁界を作りモーターを回転させている。この結果、CMSC は高温になるので専用の冷却システム(PECS*)が採用されている。

*PECS(Power Electronics Cooling System / 電力電子部品冷却システム) : Cooling Fluid (Propylene Glycol + De-ionized Water) により DC High Voltage Unit を冷却している。

- d. 787 型機のアビオニクス・システムは、様々な機体システムの機能を発揮させるために必要なデータを、共通のネットワークを通じて共通のコンピュータ・システム CCS (Common Core System : 共通コア・システム) で処理を行っている。このシステムには、光ファイバを使った 100 Mbps の ARINC 664 バス(AFDX / Avionics Full Duplex Switched Ethernet)が使われている。Electrical Power System(電源システム)も CCS とインターフェイスし航空機全体としてコントロールされているが、電源システム自身は TTP(Time Triggered Protocol)*バスにより、システムの構成部品である GCU(Generator Control Unit)、BPCU(Bus Power Control Unit)等との相互通信を行っている。(図 2.3.8 参照)

*TTP：車載用データ・バスの一つでありネットワークに接続されている全てのノード（この場合 GCU、BPCU をいう）がネットワークの時間を共有している。即ち、ネットワーク上で基準となる時間が管理されており、ノードのアクセスは TDMA(Time Division Multiple Access：時分割多重接続)方式で、伝送速度は 5 Mbps である。

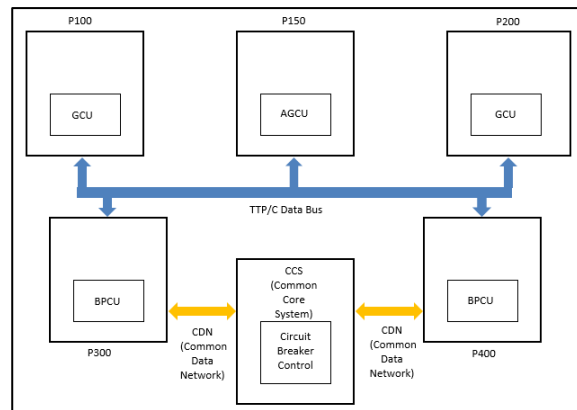


図 2.3.8 電源システム データ・バス

- e. 従来機で使用されているバイメタル方式のサーキット・ブレーカー(CB：Circuit Breaker)は、限定的に使用されているが、多くは SSR(Solid State Relay)等の電子コントロールの ECB(Electronic Circuit Breaker)に置き換った。これにより Cockpit Overhead Panel から CB が姿を消し、CB の OPEN/CLOSE は CBIC(Circuit Breaker Indication and Control)により MFD(Multi Function Display) に表示するようになった。(図 2.3.9、図 2.3.10 参照)



図 2.3.9 操縦室オーバー・ヘッド・パネル 8)

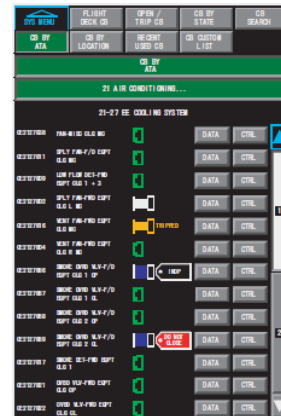


図 2.3.10 サーキット・ブレーカー表示 9)

- f. 故障情報は、777 型機と同様に CMC (Central Maintenance Computer)、すなわち、機上の整備用コンピュータに故障の原因等を記録できるようになった。合わせて BITE (Build In Test Equipment：自己診断機能) が組み込まれ、故障状況、原因の表示やシステムのテストが可能になった。これらのデータは、整備用ラップ・トップ・パソコンや地上施設とのネットワークにより迅速に閲覧が可能になった。
- g. 飛行制御システムが FBW (Fly By Wire) になり、システムの電源確保から VFSG に FBW 専用の PMG が取り付け、電源システムの多重化が行われた。
- h. Main Battery と APU Battery は、ニッケル・カドミウム電池(Nickel-Cadmium Battery)からリチウム・イオン電池(Li-Ion Battery)に変更された。

