

研究発表

会議室3

CO₂ 排出削減を目指した将来旅客機の概念検討

航空プログラムグループ 国産旅客機チーム
野村 聡幸

1. はじめに

地球温暖化抑制のために低炭素社会への転換が喫緊の課題となっている。IATAによれば航空機の排出する CO₂ は世界全体の排出量の2%と小さいが、航空輸送の今後の拡大と自動車の CO₂ 排出削減の進展により、航空機産業にも CO₂ 排出削減に向けた一層の取り組みが求められるだろう。

我が国は二次電池及び燃料電池の技術開発で世界をリードしているが、これらの技術を活用して CO₂ 排出ゼロで飛行し、かつモーターライダーより大型で旅客輸送を担える航空機が将来的に成立可能かを検討した。

また、オープンローターは高い推進効率により大幅な燃料消費量削減 (CO₂ 排出削減) が期待される一方で、大きなファン騒音を発生するという問題がある。このファン騒音を機体形状の工夫で遮蔽し、低騒音と CO₂ 排出削減とを両立させた旅客機が成立可能かを検討した。

2. 燃料電池推進系の重量推算

既存機の機体形状は保ったまま、ターボプ

ロップ等の既存推進系を電動機、燃料電池等で構成される同出力の燃料電池推進系に換装することを考え、この燃料電池推進系の重量を推算する。なお、この推算にあたっては、年代別に3通りの技術レベル (2008年のレベル、文献等から推測される2020年のレベルと2030年のレベル) を設定した。

推進系換装の対象として3種類の機体を考えた。ビーチクラフト・ボナンザ A36 (乗員1名、旅客最大5名) に1時間の遊覧飛行を、ドルニエ Do228-212 (乗員2名、旅客最大19名) に調布-神津島線 (飛行時間40分) と同様の飛行プロファイルを、ボンバルディア Q400 (乗員2名、旅客最大78名) に伊丹-高知線 (飛行時間40分) と同様の飛行プロファイルを設定した。

図1は燃料電池推進系の概略図である。この推進系を構成する各要素に対し、2008年、2020年、2030年の技術レベルを適用して重量を推算し、各要素の重量を積算して推進系の総重量を求めた。

A36 燃料電池推進系の年代別の総重量とその内訳を図2に示す。2020年の総重量は2008

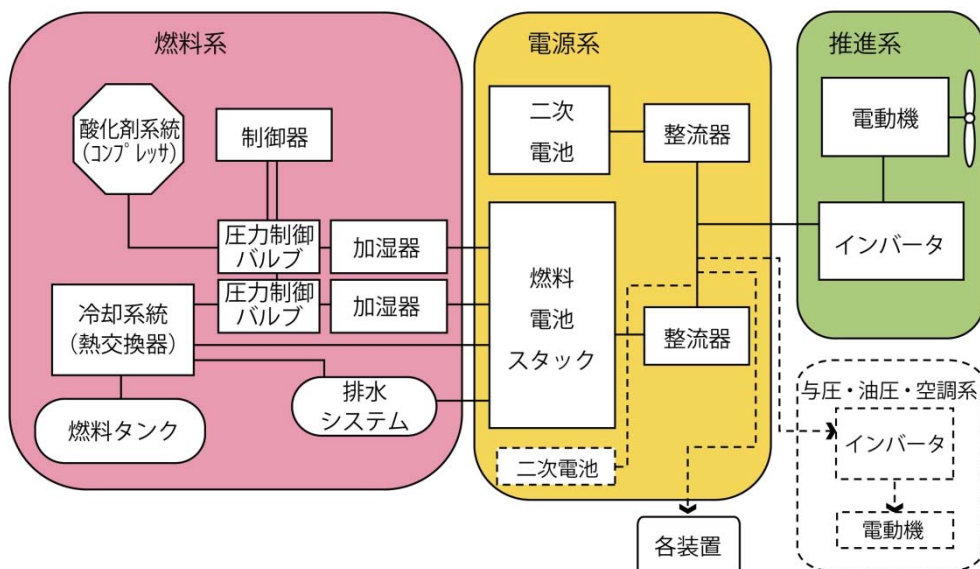


図1 燃料電池推進系の概略図

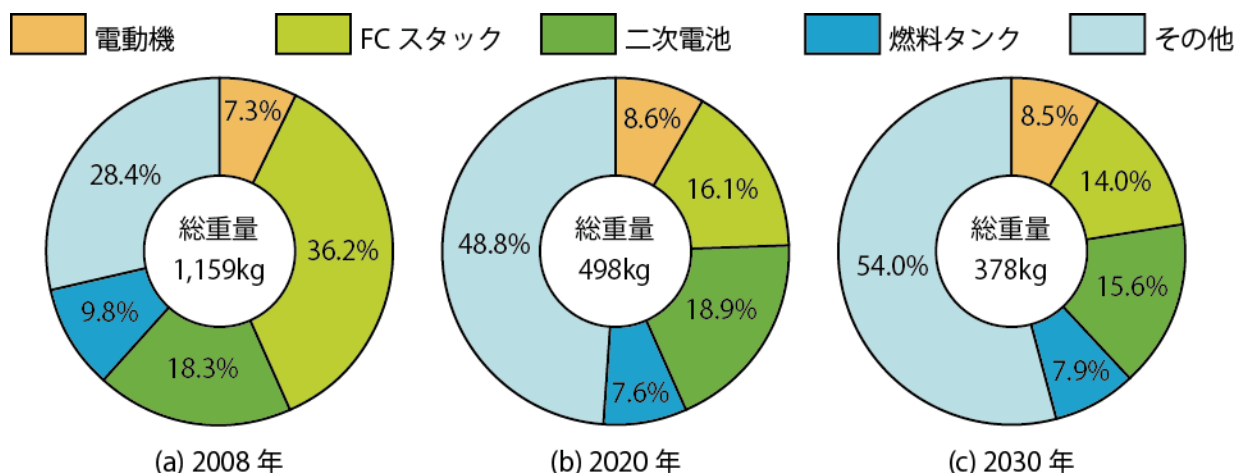


図2 A36 燃料電池推進系の総重量とその内訳

年の43%、2030年の総重量は2008年の33%となる。2008年の技術レベルでは燃料電池スタックが突出して重い、2020年以降は二次電池が最も重い要素となる。重量出力密度及び効率の向上により、燃料電池スタックは2020年に飛躍的な軽量化が見込まれ、総重量に占める割合も一気に小さくなる。一方、他の主要要素も性能向上により軽量化は進むが、総重量に占める割合は年代によらずほぼ一定となる。

Do228 燃料電池推進系の総重量の推移もA36と同様になる。一方、Q400 燃料電池推進系は離陸・上昇でエネルギーを供給する二次電池が大量に必要であり、年代を経ても他の2機ほどには軽くはならない。

既存推進系と燃料電池推進系とで重量を比較し、燃料電池推進系の重い分だけ既存機のペイロードから減じることで、燃料電池機のペイロードを推算する。A36 燃料電池機は2020年に既存機の73%のペイロードが、2030年に既存機の94%のペイロードが期待できる。Do228 燃料電池機も2020年に既存機の50%のペイロードが、2030年に既存機の86%のペイロードが期待できる。一方、Q400 燃料電池機は2030年の技術レベルをもってしてもペイロードを確保できないという結果になった。

本節の内容は参考文献[1]に詳しい。

3. オープンローター旅客機の成立性検討

3.1 機体の概念設計

JAXA Open-Rotor Craft (JORC) の基本コンセプトを下記の流れで固めた。

- ・ファン騒音遮蔽のためにオープンローターを主翼上面にマウント。

- ・安全性及び客室騒音を考え、ファン位置が客席よりも後方になるようにオープンローター及び主翼を配置。
- ・機体重心と主翼空力中心のオフセット、尾翼モーメント・アームの短縮により、離陸時の引き起こしが困難になると推測。
- ・T尾翼とカナードを備えた3-surfaceの機体形状を採用。

JORCは今後の市場拡大が見込まれる120席級とし、快適性と乗降容易性を考えて、横に2席+通路+3席+通路+2席の座席配置が18列並ぶ客室レイアウトとした。胴体断面は胴体の濡れ面積削減のために横にダブルバブルとなっている。JORCのスケッチ形状を図3に示す。



図3 JORC スケッチ形状

Raymerの手法^[2]に基づいてJORCの概念設計を行った結果を、エアバスA319の推算値とともに表1に示す。表中の「要求満足」とは、ミッション(2,300nmの巡航、0.5時間のロイター、200nmの代替空港への飛行)に必要な燃料を積載できることを意味する。JORCのスケッチ形状では離陸時の引き起こしが困難な

