輸送機客室構造の振動と騒音*1

藤 原 源 吉*2

Key Words: Structural Analysis, Structural Vibration and Noise Analysis

1. はじめに

現在運航に従事している輸送機で経験したさまざまな問題などは、地味で話題性に乏しいけれども、次期輸送機開発に対しては同じ轍を踏まぬための非常に貴重な贈り物となると信じ、現有輸送機で経験した振動問題を披露する。航空機構造の振動といえば、ただちに翼のフラッタ、補助翼バズ、バフエッティング等の空力弾性現象などが連想されるであろうけれども、現有機になんらかの形でこれらに抵触するような問題があるならば、まず型式証明の得られるはずもないし、このような基本的な振動問題は規定範囲内で運航する限り起らない。しかし実際の運用に供されてから運航会社で経験するさまざまな問題の対応策として、製造会社は運航会社に対して種々改善策を勧告してくるけれども、希には対策を急ぐあまり局所的見解の改造を指示する場合もあり、全体的見地からは2次的な問題を誘発することもある。

ここにとりあげた3発式大型輸送機客室床構造の振動と騒音もその一例である。これはエンジンの低圧側圧縮機(N₁)系モード.1不釣り合い成分振動数が、客室床構造(サンドウィッチ構造)固有振動数と共振し、かつ床板の共振振幅増大に伴う音圧へのエネルギー変換も大きくなり、乗客、乗員を悩まし続けたものである。

当件と類似の問題は、開発段階のDC-9やMU-300などにも起り、その対策に苦慮された報告^{1,2)}がある。

著 者 紹 介

藤原 源吉(正会員)
昭和9年生。福島県出身。昭和32年日本大学理工学部機械工学科卒業。同年日本航空(株)入社、現在に至る。日本機械学会会員。著書：航空機の構造力学(共著)産業図書。

これらの場合は、エンジンの振動と客室構造の共振現象までには至らなくても、エンジン振動の胴体構造への固体伝播挙動による振動や騒音に悩まされたことは、その解析結果との比較から類似性が認められる。なお航空機騒音に関連した問題には、機外騒音と機内騒音に大別されるが、機外騒音の場合は公害問題として大きな社会問題となり、法的規制なども行われ、ハードに対する種々の対策がこうじられ現在に至っている。

しかし機内騒音の問題も、民間輸送機にとっては静かで居住性のよい客室の要望から、商品価値としての機内騒音低減化は、製造、運航側ともどもますます重要な課題となっている。

2. 実機に生じられた振動現象

客室床構造に生じられた振動と騒音の感知箇所は、床下から響いてくるような感じで、前、後方客室では弱く、中央客室で強く、中央翼上部客室窓区域では最大で、その区域の乗客はコーヒーがこぼれて飲めないほどであったという機長報告の提出されたこともある。この振動の起る飛行形態は、上昇飛行の終り頃より巡航飛行全域にわたって振動し続け、降下と同時に弱まり低高度で消滅した。ただし客室床構造の固有振動数は機体ごとに少しずつ異なるうえに、この固有振動数は負荷重量(乗客員数)が増せば低下するのですべての機体が同じ条件で共振するとは限らない。また床板構造の振動モードは、乗客員数やその座席分布状況によってどの程度変化するや否やも不明であるし、共振時の支配的モード、節線、振幅最大位置、最大値などもまだ確認試験を行う機会を得ていない。

3. 振動の測定箇所と測定値^{3~10)}

第1図に示した数個所に垂直方向加速度センサーを置き、各運航形態における垂直方向加速度を機内に搭載した振動測定器の磁気テープにアナログ・データとして記録させ、A-D変換を行い、振動数(Hz)に対する垂直方向加速度のパワースペクトル密度を求めて次

*1 平成3年2月14日原稿受理 Cabin Structural Vibration and Noise for Transport Airplanes

*2 日本航空(株)技術部 Genkichi FUJIWARA

のような解析結果を得た。

(1) 客室床板構造に振動や騒音の感知されている巡航飛行中のデータを第2図(中央客室床板下面-中央電子装備室), 第3図(客室床板右側座席19H), 第4図(客室床板左側座席20A), 第5図(中央翼前桁右側)に示すが, 各個所とも共通して54 Hzと116 Hzの支配的な振動数が認められた。