(図 2.3.11 参照)

i. 787は複合材（Composite）が多用されたことにより（表 2.3.2 参照）、直流の電流帰還回路として構造部材を容易に使用出来なくなった。この対応として、航空機全体に Bar、Wiring を張り巡らした導電性の電流帰還ネットワーク(CRN : Current Return Network)を採用している。（図 2.3.12 参照）

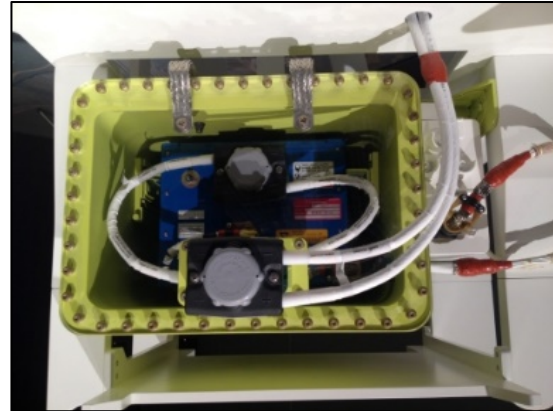


図 2.3.11 電池取付状況¹⁰⁾

表 2.3.2 787 型機と 777 型機 構造部材重量割合の比較

重量割合	787 型機	777 型機
Composite（複合材）	50 %	12 %
Aluminum（アルミニウム）	20 %	50 %

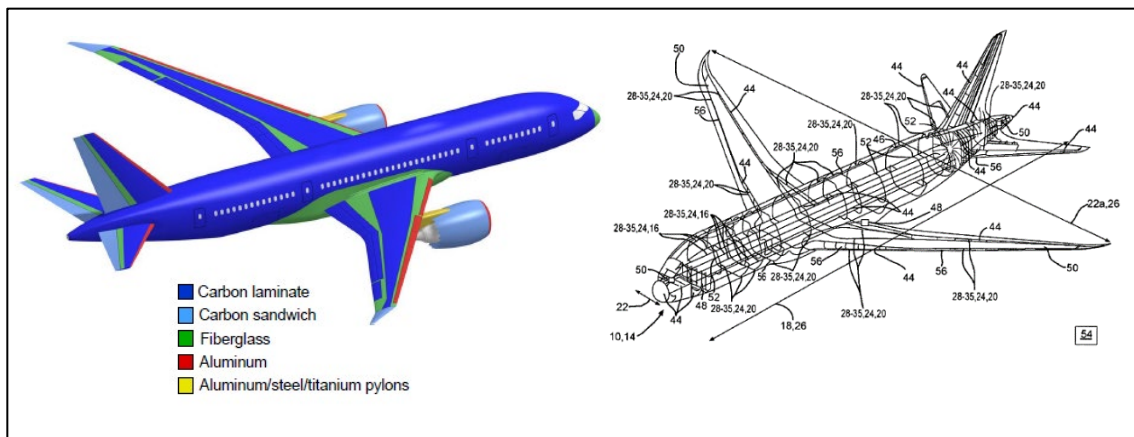


図 2.3.12 787 型機 複合材使用状況 & 電流帰還ネットワーク⁸⁾

3. 航空機システムの電動化

航空機の動力源は、ELECTRICAL（電気）、PNEUMATIC（圧縮空気）、HYDRAULIC（油圧）、MECHANICAL（機械）が挙げられるが、これらは全てエンジンの推力からエネルギーを得ている。言い換えればその源はジェット燃料になる。（図 3.1 参照）