表 1 JORC 性能一覧

要求項目	設計要求	A319推算値	スケッチ形状	ベースライン機		策定機体	
			金属材料	金属材料	新材料	金属材料	新材料
主翼面積	-	117.5m ²	160.0m ²	144.3m ²	144.3m ²	124.0m ²	118.0m ²
エンジン推力	25,000lb × 2	25,000lb × 2	25,000lb × 2	25,000lb × 2	25,000lb × 2	21,100lb × 2	18,400lb × 2
離陸重量	-	74.4ton	68.2ton	70.3ton	65.9ton	66.8ton	61.5ton
巡航性能	2,300nm	-	要求満足	要求満足	要求満足	要求満足	要求満足
離陸滑走路長	1,800m ^{※1}	-	1,722m	2,032m	1,786m	2,538m	2,594m
着陸滑走路長	1,500m ^{※2}	-	1,808m	1,993m	1,902m	2,151m	2,098m
燃料消費量	-	20.2ton	18.8ton	18.4ton	17.6ton	17.6ton	16.4ton

※1 設計要求を見直し、2,600mとした。 ※2 設計要求を見直し、2,300mとした。

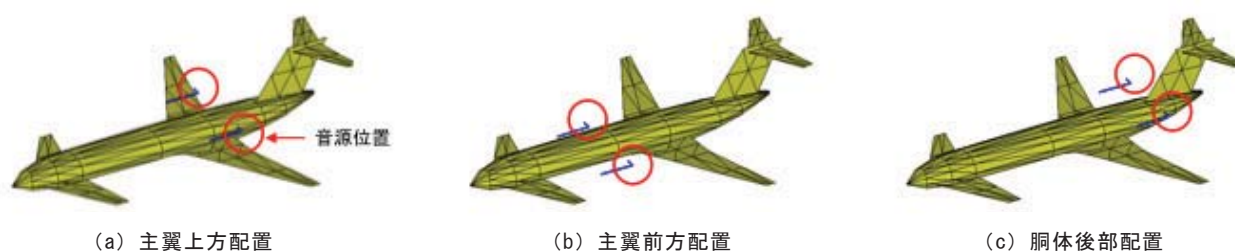


図 4 JORC 音響解析モデル

ため、形状修正を行ったのがベースライン機である。ベースライン機については金属材料機と新材料機を考え、それぞれに対して主翼面積と離陸推力のトレード・スタディを実施し、離陸重量が最小となる策定結果を得た。

新材料機の策定結果では、離陸重量及び巡航SFCがA319よりかなり小さいにもかかわらず、燃料消費量がA319の19%減にしかならなかった。これはJORCの低い空力性能に原因があり、空力性能向上のための設計変更が今後の課題である。

本節の内容は参考文献[3]に詳しい。

3.2 ファン騒音の予測

オープンローターの離着陸時のファン騒音をNASA等による1980年代の実験データを基にモデル化し、この音源モデルをJORCに3通りに配置して(図4)、ICAOで定められた3点での騒音レベルを推算した(表2)。なお、表2にはエンジン単体の場合の騒音レベルと、1980年代の飛行試験^[4]から推算されたUDF/MD-80の騒音レベルも併せて示す。UDF/MD-80がICAO Chapter 3を辛うじて満足する程度の騒音レベルであったのと比べて、JORCの主翼上方配置はICAO Chapter 4を余

表 2 ICAO 3点での騒音レベル (EPNdB)

	離陸直下	離陸側方	着陸進入
エンジン単体	93.1	96.8	97.9
主翼上方配置	87.4	92.5	91.2
主翼前方配置	93.1	98.1	97.9
胴体後部配置	93.4	96.1	98.3
UDF/MD-80	91	96	97

裕を持って満足する可能性がある。

本節の内容は参考文献[5]に詳しい。

参考文献

- [1] 野村聡幸, 高橋則之, 久 真司, 宮原啓, 高桑 真: 燃料電池航空機に関する基礎的な成立性検討, 第47回飛行機シンポジウム, 2009.
- [2] Raymer, D. P.: Aircraft Design: A Conceptual Approach Fourth Edition, AIAA Education Series, 2006.
- [3] 野村聡幸, 園田精一, 鈴木 互, 木村敏之, 浅野宏佳, 葉山賢司: オープンローター旅客機概念設計, 日本航空宇宙学

会第 42 期年会講演会, 2011.

[4] Nichols, H. E.: UDF Engine/MD-80 Flight Test Program, AIAA Paper 88-2805, 1988.

[5] 葉山賢司, 深田悟志, 磯谷和秀, 野村聡幸: オープンローター旅客機の騒音予測, 日本航空宇宙学会第 42 期年会講演会, 2011.

異物衝突の研究について

航空プログラムグループ 国産旅客機チーム
構造材料技術セクション

1. はじめに

航空機は、飛行中に鳥や雹などと衝突したり、あるいは走行中に小石やタイヤバースト破片などを巻き上げて衝突したりすることがある。航空機は高速で移動するため、たとえ衝突物が軽量でも、衝突により大きな荷重が発生し、航空機構造に損傷を与える。よって、航空機の運航中に異物衝突が発生しても、安全な運航を続けるためには、異物衝突による荷重の算定をし、それに耐える構造設計を行うことが必要である。また、エンジンのローター・バースト（ファンブレード、タービンなどの高速回転体の破裂）の破片貫通も重大な損傷を与える可能性があるため最重要視される事象の一つである^[1-3]。このローター・バーストはエンジン自体の型式証明取得において、破片がエンジンカバーから外に飛び出さないように設計されているが、機体側は破片が飛び出した場合も想定して設計されている。宇宙航空研究開発機構（JAXA）では、常設の設備を作り、鳥衝突試験及びそれに対する解析技術を蓄積し、継承していくこと、また、耐空性取得試験に用いるだけでなく、鳥衝突試験に限らず、衝突試験の各種試験を可能にすることで、衝突現象に関する試験技術、解析技術の向上を図るため、高速衝突試験装置を平成20年10月にJAXA 調布航空宇宙センター飛行場分室内に整備完了した。装置の性能と

して、10gの物体（雹や小石を想定）を250m/sの速度で衝突させる事が出来、3.7kgの物体（尾翼試験に必要な8lbの鳥重量を想定）を180m/sの速度で衝突させる事が出来るものである。

本稿では、異物衝突試験が実施可能な高速衝突試験装置の概要、基礎的な検討として実施した剛体平板による鳥衝突試験と陽解法非線形動解析有限要素法コードのLS-DYNAにより、実際に飛行している鳥を模擬したシミュレーション結果との比較検討を実施した研究例と胴体構造を想定した複合材補強パネルに対する模擬ファンブレードの貫通試験を実施し、補強パネルのストリングを切断し、2ベイ間にまたがるような損傷状態を再現し、人工欠陥による損傷との比較を行うための研究例を報告する。

2. 高速衝突試験装置の概要

高速衝突試験装置の概要図を図1に示す。図2に示すようなゼラチン弾を所定の速度で射出し、異物衝突試験を実施する方法について概要を説明する。空気圧により、発射管の中でゼラチン弾を加速し、所望の速度で、供試体に衝突させるものである。ゼラチン弾は、姿勢を維持し、加速中に崩壊しないようにサボと呼ばれる発泡スチロール製の容器に入れ、発射管に装填される。図3にサボにゼラチン

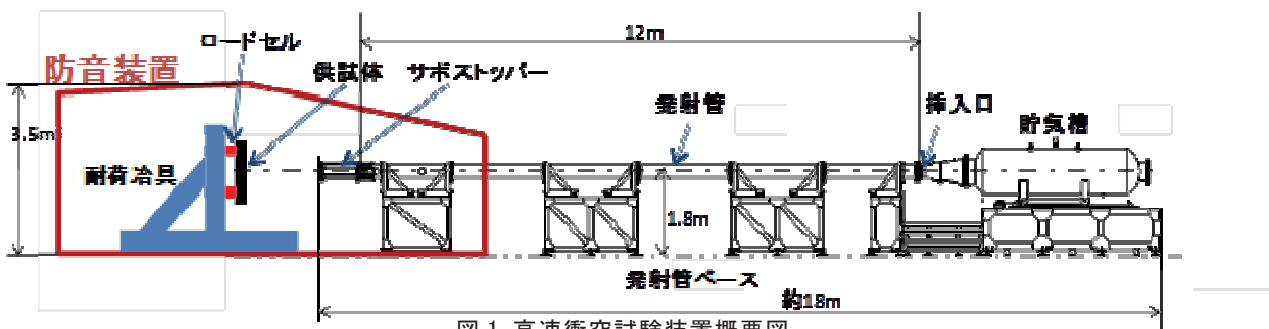


図1 高速衝突試験装置概要図

弾を組み込んだ様子を示す。装填は図1の挿入口と書かれた部分から行う。貯気槽は可動式で、管に隙間を作り、そこからサボを挿入する。その後、装填した箇所をルミラー膜の薄いシートを挟み、挿入口を閉じ、貯気槽とサボが装填された発射管に仕切りを作る。挿入口の貯気槽側に仕込まれた矢尻を、貯気槽に所定の圧力の空気を貯めた時点で作動し、ルミラー膜を破り、貯気槽内の空気を発射管に放出し、サボを発射管の中で加速、サボストッパーでサボだけを止め、ゼラチン弾だけは、慣性で飛行し、供試体に衝突させるという方法を取っている。図4にサボストッパーの模式図を示す。