(2) 飛行中のエンジン・ファンケース部, 主翼前桁パイロン取付部などの振動測定は困難なので, これらの個所の振動測定は地上運転試験で行った。(1)で振動の感知された巡航中のNo. 3エンジンの N_1 回転

第1図 加速度センサーの取付位置

飛行中の測定位置

① 客室床板右側座席19 H

② 客室床板左側座席20 A

③ 中央客室床板下面 (中央電子装備室)

④ 中央翼前桁右側

⑤ 中央翼前桁左側

地上運転試験時の測定位置

⑥ 右側主翼前桁パイロン取付部

⑦ 左側主翼前桁パイロン取付部

⑧ No. 3エンジン・ファンケース (6時位置)

⑨ No. 1エンジン・ファンケース (6時位置)

第2図 騒音と振動を伴った巡航飛行中
中央客室床板下面 (中央電子装備室)。

第3図 騒音と振動を伴った巡航飛行中
客室床板右側座席19 H

第4図 騒音と振動を伴った巡航飛行中
客室床板左側座席20 A

第5図 騒音と振動を伴った巡航飛行中
中央翼前桁右側

第6図 地上運転試験

No.3エンジン交換前 (No.3エンジン・ファンケース部)
No.3エンジン：回転数 N_1 ：90%， N_2 ：89%，No.1と
No.2エンジンは ground idle にて運転

第7図 地上運転試験

No.3エンジン交換前 (右側主翼前桁パイロン取付部)．第
6図と同じ運転条件

数は90% (N_1 系回転数100%は3,600 rpmとしてある)， N_2 回転数89% (高圧側圧縮機 N_2 系回転数100%は8,092 rpm) であったので，No.3エンジンはその運航状態に該当する換算パラメータで地上運転試験を行ったが，その時のNo.1およびNo.2エンジンの推力設定は ground idle としてある．その時のデータを第6図，第7図に示すが，共通して54 Hzの支配的な振動数が認められた．

(3) (2)の地上運転試験後，No.3位置のエンジンを別のエンジンと交換して同じ条件で地上運転試験を行ったが，54 Hzの支配的な振動数は消滅した．

(4) 降下飛行中 (slat extend) では，(1)に示したような各個所に54 Hzと116 Hzの支配的な振動数

は認められなかった．

(5) 取り卸したNo.3位置エンジンのテスト・セル運転 (地上試運転場で，エンジンをテスト・ベッドに取り付けて行う試運転のこと) を行った結果，振動速度*が shop limit 値 (振動速度の地上試運転場運転における制限値のこと) で，これに対し飛行中の振動速度の制限値を flight limit 値と称し，それぞれ異なる制限値が規定されている) 1.2 in/sec を若干超過した 2.0 in/sec であることが認められた．テスト・セル運転では，地上運転試験にてファンケース部に認められた54 Hz 台の支配的な振動数は見られず，70 Hz 台の振動数が認められたけれども，これは実機のエンジン取り付け条件とテスト・セルのベッドに取り付けられた条件の差異によるものと考えられる．

以上の解析結果に基づいて，巡航飛行時におけるNo.3エンジンの低圧側圧縮機 (N_1) 系モード.1 不釣り合い成分振動数 (この場合の不釣り合い主要因はファン部にあった) が，客室床構造の固有振動数54 Hz と共振しているものと判断した． N_1 回転数90%は3,240 rpm であり， $3,240/60=54$ rps となるが， N_2 回転数89%は7,202 rpm で， $7,202/60=120$ rps となり， N_1 系モード.1 が共振原因と考え得るうえに，共振の場合，低次モードの方が大きな励振力となることはよく知られているので， N_1 系を共振の主要因と推定した．

この機体の場合は，No.3エンジンを交換したら振動と騒音はピタリ消滅したが，その後も同一シリーズ機体で，エンジン振動は flight limit 値内にあるにもかかわらず，類似の振動問題を起す機体が続発し，ど