この中で ELECTRICAL の電源システムについては、本編でまとめたように技術革新が進んでおり、787 型機や

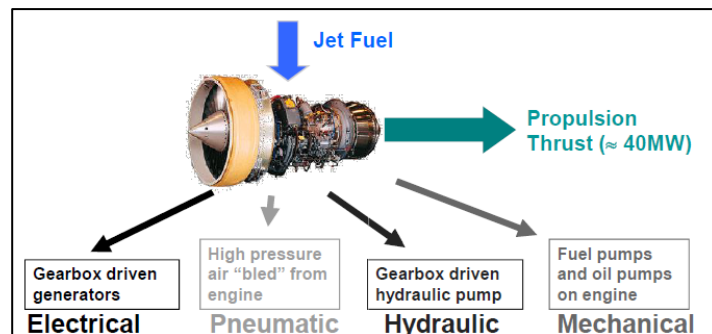


図 3.1 航空機の動力源⁵⁾

A380 型機から大容量・高電圧の発電機を採用し、PNEUMATIC（圧縮空気）システムを電気システム（全容量 1,000 kW 程度）に置き換えている。（表 3.1 参照）

表 3.1 発電機の推移

Generator Type	Aircraft	First Flight	Capacity	Note
CVCF// CSD & Generator 115 VAC/400 Hz	DC-8 Engine	1958-06	20 kVA X 4	• CVCF : Constant Voltage Constant Frequency • CSD : Constant Speed Drive
CVCF//IDG 115 VAC/400 Hz	777 Engine	1994-06	90 kVA X 2	• IDG : Integrated Drive Generator
CVCF//Generator 115 VAC/400 Hz	777 APU		120 kVA X 1	
CVVF//Generator 173 VAC/957~ 1.806 Hz	777 Backup		20 kVA X 2	• CVVF : Constant Voltage Variable Frequency
CVVF//VFSG 235 VAC /360~800 Hz	787 Engine (GENx : BLEED-less)	2009-12	250 kVA X 2 X 2	• VFSG : Variable Frequency Starter Generator
CVVF//ASG 235 VAC /360~440 Hz	787 APU		225 kVA X 2	• ASG : APU Stater Generator
<参考>				
CVVF//VFSG 235 VAC /360~800 Hz	A350XWB (TRENT: BLEED Type)	2013-06	200 kVA X 2 X 2	

この流れを MEA（More Electric Aircraft / 電動化への流れ）と呼び、航空業界もより GREEN SYSTEM への流れが加速しそうである。

787 の場合、動力源を電気に置き換えたことにより次のような利点がある。

a. No Bleed System

- エンジン&APU のダクト、マニフォールド、バルブ等の機械部品除去→重量削減
- エンジン推力の適正化 → ノイズの低減、燃費向上

b. Electrical System High Voltage（高電圧化）

- Generator Feeder 電線サイズの縮小→重量削減
- VF / Variable Frequency Generator（可変発電機）により機械部品の削減による信頼性向上 → 整備コストの改善

c. VFSG（Variable Frequency Starter Generator）

- 従来エンジンのスタートだけが目的であった Air Turbine Stater/Oil Cooling System の除去→ 整備性の向上、重量削減

将来の動向として、次のような新しいシステムが考えられている。

- 補助動力装置(APU/Auxiliary Power Unit)に代わり燃料電池(Fuel Cell)の装備
- 油圧システム(Hydraulic System)に代わり電気式のアクチュエータの装備
- エンジンは、燃料ポンプ等のエンジン補機類の電動化
→Gear-less、Oil-less（図 3.2 参照）

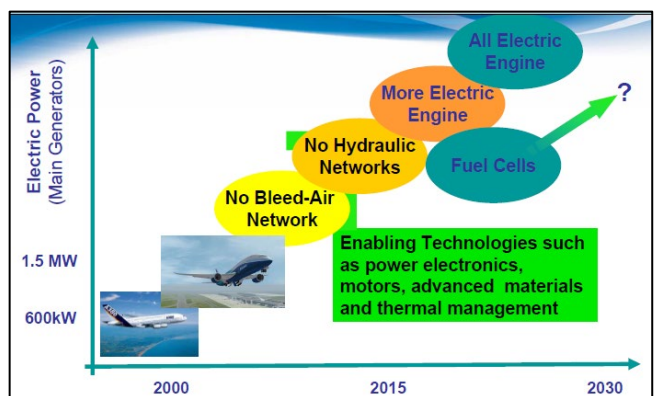


図 3.2 航空機の MEA 11)