計測については、発射体の速度、発射体の衝突位置、供試体が受ける荷重、加速度、ひずみ等を計測している。発射体の速度計測は、1m 間隔に設置されたレーザ送受信機を発射体が横切る時間間隔を計測し、速度を検出している。



図2 ゼラチン弾

図3 ゼラチン弾をサボへ装填した様子



図4 サボストッパーの模式図

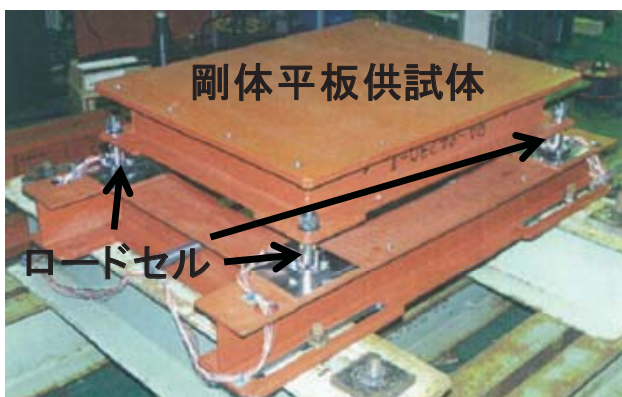


図5 剛体平板供試体とロードセル

3. 剛体平板への鳥衝突試験と解析の比較

図5に示すように剛体平板供試体(660mm

×860mm×16mmのSS400製の鋼板を衝突面とし、その板の裏面をI型鋼で補強した構造となっている)を4本のロードセルにより支え、ロードセル上に貼られたひずみゲージにより曲げやねじりの影響を相殺した上で、荷重を算出している。

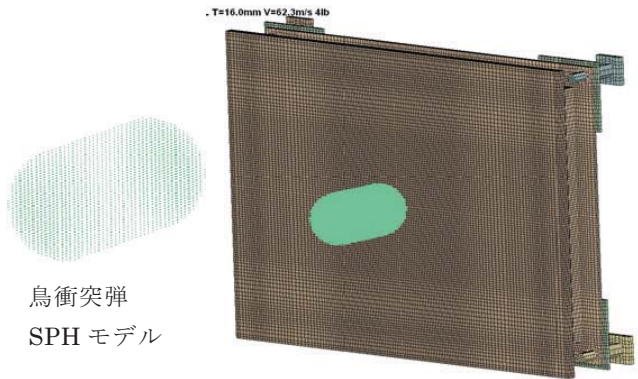


図6 剛体平板の解析モデルと鳥衝突弾 SPHモデル

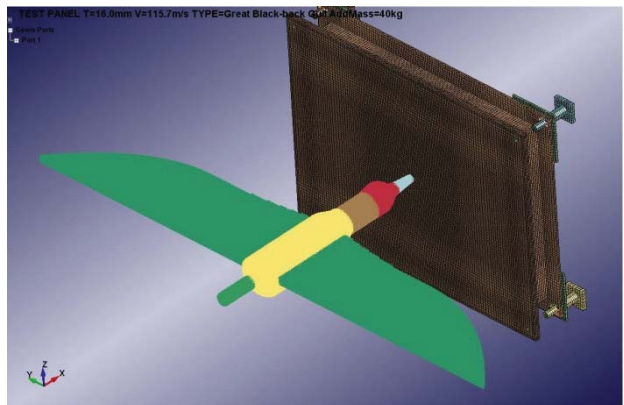


図7 鳥モデル例

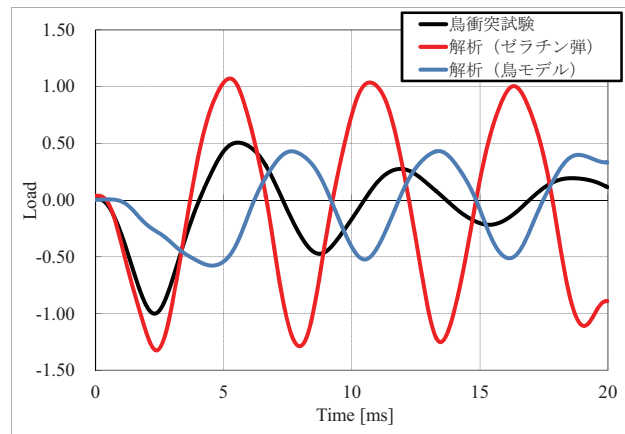


図8 試験と解析の比較荷重時刻歴線図

剛体平板への鳥衝突試験例では、SPF 鶏をビニール袋に入れ、図2のゼラチン弾と同じような形状にし、図3の様なサボに挿入し、試験を実施している。それを SPH (Smooth Particle Hydrodynamics) 法にてモデル化

(モデル例を図 6 に示す) し、ゼラチンとして解析した結果と、実際に飛行している鳥の形状として、かもめを想定して重量分布や寸法を考慮して SPH 法で作成した鳥モデル(図 7) を用いて解析を実施し、鳥衝突試験の剛体平板が衝突によって受ける荷重時刻歴線を比較したものが図 8 である。図 8 中で、黒線が試験による結果、赤線がゼラチン弾による結果、青線が鳥モデルによる結果である。結果より、ゼラチン弾の解析はピークが大きく成り、鳥モデルはピークが下がり、位相もずれる事が分かる。これは、重量の大部分を占める胴体部分の衝突が、試験の弾に比べ、遅くに発生することに起因している。

4. 模擬ファンブレードによる貫通試験

4.1 複合材補強パネル

図 9 に示すような 900 mm×750 mm のスキンと 3 本のハット型ストリンガで構成される CFRP 補強パネルを対象とし、繊維基材の形態と成形法の違いが、模擬ファンブレードによる貫通損傷の形態および損傷許容性に与える影響を調べるため、2 種類の成形法で製作した供試体 (VaRTM 材、プリプレグ材) を用意した。VaRTM 材は平織のノンクリンプファブリック (NCF) 基材を用い、構造部材の低コスト化を目標とする樹脂含浸成形 (VaRTM) によって成形したものである。一方、プリプレグ材は一方向繊維のプリプレグシートを用い、オートクレーブ法によって成形したものである。ただし、両供試体の材料は同じ炭素繊維 (STS-24K) と 120℃硬化タイプのエポキシ樹脂を用いており、面内方向において疑似等方性となるような積層構成とした。表 1 に両 CFRP 補強パネルの材料を示す。

4.2 模擬ファンブレードおよび高速衝突試験装置

本研究で使用した模擬ファンブレードは、チタン合金 Ti64 製であり、図 10 に示すような形状に加工した^[4]。ファンブレードの厚さは 4 mm であるが、先端はテーパ加工によって薄くなっており、供試体を貫通しやすいようになっている。また、重量は約 120 g である。ブレードが供試体中央のストリンガを確実に切断するように、先端が 2 つに分かれている。また、供試体に対してブレードが出来

るだけ垂直に衝突するよう、ブレードの重心を調整することで形状を決定した。

4.3 試験結果

貫通試験の結果を表 2 にまとめる。衝突直前にわずかな負のピッチ角が生じたが、評定部中心にほぼロール角無しで衝突し、中央のストリンガを切断、貫通損傷が発生した。5 MHz のプローブを用い、反射法により超音波探傷を実施した結果を図 11 に示す。いずれの損傷も、亀裂端部に層間剥離を伴っていることが確認された。

今後、損傷を受けたパネルに引張荷重を与え、損傷進展のプロセスを観察し、破壊挙動や残留強度へ与える影響を調べる。また、貫通したブレードの断面形状に合わせた人口切欠きを導入した補強パネルを用意し、比較検討する予定である。

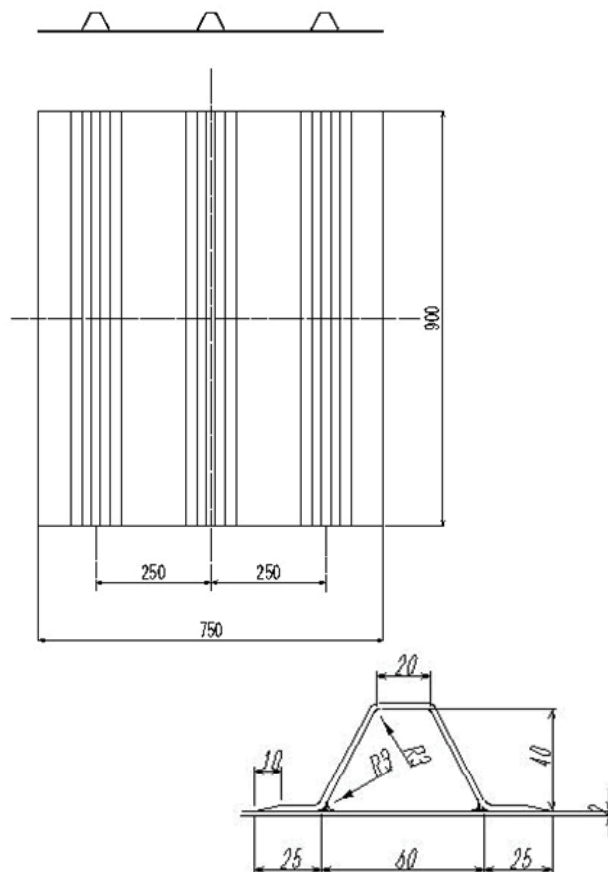


図 9 CFRP 補強パネルの寸法形状

5. おわりに

異物衝突の研究例として、剛体平板への鳥衝突試験と解析の比較、模擬ファンブレードによる貫通試験を紹介した。高速衝突試験装置を用いて、他にもタイヤフラグメントの衝突試験なども行われ、衝突を受ける構造物も