* 一般に回転機械静止部の振動測定値は，振幅で評価すると低速できつく，高速で緩くなり過ぎ，また振動加速度で評価すると低速で緩く高速できつくなり過ぎる．そこで振動速度で評価するのが最も合理的であることが経験的に知られるようになった．しかし，現在の回転機械振動の激振度評価のパラメータとしては振動速度の rms (root-mean-square の略で，二乗平均値の平方根のこと) 値で行うことが ISO 規格 (International Organization for Standardization: ISO 2372-1974(E), Mechanical Vibration of Machine with Operating Speeds from 10 to 200 rev/s-Basis for Specifying Evaluation Standards, 1974) に定められているけれども，この ISO 規格は航空発動機までには適用をうたっていない．したがってジェット・エンジンの振動測定と評価方法に関する規準は，現在でも確立されているわけではないので，実機の振動測定法としてはいまでもさまざまな変転をたどっている．JT 3D エンジン当時の主流は動電型であったが，最近は圧電型加速度センサーが小型軽量で信頼性も高いことから，現在はもっぱらこの形体になり，圧電型センサーの出力を1回積分回路を通した振動速度で表示するようになっている．

の機体もファン・ロータ (N_1 系) 交換のみで、客室床構造の振動と騒音は消滅あるいは望みの度合まで減衰しているの、 N_1 系の動不釣り合い成分が共振の主原因と判断した。

4. 共振の推定原因

エンジンの振動が flight limit 値の範囲内でも、低圧側圧縮機 (N_1) 系モード .1 の不釣り合い成分があれば、客室床構造固有振動数と共振するという現象のあることから、まず客室床構造にはどのような問題点があるかを考察してみる。

1974年3月3日、パリのオルリー空港を飛び立ったトルコ航空の DC-10 型機が、約 10 分後郊外のエルメノンビルの森に墜落した。高度 3,660 m を上昇中、完全に閉じていなかった後部貨物室ドアが開いて貨物室の圧力が急減し、客室床構造が客室と貨物室の差圧に耐え切れずに破壊し、同時に床下を通っている操縦索に不具合を生じ、操縦不能に陥って墜落したものである。

この事故によりドアの旋錠方式に改善が加えられたのは勿論だが、各与圧部に差圧が生じた場合、ただちにこれをなくすべく客室床構造にベント・ホールを大きくたくさんあけるという耐空性改善通報が FAA より勧告され、すべての大型輸送機に適用された。なぜなら、このような差圧に耐え得る客室床構造を軽量構造で製作することは不可能と判断されたものである。飛行中高速回転体などが故障破壊し、その飛散物が与圧胴体構造と衝突して破壊した場合、臨界箇所である貨物室急減圧の対応策として、与圧客室空気量が貨物室へ急速に流入できるようにした通気孔のことをベント・ホールといい、原型機の設計段階よりベント・ホールは設けられてあったが、その総面積の少ないことは上記事故の教訓によって立証されたわけである。したがって DC-10 型機の客室床板構造にも多数の大きなベント・ホールがつけられたため、客室床構造の固有振動数が低下したものと考えられる。しかれば何故に、A 社所有の特定の DC-10 シリーズ機のみがこのような問題が起るかという疑問が生ずる。世界でこの DC-10 シリーズ機を運用しているのは A, B 2 社のみであり、A, B 2 社の搭載エンジンは C 社製のものであり、他シリーズ機の搭載エンジンは全部製造会社まで異なる。しかも A, B 2 社の搭載エンジンは C 社製のものではあっても、A, B 社の搭載エンジンは型式も推力も異なり、振動特性に微妙な差位があるものと推測される。したがって当該 A 社 DC-10 シリーズ機のための機体構造と、その搭載エンジンの振動特性は相性が悪かったものと判断される。

5. 他機種で経験された客室構造の振動と騒音

A 社 DC-10 シリーズ機のように共振現象にまでは至らなくても、DC-9 や MU-300 型機の開発段階においては、エンジン振動の機体構造を介した固体伝播挙動により客室が振動や騒音に悩まされたわけである。