4. 双発機の電源システムの要件

4.1 ETOPS (Extended Operations : 長距離進出運航*)

双発機の ETOPS 運航については、米国の連邦航空法や日本の国土交通省航空局サーキュラーNo.5-003 に実施承認の基準が示されている。この規定の別添 1 1.(1).h で電源システムは「三つ以上の独立した交流電源を有していること」となっており、航空機設計の段階から ETOPS 適合のため多重システムを考慮する必要がある。

ETOPS には、「180 分 ETOPS」、「240 分 ETOPS」等があるが、電源システムの要件は変わらない。

*ETOPS : 双発機が飛行中にその内 1 発が停止した場合でも一定時間以内に代替空港に着陸可能な飛行をいう。即ち、緊急時にエンジン 1 発のみで飛行する場合、飛行可能な時間を定めたものと言い換えることができる。

(表 4.1.1 参照)

表 4.1.1 発電機の装備数

	ENG		APU	Backup	
	LH	RH		HYD	AIR
767	AC G	AC G	AC G	AC G	
777	AC G	AC G	AC G	DC G	AC G
	BUG	BUG			
787	AC G	AC G	AC G		AC G
	AC G	AC G	AC G		

AC G = AC Generator
 DC G = DC Generator
 BUG = Back Up AC Generator
 ENG = Engine駆動
 APU = APU駆動
 HYD = Hydraulic駆動
 AIR = Ram Air駆動
 HMG : Hydraulic Motor Generator
 RAT: Ram Air Turbine

4.2 FBW (Fly By Wire) の電源

ボーイングの FBW に対する” Design Consideration” (デザインの考え方) によると電源システムを含みコンピュータ等のハードウェアは、「Triple Redundancy (三重システムの冗長性)」を確保する必要があるとされている。

777 型機の場合は、PSA(Power Supply Assembly for FBW)として、L PSA、R PSA、C PSA と三重のシステムを確保しており、それぞれがまた二重三重の電源を確保している。(表 4.2.1、図 4.2.1 参照)

787 型機においても、四重の PCM(Power Conditioning Module for FBW)のそれぞれについて三重の電源を確保している。(表 4.2.2、図 4.2.2 参照)

表 4.2.1. 777 型機 FBW 電源系統

PSA	Primary	Secondary	Backup
L PSA	L ENG BU PMG	L 28V DC Bus	HOT BATT Bus
R PSA	R ENG BU PMG	R 28V DC Bus	-----
C PSA	L ENG BU PMG or R ENG BU PMG	CAPT FLT INST Bus (28V DC)	HOT BATT Bus

PSA : Power Supply Assembly for FBW

BU : Backup Generator

PMG : Permanent Magnet Generator (磁石発電機)