表 1 CFRP 補強パネルの材料

供試体種類	繊維	樹脂	積層構成
プリプレグ材	東邦テナックス社製UDプリプレグQ-111B 1240 (STS-24K)		16ply, [(45/-45)/(0/90)] _{2s} (スキン・ストーンガとも に)
VaRTM材	SAERTEX社製2軸 NCF基材 (STS-24K)	#6809 ナガセケムテックス社 製	

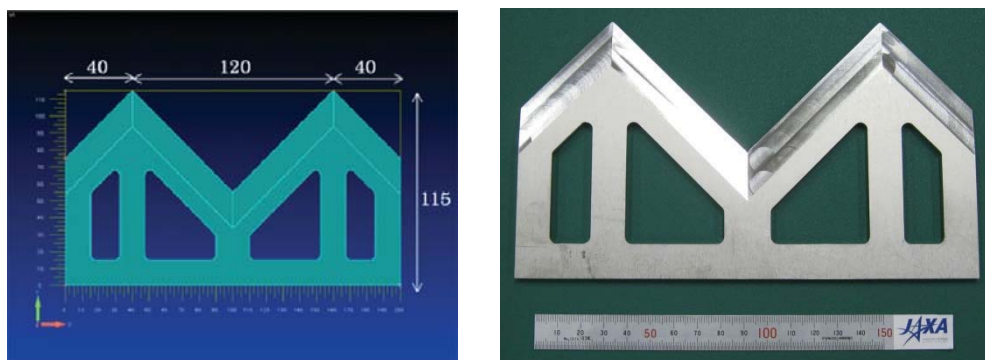
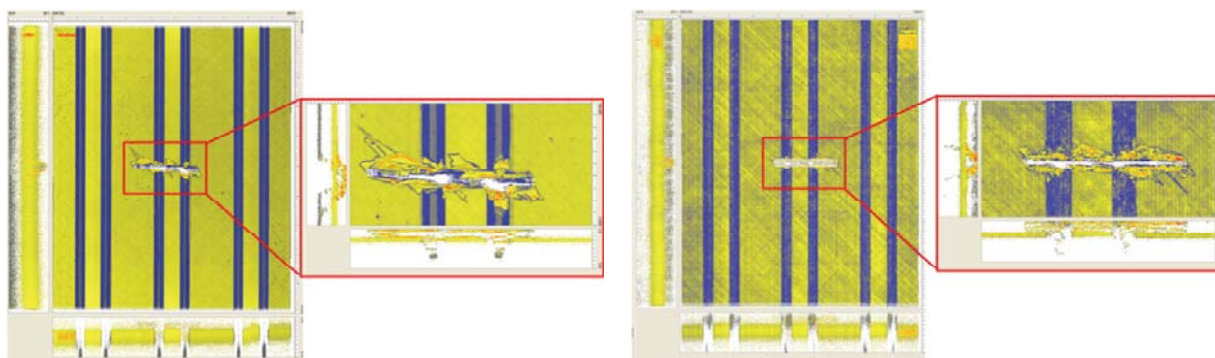


図 10 模擬ファンブレードの寸法形状

表 2 貫通試験の結果概要

供試体種類	衝突速度	衝突エネルギー	衝突時ピッチ角
プリプレグ材	211.3 m/sec	2679 J	1.0 deg 頭下げ
VaRTM材	205.5 m/sec	2534 J	0.8 deg 頭下げ



(a) プリプレグ材

(b) VaRTM材

図 11 試験後の補強パネルの超音波探傷結果

航空機体の様々な部位を対象に試験が実施されている。今後、本装置を用い、耐空性証明試験を実施するとともに、様々な試験データの蓄積やそれらに対応する解析技術の蓄積を図り、耐異物衝突を考慮した新規構造設計の参照データの構築や、異物衝突試験の標準化への取り組みを実施する予定である。

参考文献

- [1] FAA Technical Report, AR-04/16
- [2] FAA Technical Report, AR-03/37
- [3] FAA Technical Report, AR-01/27, II
- [4] Allen Fawcett, Damage Tolerance and the Composite Airframe, Commercial Aircraft Composite Repair Committee (CACRC) Meeting and Related Industry/FAA/EASA Workshop.

インテリジェント制御の研究

航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム

田頭 剛

研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター

佐竹 常久、水野 拓哉、杉山 七契、仲田 靖

1. はじめに

環境適応エンジンチームが実施するクリーンエンジン事業において、低炭素排出の研究の一つとしてインテリジェント制御の研究を実施している。本研究では、エンジンの制御システム内に実機エンジンの経年や FOD 等による性能変化に応じて常に改定される実機の精密な動的モデルを組み込み、計測不能な重要な変数を高精度で推定し、フィードバック制御するモデルベース制御の実証を、実機エンジンを用いて行なっている。本稿ではこれまでに得られた運転試験結果等を中心に報告する。

2. 一定ゲイン拡張カルマンフィルタ^[1]

モデルベース制御の実現には実機エンジンの性能をリアルタイムで高精度に同定し、モデルエンジンを実機と一致させるオンライン同定手法が不可欠である。本研究ではオンライン同定手法として一定ゲイン拡張カルマンフィルタ (CGEKF: Constant Gain Extended Kalman Filter) を採用し、実機エンジンにおいてその有効性を確認している^[2]。図 1 に 1 軸ターボジェットエンジンの CGEKF の概念図を示す。CGEKF の計算負荷の大部分は非線形シミュレーションモデルである。

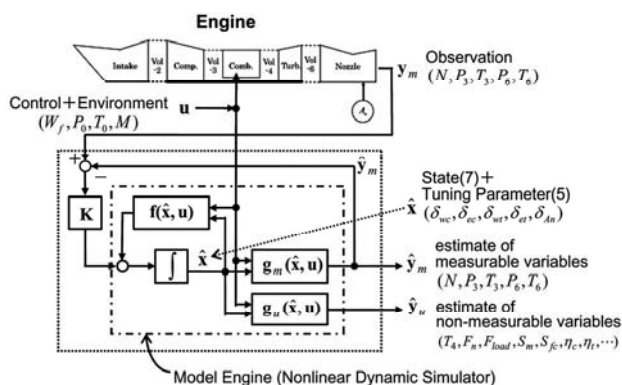


図 1 ターボジェットエンジンの CGEKF

3. 1 軸ターボジェットエンジンの性能同定^{[2][3]}

図 2 および図 3 に JAXA が所有する研究用ターボジェットエンジンによるオンライン性能同定試験の結果の一部を示す。図 2 は SLS で可変ノズルの開度を変化させたときの推力の計測値と推定値を示している。図 3 は M1.5 条件での推力の計測値と推定値である。いずれも CGEKF は SLS で設計されたものであるが M1.5 条件でもよく推定されていることが分かる。

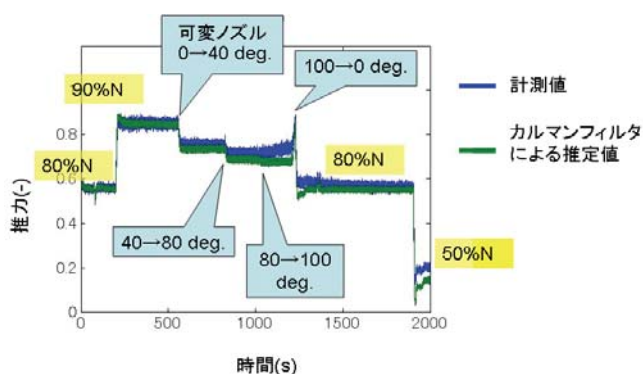


図 2 ターボジェットエンジンの性能同定 (SLS)

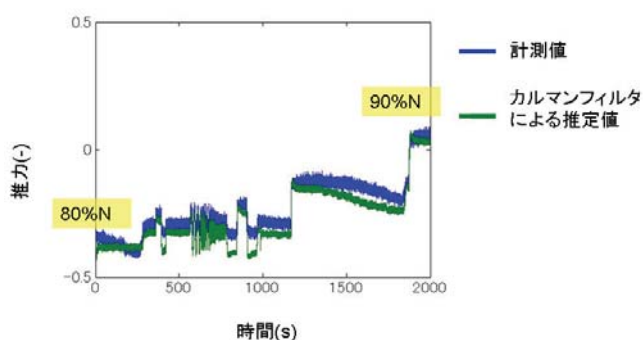


図 3 ターボジェットエンジンの性能同定 (M1.5)

4. 2 軸ターボファンエンジンの性能最適制御^[4]