DC-9 の開発段階においては、巡航飛行状態でエンジンの低圧側 (N_1)、高圧側 (N_2) 系ロータの不釣り合い成分による励振力が、エンジンの振動絶縁装置を介して、2つのロータ系からなる角速度に対応した2つの支配的な振動数 (120 Hz と 180 Hz) で客室機体構造を加振するというもので、それが音圧エネルギーに変換されて乗客の乗り心地に対する規定最大値を超過するというものである。激しい騒音は客室後部に生じ、最悪の場合の騒音は 180 Hz が支配的であった。そこで客室騒音レベルを減少させるべく、多数の領域にまたがる調査を行い、客室構造に対する振動減衰処置、客室内部の音響工学的処置なども試みたがいずれも望みの効果は得られなかった。またエンジン・ロータの釣り合いをよくする試みも行ったが、十分なる効果は実現できなかった。これらの改善策では望みの効果が得られなかったため、次はエンジン取り付け部弾性絶縁装置の主方向に沿ってエンジンと機体構造の取り付け点の機械インピーダンスの測定を行い、その結果に基づいて次の3つの対策をこうじた。(1) エンジン取り付け部弾性絶縁装置を、もっと軟構造のものに変更する。(2) 機体構造とエンジンの境界領域に剛性質量を追加する。(3) 当機は機体構造の両側に2基のエンジンがあり、各エンジンとも前方に2個、後方に1個の計3個の弾性絶縁装置で取り付けられているが、前方絶縁装置はヨーク構造で取り付けられているので、このヨーク構造のところに振動緩衝装置を取り付ける。といった対策をこうじたら、振動と騒音は望みのレベルまで低下し得たといっている¹⁾。

MU-300 の場合は、胴体後部に2基のエンジンを取り付けた小型ジェット旅客機であり、M 社ではエンジン振動の機体構造への伝播特性を把握するため、実機エンジン回りの振動および実機とほぼ同等とみなせる全機構造模型を使ってエンジン部分 (エンジンは重量、重心のみを合わせている) をランダム波加振と正弦波加振を行い、客室内への振動伝播の様子ならびに固体伝播音について加振源であるエンジン部から最終的な音放射面である客室内板への振動特性を調べている。第8図²⁾は飛行中の機内騒音のスペクトルを表わしたもので、250 Hz と 500 Hz 付近に大きな騒音のピークがみられる。これはエンジンの低圧側圧縮機 (N_1) 系回転数成分と、高圧側圧縮機 (N_2) 系回転数

成分による音である。第9図は、A社DC-10シリーズ機の後部客室で測定した機内騒音のスペクトルであり、第8図に示したMU-300データとほぼ類似の傾向を示している。第8図および第9図の N_1 成分と N_2 成分のピークは、いずれもエンジン回転の動的不釣り合いに起因したものであり、MU-300の場合機体側には N_1 および N_2 付近の周波数域に共振はなく、エン

ジン振動が強制的に機体構造を伝播した固体伝播音となったものである。機体構造振動はエンジン部から遠ざかるにつれて減衰するが、エンジン支持マウントは約1kHz以上の高周波数域では効果が認められるけれども、それ以下の周波数域では十分な効果の得られないのは、マウント取り付け部の機体側の機械インピーダンスの小さいことが原因であるとの結論を得たと報じている²⁾。

第8図 MU-300 飛行時機内騒音の一例

6. 航空機機内騒音の特徴

ジェット輸送機の機内騒音としては、次の3つの起因事項に大別される。まず第1番目は、エンジンの回転に伴う振動が機体構造を伝播するもので、エンジン部分では空気を直接励振はせず、エンジン振動として機体外板等を振動させることによって客室内へ音波が放射される、いわゆる固体伝播音であるが、これは機外ではほとんど観測されない機内固有の騒音であり客室騒音の最も大きな要因である。M社でMU-300について詳しく解析したら、機外音としてのエンジン音の中にも、機内音と同じく N_1 および N_2 成分に相当する250 Hzと500 Hz帯域のスペクトルを観察しているが、機内の方が若干レベルが高いかもしくは同等ぐらいであるとの測定値を得ている。したがって機体外部のエンジン音が機体を透過したものであれば、エネ