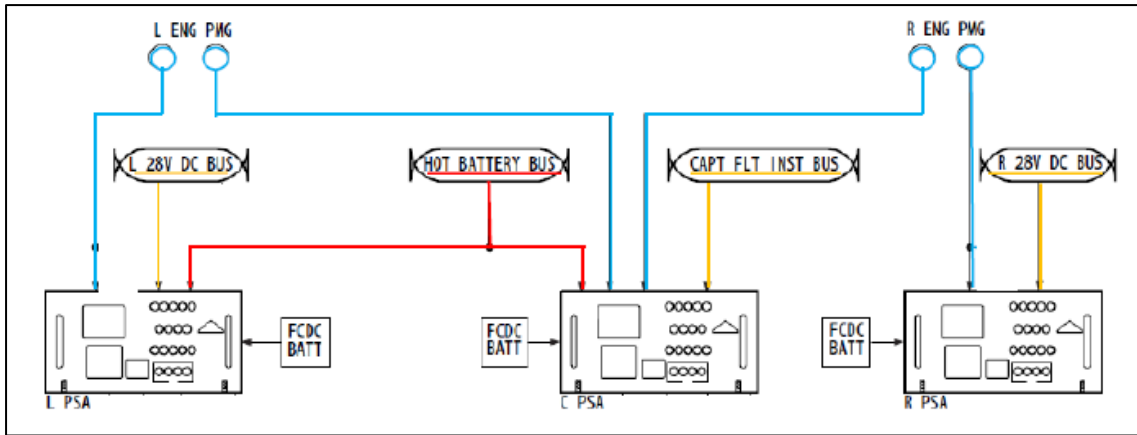


图 4.2.1 777 型機 FBW 電源系統图

表 4.2.2 787 型機 FBW 電源系統

PCM	Primary	Secondary	Backup
PCM C1	L VFSG PMG	CAPT INST 28V DC Bus	HOT BATT Bus
PCM C2	F/O INST 28V DC Bus	F/O INST 28V DC Bus	HOT BATT Bus
PCM L	L VFSG PMG	L 28V DC Bus	Dedicated 10 min BATT
PCM R	R VFSG PMG	R 28V DC Bus	Dedicated 10 min BATT

PCM : Power Conditioning Module for FBW

PMG : Permanent Magnet Generator (磁石發電機)

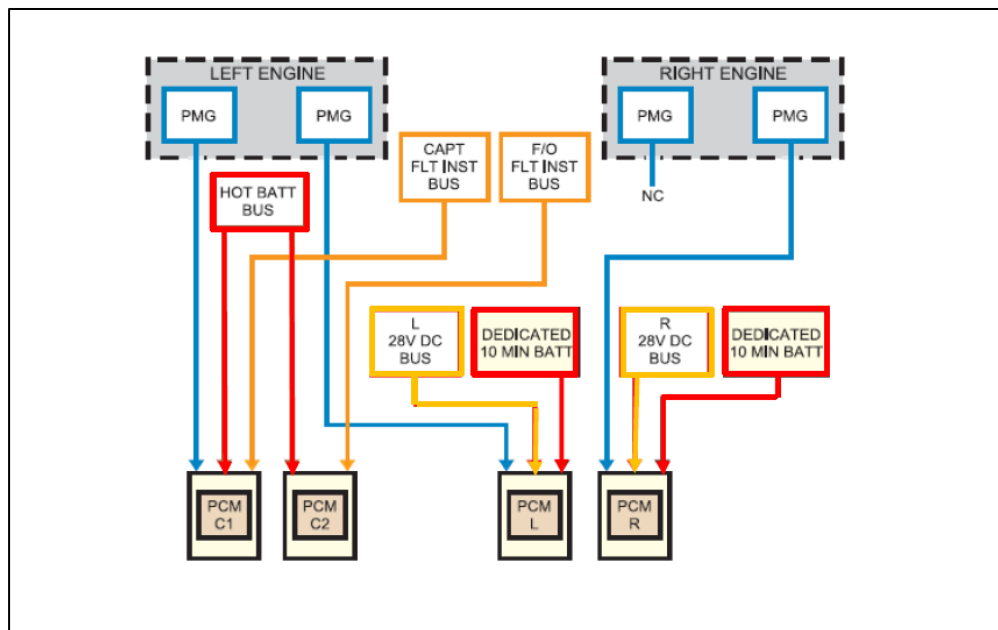


图 4.2.2 787 型機 FBW 電源系統图

5. 電気配線に対する整備要目

5.1 EWIS (Electrical Wire Interconnection System)

EWIS を日本語に訳すと「相互接続系統」となり、電気配線を含む電気部品(母線、コネクタ、接地、スプライス等々)全体の機能、装備要件、整備要目*等をいう。

この言葉は、1996年のTWA800便747-100型機(747初期型機)空中爆発事故および1998年のSR111便MD-11型機(ダグラスのDC-10型機をデジタル化した航空機)空中火災事故を契機として登場し、電気配線等のシステム経年劣化対策を含め航空機設計の要件が強化された。