4.1 供試エンジン

図 4 に JAXA が所有する国産ターボファンエンジンである ESPR エンジンを示す。本エンジンはもともと超音速輸送機用の推進シス

テムの技術実証用サブスケールエンジンとして試作されたコンバインドサイクルエンジンの一部であるターボファンエンジン部分であり、低圧タービンに可変ノズル (LPTVSV) が装備されている。本研究では当該エンジンをオンライン同定および性能最適制御の実証用に活用している。



図4 ESPRターボファンエンジン

4.2 推力制御と SFC 最少化制御

図5にCGEKFを用いた推力制御とSFC最少化制御の概念図を示す。推力制御において、CGEKFは推定値 \hat{y}_m が実機エンジンの計測値と最も尤もらしくなるようにモデルエンジンをチューニングパラメータ \hat{x} により調整し、推力推定値 \hat{F}_n を得、これをフィードバック制御する。SFC最少化制御については推力制御下で、CGEKFで得られた \hat{x} とLPTVSV角度 ϵ に微小角度 $\pm \Delta$ を加えたものを2つのモデルエンジンに代入し、得られたSFC推定値によりLPTVSVを動かす方向と大きさを算出するものである。

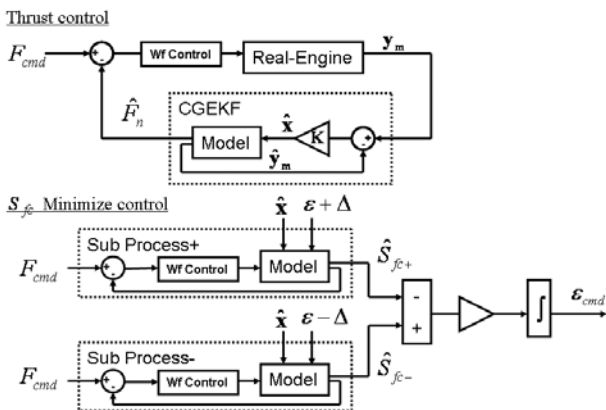


図5 推力制御と SFC 最少化制御

4.3 試験結果

SFC 最少化制御の試験結果の一部を図6に示す。推力一定制御下において3,120秒にお

いて SFC 最少化制御を開始、LPTVSV 角度が 2.5 度から徐々に閉じていき、3,415 秒で SFC 最少化制御をオフにした。この間、SFC は約 0.5 ポイント減少した。

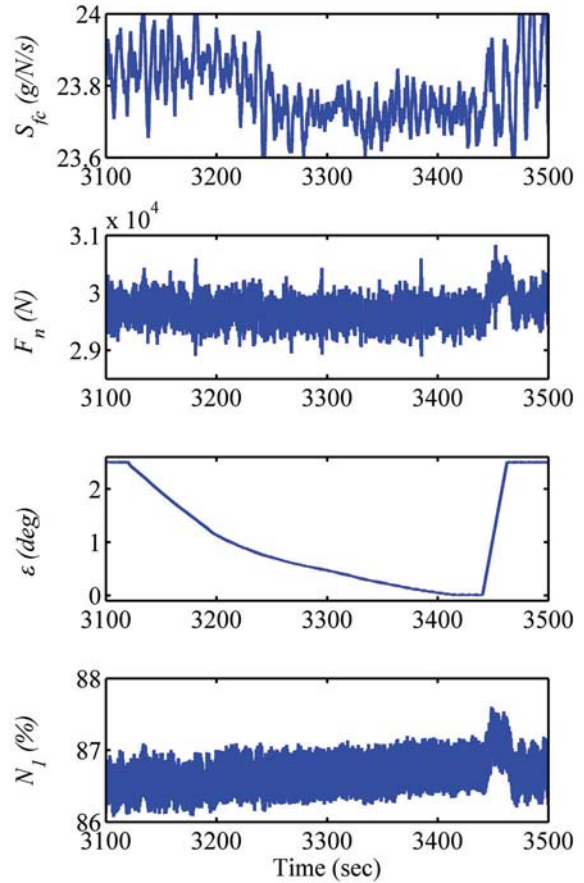


図6 SFC 最少化制御試験結果

参考文献

- [1] Sugiyama, N., "System Identification of Jet Engines", Transaction of ASME, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol.122, Jan 2000, pp19-26.
- [2] Tagashira, T. Mizuno, T. Koh, M. and Sugiyama, N., "On-line performance estimation tests of single spool turbojet engines", JAXA-RR-07-044, 2008.
- [3] Tagashira, T. Mizuno, T. Koh, M. and Sugiyama, N., "ATF test evaluation of model based control for a single spool turbojet engine", ASME GT2009-59854, 2009.
- [4] Tagashira, T. Mizuno, T. Satake, T. Sugiyama, N. and NAKATA Y., "Application of Model-Based Control for JAXA's Engine Test", IGTC 2011-ABS-0240, 2011.

ファンバイパスダクト内の損失改善を目指した CFD

航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム

山根 敬、野崎 理 (JAXA)

石山 毅 (ASIRI)、大庭芳則、楠田真也、室岡 武 (IHI)

1. はじめに

JAXA が実施している「クリーンエンジン技術の開発」では、得られる新技術を迅速に社会還元するため、NEDO の「環境適応型小型航空機エンジンの研究開発」(小型エコエンジン)プロジェクトに様々な技術分野で密接に協力している。本研究は、推進効率を向上して CO₂ 排出量を削減するために、ファンバイパス流れのダクト内損失の発生源と改善効果を CFD 解析により解明するものである^[1]。

2. ファン全周解析によるダクト損失推定

2.1 解析対象モデル

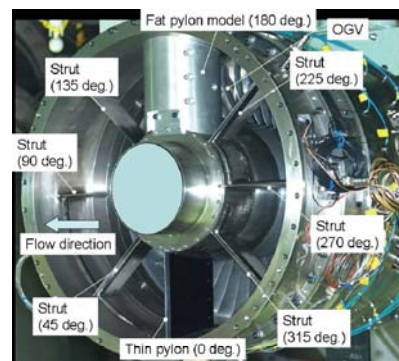
本研究で対象としたファンを図 1 に示す。これは小型エコエンジンプロジェクトで実施したリグ試験用ファンで、入口側から、ファン、OGV (静翼)、ストラット及びパイロンの順に配置されている。特にエンジンを機体に取り付ける構造物が中を通るパイロン (図中の Fat Pylon) は、エンジンが小型であるほどダクト内で大きな位置を占めるため、大きな損失発生源となる。リグ試験モデルでは、最もシンプルな形状の円柱型パイロンが採用された。

2.2 解析格子

単純に Fat Pylon のみによるダクト流れの損失を評価するには、静翼の下流のみを解析領域とし、周方向も 180° で十分である。しかし作動条件によっては静翼の旋回流の成分が影響するため 360° の領域が必要となり、さらに Fat Pylon の存在によりポテンシャル場が静翼よりも上流でも周方向不均一となることを考慮すると、ファン動翼も含めた全周非定常解析が必要となる。そこで、リグ試験モデル全体を再現する格子を図 2 のように作成した。583 個のマルチブロック構造格子で、点数は合計約 7800 万点となった。



(a) 入口側



(b) 出口側

図 1 ファン試験モデル

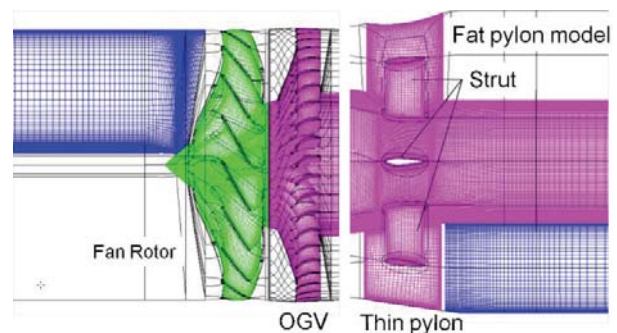


図 2 ファン全周解析格子

2.3 解析結果

図 3 に CFD による全圧分布結果を示す。前述のように、ファン動翼と静翼の間に高い圧力領域があるが、非定常解析を行わないとこの分布が周方向に平均化されてしまい、Fat

Pylon 上流の流れ条件が変わることになり、損失の発生を正確に再現できなくなる。

図 4 は、225° 位置のストラット上流におけるスパン方向全圧分布を、CFD とリグ試験結果で比較したもので、非常に良い一致を示している。他の周方向位置も同様で、円柱型パイロンについての CFD 解析がリグ試験を良く再現できていることが確認できた。これにより、CFD による全圧損失の推定が可能になる。