第9図 DC-10-40, Fuselage No. 216 Aft Cabin Noise Evaluation

ギーの損失があるはずであるから、機内の方が高くなるはずはないので、これはエンジン音が機内へ透過したのではないとの推定をくだしている²⁾。

2番目はエンジンより発するジェット音およびファン音からなる、いわゆるエンジン音が機体外板を透過してくる音である。エンジン音の特徴としては、主としてファンの回転にともなうファン回転音、M.P.T音 (Multiple Pure Tone)、およびジェットミキシング音からなっている。ファン回転音とはファンの回転に伴う高周波の純音で、エンジン毎秒回転数と翼枚数との積 (翼通過周波数) を基本周波数とする B.P.F (Blade Passing Frequency) といわれる極めて強い純音とその高調波成分音とからなるものと、M.P.T音とからなっている。M.P.T音は、エンジン回転数による基本波とその調和成分からなる強い複合純音であり、M.P.T音には次のような特徴がある。それは① インレット・ダクトで発生する ② ロータのチップ・マッハ数が1を越えるとき観測される ③ ロータの B.P.F よりも低い周波数で発生し、ロータの回転数ごとに観測される ④ 大きさはエンジンの回転速度に比例する というようなもので、これはファンによる音のうちでも機体外板を透過して機内音の大きな要素となるから、騒音対策上極めて重要なものである。

ジェット音とは、エンジン排気流が囲りの相対静止流体とミキシングするときの複雑なエネルギーの交錯によって生ずるもので、そのエネルギーの小部分が音圧に変換される。いわゆるジェットミキシング音といわれるものである。これは、ジェット流速 (V) $\times 0.2 /$ ノズル直径 (D) で表わされる周波数を中心とする広帯域音である。この音の計測結果によると、エンジンを機体後部に取り付けた形式では、機内騒音にあまり大きな影響を与えないことがわかっており、またエンジンを主翼に取り付けた形式でも、この音はファン音に比し小さいことがわかっている。

3番目は航空機が高速で巡航飛行するようになると、機体表面上の境界層に乱れが生じ、乱流内のランダムな圧力変動が機体外板構造を加振して、ランダムな音圧エネルギーに変換されるというものである。この音の周波数帯域は広く、高周波域に及ぶため聴感上重要な騒音要因である¹⁰⁾。

7. 人体に与える振動許容値

振動の人体に与える反応の度合を量的に評価するためにさまざまな方法が開発されているけれども、第10図⁹⁾もその1例である。これは振動にさらされた人体に感ずる苦痛の度合をクラス分けしたもので、人

第10図 人体に与える振動の不快の度合

体の立位、座位、臥位の3場合についての平均値をとってある。図中の①は、人間の感覚で振動を感じるようなピーク加速度を示したものであり、②は不快感を感じる振動の範囲、③はそれ以上の振動には耐え得ない範囲を示したものである。これら①、②、③に斜影線で示した幅は、分布の平均値から両側へ標準偏差1の幅である。これらの曲線は、人体がなんの保護装置もなく5~20分間振動にさらされた場合のデータに基づいたものである。③の曲線以上の加速度には、大多数の男性の若者がなんらかの有害な影響を受けることなくしては短時間しか耐え得ないという範囲である。図中の上部にある short time tolerance という曲線は、座席ベルトや肩かけ式安全ベルトを着用して航空機に紐でくくり付けられた若い男性軍人が、1分間以下のオーダーの時間にさらされた場合のデータである。A社 DC-10 シリーズ機で共振の認められた場合の 54 Hz なる振動数帯における g 値は、あまり正確なデータとはいえないけれども、④点の値を示した機体もあり、⑤点の値を示した機体もある。