注* 整備要目：定期的に航空機の耐空性を確認するため、検査の対象物ごとに、時期(間隔)、方法を設定したもの。

(1) 事故概要および原因調査

a. トランス・ワールド航空 TWA800 便 747-100 型機 空中爆発事故

当該機は、1996年7月14日、ニューヨーク、ジョン・F・ケネディ空港を離陸し、12分後上昇中に空中爆発し墜落した。

米国当局(NTSB: National Transportation Safety Board: 運輸安全委員会)により、海中から残骸回収が行われ95%の残骸が回収されモックアップに組み立てられた。この結果、燃料タンク内部の電気配線自体にはアーク放電の証拠はなかったが、周囲の電気配線には、被覆が損傷しアーク放電の痕跡が残されていた。

当該機は、製造後約25年、総飛行時間93,303時間、総飛行回数16,896 cycleの経年機であった。

(図5.1.1参照)



図 5.1.1 TWA800 便胴体部分の復元¹²⁾

b. スイス航空 SR111 便 MD-11 型機空中火災事故

この航空機は、1998年9月2日、ニューヨーク、ジョン・F・ケネディ空港を離陸し2時間程度飛行後にパイロットが操縦室で異臭がすることに気が付いた。

その直後に煙が発生し、カナダのハリファックス空港に緊急着陸することが決断された。チェックリストに従って、キャビン内の電源を切ったことから煙が充満、次々とシステムがダウンし、操縦困難となり墜落した。

カナダ当局(TSB: Transportation Safety Board)により残骸が回収され、機首部分の復元を行い事故原因の調査が実施された。復元作業の結果、操縦室の天井裏から後方客室の天井裏までの部分が激しい熱損傷を受けていた。回収した残骸中からエンターテイメント・システム*の電気配線にアーク放電により電線が融解し、再度凝固した痕跡があることが発見された。(図5.1.2、図5.1.3参照)

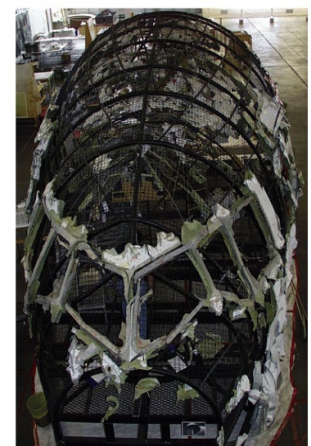


図 5.1.2 SR111 便機首部分の復元¹³⁾

注* エンターテイメント・システム：このシステムは、航空機メーカーのダグラス社が取り付けたものではなく、スイス航空が設計し取り付けて「追加型式証明(STC: Supplemental Type Certificate)」を取得したものであった。



図 5.1.3 電気配線のアーク痕跡¹³⁾

(2) 新基準の法制化

両事故ともに電気配線の不具合が大きな事故原因であるとして、米国連邦航空局 (FAA :Federal Aviation Administration) は、2007 年に新基準を制定した。

新しい基準では、EWIS を一つのシステムとして他の電気配線、燃料配管、油圧配管等からの物理的に分離するように具体的に規定した。また、運用中に生じた EWIS の損傷、腐食、異物堆積等を適切に発見修復し、アーク放電発生による発火等を防止するため、航空機メーカーが必要な整備処置を策定し、航空会社がそれに基づき所要の整備作業を行うことも規定された。日本では、2008 年に耐空性審査要領第Ⅲ部第 8 章に米国と同様の基準が制定された。