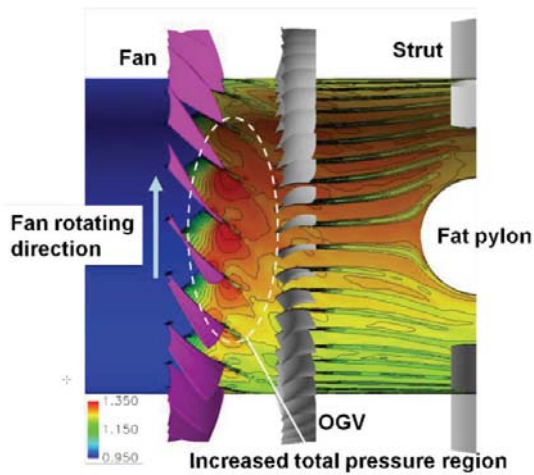


図 3 ファン動静翼干渉領域の全圧分布

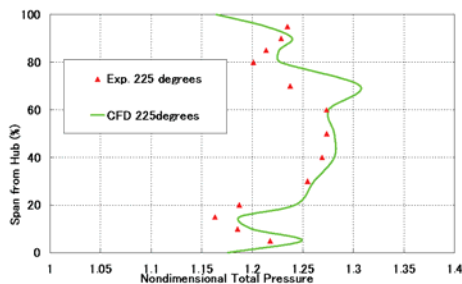


図 4 225° 位置の全圧分布比較

3. パイロン形状の改良と損失低減

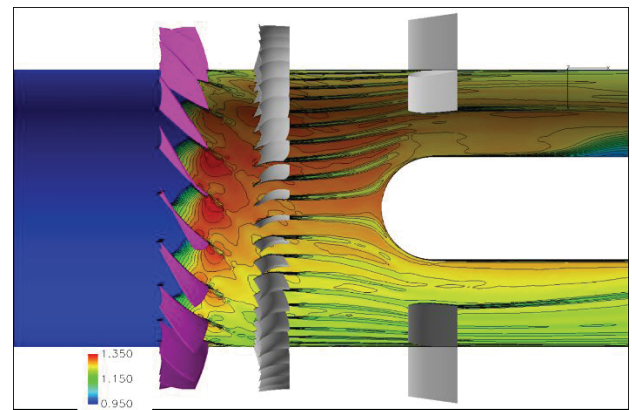
まず、リグ試験形状の円柱パイロンをより実機に近い形状で評価するために、パイロン前縁は円柱形状のままとして、下流側を舟形に延長した「鈍頭型パイロン」の非定常解析を行った (図 5 (a))。円柱パイロン (図 3) と同様に、パイロン上流でファン動翼と静翼の間に高い全圧領域が見られ、また、パイロン表面で流れが剥離して圧力損失源となることが判った。

この圧力損失の解消を目的に、パイロンとストラット部分のみを対象にした小規模 CFD で検討したいくつかの候補形状から、「改良型パイロン」とそれに合わせて隣接するストラットの取付角を調整した形状を決定し、非定

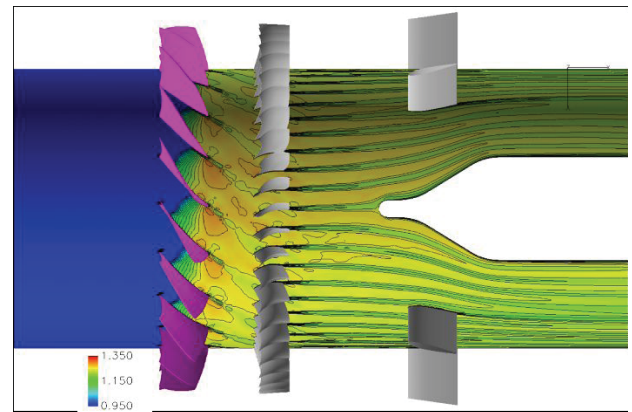
常解析を行った結果が図 5 (b) である。パイロンの最大幅は鈍頭型と改良型で変えていないが、前縁形状を変えたことによってファン動静翼干渉領域の周方向圧力分布は大幅に解消するとともに、パイロン表面での剥離が縮小したことでダクト内損失を大幅に削減できることが確認できた。

4. まとめ

ファン全周解析により、ダクト損失の発生と改良効果の評価が可能であることが確認できた。引き続き、より損失を低減できる形状の研究を進めている。



(a) 鈍頭型パイロン



(b) 改良型パイロン

図 5 パイロン改良による全圧分布の変化

参考文献

[1] Ooba, Y., Murooka, T., Yamane, T., Nozaki, O., Ishiyama, T., “Experimental and Numerical Research of Fan Bypass Duct Flows in Japanese Environmentally Compatible Engine for Small Aircraft Project”, Proc. of ASME Turbo Expo 2011, GT2011-45481

D-SEND#1 試験実施結果について

航空プログラムグループ D-SEND プロジェクトチーム
本田 雅久

1. はじめに

2011年5月7日及び16日の両日、スウェーデンのESRANGEにおいて、D-SEND#1 気球落下試験^[1]が行われた。2回の落下試験では、地上から高度1kmの間の複数点において、世界で初めて軸対称体の低ソニックブーム波形の取得に成功した^[2]。気球落下試験による低ソニックブーム技術の実証方法（空中ソニックブーム計測手法を含む）は、世界に類の無いユニークな方法で、本試験が成功したことは、低ソニックブーム化技術の研究開発において、大きな前進である。本稿では、実際の試験準備及び試験結果の概要を解説する。

2. 試験準備

2.1 遠隔制御・監視システム

供試体の落下可能領域（ゾーン B）の広さは70km×100kmで、その中の4箇所（計測点 D、L、G、E）にソニックブームを計測する空中ブーム計測システムが配置される。この4箇所を管制室から遠隔制御するために、ゾーン B 内に Wi-Fi 中継アンテナ（1Mbps）及び太陽電池パネル（図 1）を13箇所設置した（図 2）。ゾーン B が広大なことから、器材の運搬及び人員の移動には、ヘリが利用された。4月の実験場は、雪深く、設置作業は予想以上に苦戦を強いられ、設置作業は2週間強を要した。尚、中継アンテナのバックアップとして各計測サイトにインマルサットの衛星回線（32kbps）も準備した。



図 1 中継アンテナ及び太陽電池パネル



図 2 遠隔制御・監視システムネットワーク図

2.2 空中ブーム計測システム

空中ブーム計測システムは、地球大気の境界層の影響が計測可能な様に、高度1kmに係留可能な係留気球（全長約15m）（図3）とソニックブームを計測・記録するための複数のマイクロフォンシステム（図4）から構成される。係留索の高度1000m、750m、500mの3箇所にマイクロフォンシステム（マイクロフォン、記録・通信機器）が取り付けられている。また、地上にも3箇所設置（1m×1mのAL板上）されている（図5）。各サイトの気象状態（温度、湿度、気圧、風向、風速）を計測するために高度1km及び地上に気象観測センサを設置した。更に係留気球のドリフト量を計測する為に高度1kmではGPSによる位置計測も行われている。試験当日は、係留気球担当2名と計測システム担当1名が半日前に各サイトに向い準備を行った。



図3 係留気球 (Blimp)

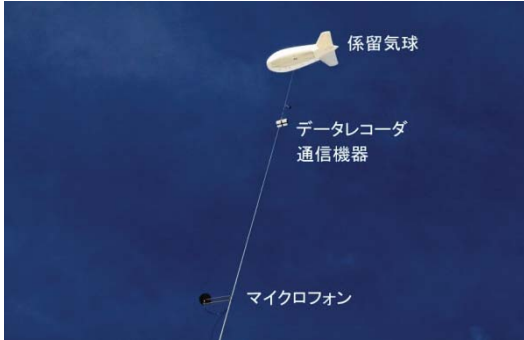


図4 マイクロフォンシステム

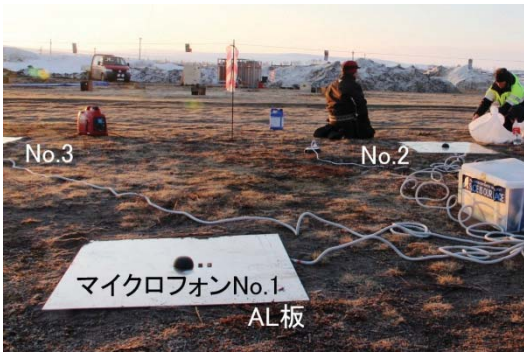


図5 地上マイクロフォン

2.3 気球システム

気球の運用は、全てスウェーデン宇宙公社 (SSC) が、担当した。気球システム (図6) は、気球 (335,000m³)、パラシュート (φ130ft)、バラスト (約300kg)、搭載機器、ゴンドラ等から構成される。パラシュートは、緊急降下時及びゴンドラ回収時に用いられる。供試体は、ゴンドラに固定され、火工品で分離される。尚、ペイロード重量 (供試体+ゴンドラ) は、ESRANGE で放球された中では、過去最大の重量 (第1回: 2930kg、第2回: 3070kg) であった。



図6 気球システム

2.4 供試体

供試体は、通常のN型波形を発生するNWM (全長5.6m、重量700kg) と低ソニックブーム波形を発生するLBM (全長8m、重量630kg) の2種類が設計され、それぞれ2式準備された。供試体 (NWM1式を除く) には、GPSによる位置・速度データを送信可能な搭載機器が搭載され、GPS時刻を介して地上の計測システムと時刻の同期を取ることができ、落下試験後、どの高度、速度でのソニックブームを計測したか照合可能としている。図7に2つの供試体の概要図を図8に実際に組み立てたLBMを、図9にそれぞれの先端形状を示す。LBMの先端形状は、低ソニックブーム化設計されているため、特異な形状をしている。