8. む す び

客室床構造に筋交を付けて剛性を高め、固有振動数を変えて共振点を避けることも考えられるが、客室床板面と平行方向に筋交を付ければスペース上は問題ないが、これでは床板上下方向振動に対してはほとんど剛性を高める役には立たない。さればといって、客室

床板支持構造の上下方向に筋交を付けるスペースなどはない。しかば客室床構造体にダンパをつけて構造体の減衰比を変えることも考えられるが、床板構造の上は客室で下は貨物室であるからスペース上難しい。したがって、機体構造上で解決をはかることは難しいから、エンジンの動釣り合いをよくするのが最も実際的な方法であるというのが機体製造会社の見解である。しかし最近の輸送機の大型高性能化にともない、ジェット・エンジンにも高推力、高速化の波が押しよせ、回転軸は一次危険速度を超えたところで運転されるようになってきているので、高速釣り合わせの必要も生じつつあり、エンジンの釣り合わせ試験も一段と難しくなっている。また十分な釣り合わせを行ったエンジンでも、その使用中には種々の原因で不釣り合いが増すこともある。その主な原因としては、異物の吸い込みによる動翼の破損、汚染、エロージョン、ハード・ランディング等による動翼先端とケースの接触で生ずる磨滅、ロータ各部の軸対称でない変形などがあげられる。そのうえになお、最近のジェット・エンジンはますます軽量化されてきているため、ロータやケース類の剛性が低下し、推力や飛行荷重によるエンジン・ケースの曲げ変形は振動に悪影響を与えるのみならず、ケースの変形はロータとステータのクリアランスを過大にしてエンジン性能の劣化をまねくほどである。この傾向は大型の高バイパス比エンジンになるほど強く、剪断力や曲げモーメントが大きくなるため、予期せぬエンジン・ケーシングの曲げ変形をひき起した機体もあったほどである。

また不釣り合いの増加のほかに、軸受やシールに異常が発生しそれが振動増加の原因となることもあり、振動の原因となる異常早期発見のための in-flight

monitoring も一段と重要になってきている。しかしなんといっても根本的な問題は、機体構造に対する急減圧時の対策は必須であるけれども、この対策の故に客室床構造とエンジンの共振を招くというような問題点は、機体構造の設計段階で完全に解析、解決されるべきである。機体の設計段階において、空力弾性上の問題などはよく解析されるけれども、客室の振動とか騒音のような乗り心地に関係した問題などは、実機が運用に供されてから運航会社で問題点を突き上げられる場合が多いので、あえてこのような問題を提起した次第である。

参考文献

- 1) Rubin, S. and Biehl, F. A.: Mechanical Impedance Approach to Engine Vibration Transmission into an Aircraft Fuselage, S. A. E 670873, October (1967).
- 2) 三菱重工業：航空機構造の固体伝播音に関する基礎研究、航空技術水準の向上に関する研究調査、No. 11, 日本航空宇宙工業会、3月(1980)。
- 3) Crandall, S. H. and Mark, W. D.: Random Vibration in Mechanical Systems, Academic Press, 1963.
- 4) Bendat, J. S. and Piersol, A. G.: Random Data; Analysis and Measurement Procedures, John Wiley, 1971.
- 5) Bisplinghoff, R. L., Ashley, H. and Halfman, R. L.: Aeroelasticity, Addison-Wesley, Cambridge, MA, Feb. 1955.
- 6) Fung, Y. C.: An Introduction to the Theory of Aeroelasticity, John Wiley, 1955.
- 7) Pritchard, H.: Response to Random Loadings; Sonic Fatigue, Edited by Angle, F. Modayag: Metal Fatigue, Theory and Design, John Wiley, 1969, pp. 204-246.
- 8) 谷口 修編：振動工学ハンドブック、養賢堂、1976。
- 9) Cyril, M. H. and Charles, E. C.: Shock and Vibration Handbook, Vol. 3, McGraw-Hill, 1961, pp. 44, 1-44, 51.
- 10) Lin, Y. K.: Probabilistic Theory of Structural Dynamics, McGraw-Hill, 1967. 森他訳：構造動力学的確率論的方法、培風館、1972。