(3) 整備要目の設定

前述の諸基準は航空機を製造する場合に適用されることが多くあるが、整備の作業では整備要目による定例検査が要求されている。具体的には、航空機の機種ごとの MRBR(Maintenance Review Board Report:整備方式審査会報告書)に監督官庁の認可する整備要目が設定され、それに基づきメーカー発行の MPD(Maintenance Planning Document)や、整備マニュアルを参考に自社の規定を整えていく。

図 5.1.4 に 737-800 型機の MPD の検査項目の一例を示す。

20-460-00	05-42-03-211 20-60-03-100	DET	5500 FC 30 MO NOTE	5500 FC 30 MO NOTE
<p><u>Inspect (Detailed) the APU starter/generator power feeder wiring, ignition leads and connected EWIS in the APU Compartment. (EZAP)</u> INTERVAL NOTE: Whichever comes first.</p>				

図 5.1.4 MPD の一例 (EWIS 点検を含む部分)

5.2 HIRF/Lightning - 高強度放射電磁界/落雷

この言葉も EWIS と同じように整備要目に出て来るので参考として説明する。この規定は、1989 年に就航した B747-400 型機から適用されている。即ち、この航空機は、複合材の多用、Flight Control(飛行制御)、Instrument(表示)、Engine Control (エンジン制御)等にデジタル・バス/ARINC 429 が採用された。当時、FAA は型式証明取得に際し、HIRF(High Intensity Radio Frequency : 高強度放射電磁界)の

大電力放送局や Lightning Strike(落雷)による航空機システムへの障害を防止するための設計が行われていることを実証する必要がある。

この結果、定期的にコネクター・ボンディング、電気配線結束、ボンディング・ストラップ等を目視検査することが義務付けられた。

図 5.1.5 に 737-800 型機の MPD の検査項目の一例を示す。

20-130-01	05-55-11-200	8	GVI	15000 FH	15000 FH
General visual inspection of the two engine bonding straps related to HIRF/Lightning for condition and security on left engine.					

図 5.1.5 MPD の一例 (HIRF 及び雷対策に関する配線点検を含む部分)

6. おわりに

今回、DC-8 型機、777 型機、787 型機と、主な航空機の電源システムの変遷を紹介したが、ここに紹介しなかった航空機や航空技術が他にも多々ある。また、チャンスがあれば紹介したい。

2018 年 7 月の新聞記事によると、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) は、「電気で飛ぶ旅客機」の実現を目指す官民連携の「航空機電動化コンソーシアム」を設立したとのことであり、日本においても MEA (More Electric Aircraft 電動化航空機) の動きが具体的になりつつある。

参考資料

- 1) 日本航空整備研修所「DC-8 第 24 章 Electrical Power System」昭和 36 年 4 月
- 2) Tech Ops B767-3F2S Training Manual
- 3) Continental Airlines 777 Flight Crew Operations Manual
- 4) 787 NO BLEED SYSTEMS AERO QTR 04 -7
https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_07/AERO_Q407.pdf
- 5) Prot Pat Wheeler, University of Nottingham “The More Electric Aircraft”
- 6) AGP 社動力事業部提供資料
- 7) Tim Nelson, Boeing “787 Systems and Performance”
- 8) Tom Dott, Air Safety Investigation “Introducing the 787”
- 9) Boeing 787-8 Flight Crew Operations Manual
- 10) 航空重大インシデント調査報告書 A12014-4 「ANA JA804A 非常脱出スライドによる脱出」
- 11) Kamiar, J, Karimi, Boeing “Future Aircraft Power Systems - Integration Challenges”
<https://eng.umd.edu/~austin/ense622.d/lecture-resources/Boeing787-MoreElectricAircraft.pdf>
- 12) NTSB “Aircraft Accident Report, Inflight Breakup over Atlantic Ocean – TWA 800”
- 13) Canada TSB “Aviation Investigation Report, Inflight Fire Leading to Collision – SR111”