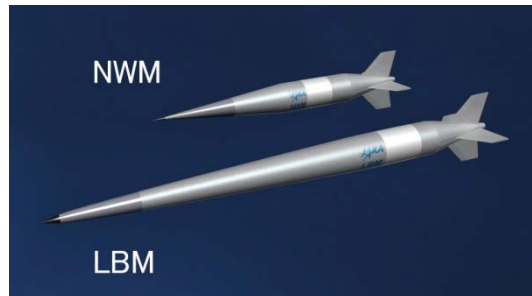


図7 NWM及びLBM概要図



図8 組み立てが完了したLBM

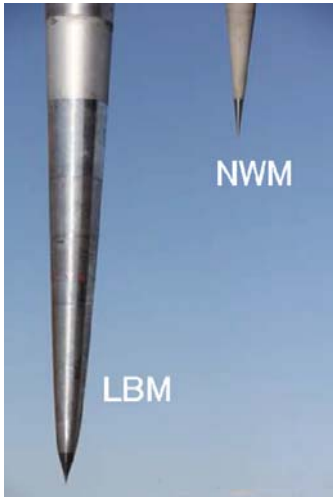


図9 LBMとNWMの先端形状

2.5 ヘラクレス

放球時に用いられる大型クレーン（図10）は、ヘラクレスと呼ばれる。放球時には、ゴンドラ+供試体を吊り下げ、気球の流れる方向に向かって走行し、気球とゴンドラの相対速度を最小化してゴンドラを分離する。供試体の最大長さ8mは、このヘラクレスのクレーン高さ12mから決定されている。



図10 ヘラクレス（第1回放球準備中）

3. 落下試験

3.1 第1回落下試験

現地時間5月7日5時44分、初めての放球が行われた。放球時は、ほぼ無風で、ヘラクレスから切り離された供試体は青空へゆっくりと上昇していった。ESRANGEでは過去最も重いペイロードであったため、放球が成功した時には皆一様にかかなり興奮気味であった。気球の軌道は、気象予報値（ECMWF、HIRLAM、ゾンデ）を用いて予め予測される。実際の軌道は、ほぼ予定通りで、上昇中に更に計測点に近づけるための操縦（ガス抜きとバラスト投下）が行われ、2個の供試体は、10秒の間（LBM→NWMの順）において、計測点Gから北北東4.1kmの位置で分離された。分離高度は、約21km、落下中の供試体の最大到達マッハ数は、1.44であった。図11に気球の予測軌道と実際の軌道を比較して示す。尚、リアルタイムの軌道は、SSCのWEB上で公開された。

落下中の供試体から発生するソニックブームがどのようにマイクに到達するかのイメージを図12に示す。2つの供試体のソニックブーム波形は、高度1000m、750m、500m、地上（3ch）の全ての位置で記録することができ、中継アンテナを経由し、管制室の中でリアルタイムにモニタすることもでき、ブーム計測システム全体を実証することができた。また、取得されたLBM波形は、当初の設計通り、NWMを半減した波形となった（図13）。

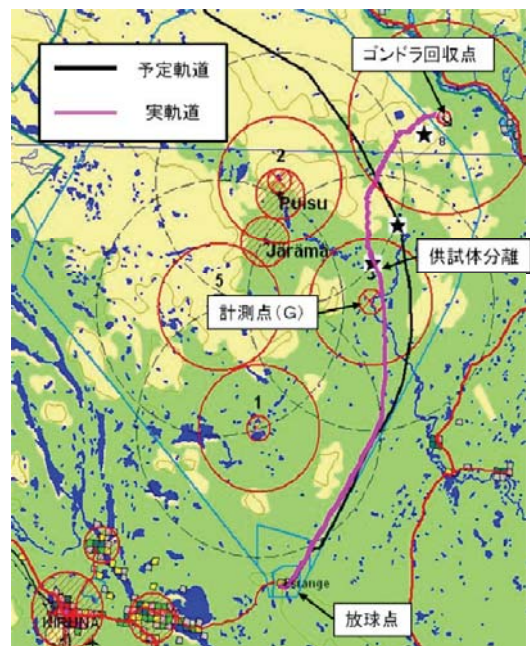


図11 第1回の気球の軌道

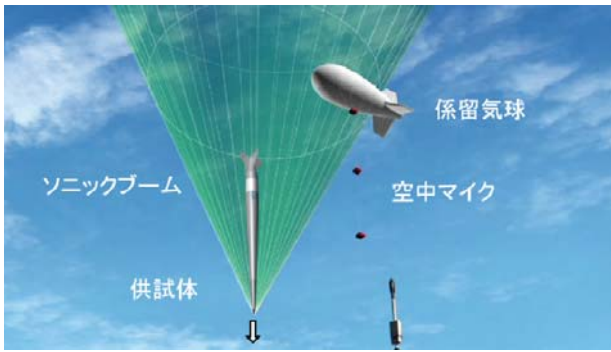


図 12 落下中の供試体と係留気球



図 14 第2回放球時の様子

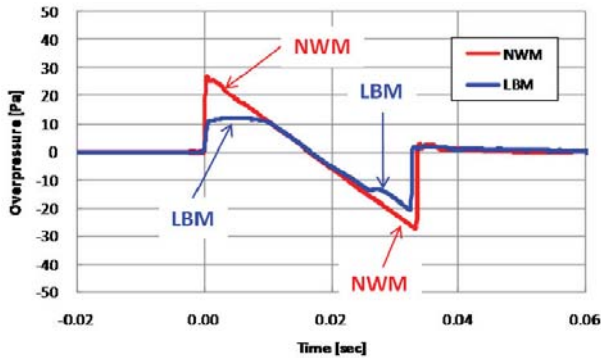


図 13 ソニックブーム計測結果 (第1回、500m)

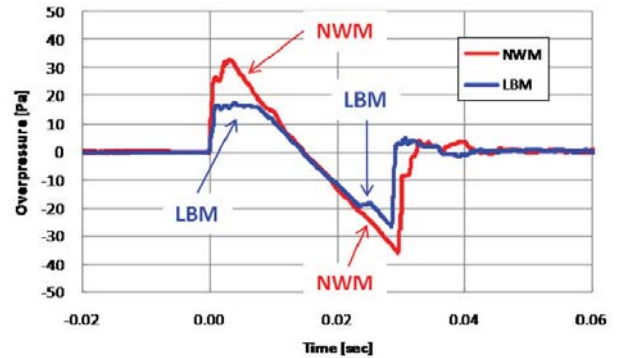


図 15 ソニックブーム計測結果 (第2回、500m)

3.2 第2回落下試験

1回目の試験から9日後の現地時間5月16日午前5時30分(契約期間最後の日)、再び、落下試験が可能な風が巡って来た(図14)。今回は、分離コマンドのトラブルにより、NWMが先に分離(高度27km)、1分後にLBM(高度27km)が分離された。幸いな事に両者の分離位置は、計測点Eからほぼ同じ約4.3kmであった。供試体は、それぞれ最大マッハ数1.73及び1.7に到達した。1回目の経験から、気球の軌道はほぼ予測した通りに飛行することが判っていたので、気球が通過する可能性の低いG点とI点のマイクロフォンシステムを、通過する可能性の最も高いE点とフォーカスブームの計測の可能性が出てきた管制室近傍に集約した。その結果、第1回目より多くの計測データ(20ch)を得ることができた(図15)。特にE点では、係留索の250mにもマイクロフォンを追加することができ、地上から250m置きで高度1kmまでのソニックブームデータを取得できた。また、落下時には、管制室内(落下点から20km)でも、NWM、LBMのソニックブームを聞くことが出来た。

4. まとめ

天候(特に風)にも恵まれ、2回の落下試験を無事成功させ、JAXAオリジナルの気球落下によるソニックブーム計測試験方法、空中ブーム計測手法を世界に実証することができた。また、低ソニックブーム設計技術検証のために有効なデータも多数取得することができ、これからの研究開発に大きな弾みをつけることが出来た。今後は、取得したデータの詳細な解析を行うと共に落下試験で得られた知見を踏まえ、ICAOのソニックブーム基準策定に貢献して行くと共に次に計画しているD-SEND#2落下試験の準備を万全なものとして行くつもりである。

参考文献

- [1] 本田、「低ソニックブーム設計概念実証(D-SEND)計画」、平成22年度JAXA宇宙航空技術研究発表会
- [2] http://www.jaxa.jp/press/2011/05/20110519_dsend_j.html

静粛超音速機技術の研究開発の概要

航空プログラムグループ 超音速機チーム

吉田 憲司、堀之内 茂、牧野 好和、高戸谷 健、渡辺 安、中 右介、富田 博史

1. はじめに

航空機の高速化は航空輸送の利点を最大限生かしたもので、人類の夢であると同時に飛行機の歴史そのものです。最初の到達点は英仏共同開発の超音速旅客機 (SST) コンコルドです。音速の2倍 (マッハ2) で大西洋横断可能なため時間短縮に期待が集まりましたが、燃費と騒音 (ソニックブーム、エンジン等) という経済性と環境性の課題が浮き彫りになり、2003年に運航の幕が下ろされました。

しかし、超音速輸送の利点は今でも変わらず、例えばマッハ2飛行は世界の多くの地域間移動を6時間圏内にし、経済効果に大きな影響を与えることが指摘されています^{[1][2]}。従いまして、コンコルドの課題克服に向けた挑戦は、航空先進国において戦略的に重要なテーマとなっています。技術的には、1980年代後半より米欧露日で、次世代SSTの実現に向けた取り組みが活発化し、規模の変動はあるものの現在まで続いております。

当組織では、1997年より次世代SST技術の研究開発計画として、まず経済性の課題に焦点を絞り、NEXSTプロジェクトをスタートさせました。ここでは先進的な抵抗低減技術の開発を行い、2005年に小型実験機による飛行実証にも成功しました。次に環境適合性に着目し、「静粛超音速機技術の研究開発 (S3)」計画を立ち上げ、4つの技術課題と目標を中心に研究開発を行っています。これらの概要は既に文献^{[1][2]}、具体的な成果の解説は^[3]にまとめました。尚、S3計画の最重要課題のソニックブーム低減技術と、その飛行実証プロジェクト (D-SEND#1) の結果は、本シンポジウムの別項で取り上げられています。そこで、本報告ではそれらを除く研究成果を紹介します。

2. 静粛超音速機技術の研究開発

2.1 研究開発目標と計画

S3計画では、2010年代の半ばまでに次世代SSTの実現に必要な重要技術課題を克服する技術を獲得することの一環として、本研究開発終了時に、小型SSTの実現を可能とする技術目標を達成することを掲げています。ここで、小型SSTとは各要素技術開発の適用対象として想定した技術参照機体です (図1)。技術課題としては、①低ソニックブーム化、②空港騒音低減、③低抵抗化、④軽量化を取り上げ、図1に記載の目標を掲げています。

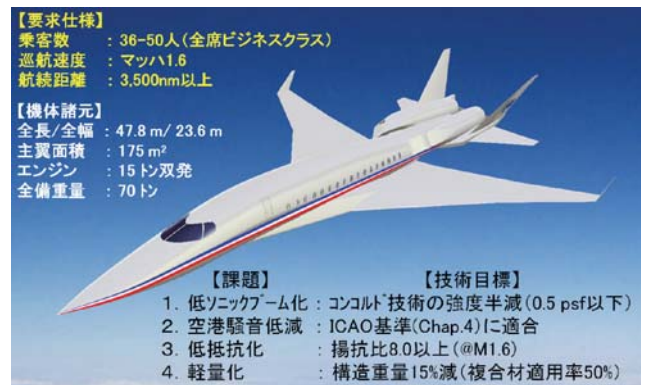


図1 JAXA 小型超音速旅客機案 (技術参照機体概念)

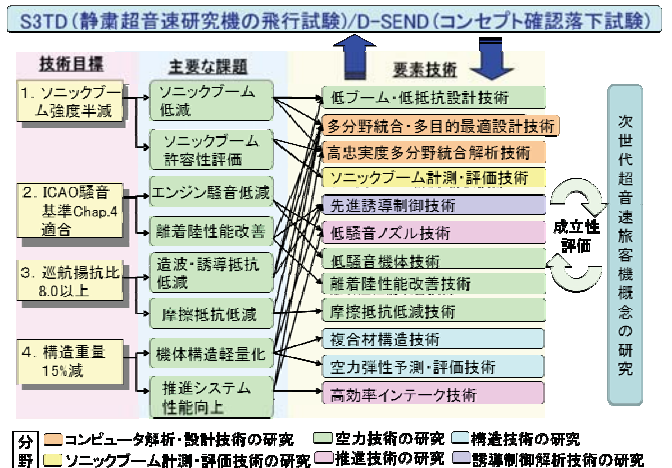


図2 「静粛超音速機技術の研究開発」の研究課題

次に、具体的な研究課題を図2に示します。当初、幾つかの技術については成熟度を上げるため、エンジン付き研究機 (S3TD) による飛行実証計画を策定し、基本設計まで行いま

した^[4]。しかし、2009年に文部科学省航空科学技術委員会で予算規模の点から計画が見直され、独自技術であるソニックブーム低減技術（特許取得、別項）に絞って早期に飛行実証し、その技術優位性を確保すべきとの結論が得られ、気球からの簡易落下試験計画が承認されました。これがD-SENDです（別項）。

2.2 要素技術研究の概要

当チームでは図2の研究課題に従って各分野で研究計画を立案し、系統かつ継続的に研究を実施しています。以下に、それらの概要と最近の主要な成果を紹介します。

(1) 次世代超音速旅客機概念の研究

小型SSTのシステム概念検討では、要求仕様（マッハ数、航続距離、乗客数）に対する機体諸元の見直し、性能推定、エンジンサイクル特性の反映、運用制限（視界、滑走路長、客室容積、等）の考慮、低ブーム設計の適用などを行っています。S3計画では2014年度末までに技術目標を達成する小型SSTを設計する予定です。現在は1次形状（図1）に各分野の成果を適用しつつ洗練化し、2次形状設計に向かう途上にあります。

また、小型SSTの先として大型SSTの概念検討も行っています。静粛性の観点からは更なる重量軽減が要求され、現在は水素燃料（燃料重量を軽減）を想定し、翼と胴体を一体化した機体概念コンセプト（Blended Wing-Body: BWB）の適用を検討しています。図3は超音速BWB機の必要性を示す検討結果です。

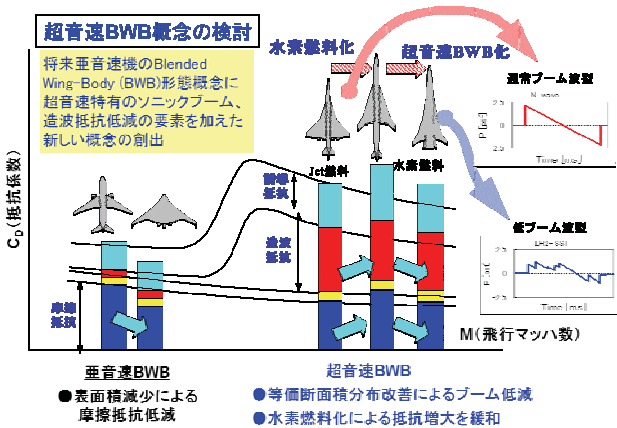


図3 次世代超音速旅客機概念の研究（主要成果）

(2) コンピュータ設計・解析技術の研究

NEXSTプロジェクトで開発した数値流体力

学（CFD）を用いた設計技術をさらに発展させる方向として、空力、構造、騒音などの多分野統合解析、また超音速での抵抗低減のみならず離着陸性能向上、ソニックブーム低減などの多目的最適化を可能とするツール開発があります。当チームでは多目的最適設計技術

（MDO：低ブーム/低抵抗両立、低ブーム/飛行安定性両立、等）、空力/構造連成解析技術（静的空力弾性解析、フラッター解析、等）、材料/構造最適化技術などを開発しています。

図4は構造の変形を考慮した空力特性推算ツール（静的空力弾性解析ツール）の開発と風洞試験による検証例、及びMDOツールの高忠実度化の成果を示したものです。前者はS3TD及びD-SEND#2設計に適用され、後者は小型SSTの2次形状設計へ適用する予定です。

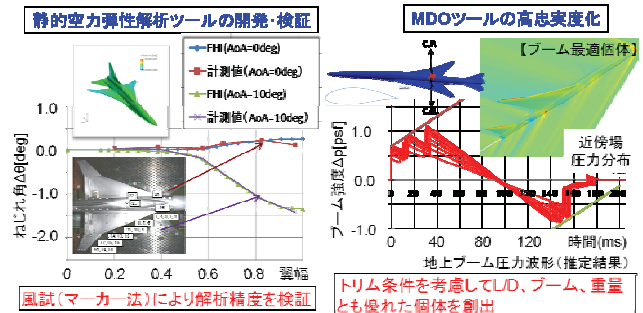


図4 コンピュータ設計・解析技術の研究（主要成果）

(3) 空力技術の研究

低ブーム設計技術に関してはCFDを用いた多分野統合・多目的最適設計技術の開発を通して、従来の課題を克服すると同時に、空力、構造、飛行性、離着陸性能、等のシステム設計上の各種制約をも満足する最適形状を設計することが可能となりました。この手法により、機体の釣り合い（トリム）と安定性を確保しながら先端/後端ブームを同時に低減し、かつ低抵抗も実現可能な設計コンセプト（特許）が創出・適用され、S3TD形状及びD-SEND#2形状が具体的に設計されました（図5）。

また、低ブーム設計にはブーム伝播特性の解析精度の向上が不可欠です。それには機体近傍の流れ場を高精度で解き、衝撃波が空間を伝播する過程の非線形干渉を忠実に模擬する必要があります。そこで、近傍場解析には複雑形状に適した非構造格子を、空間伝播には効率的な構造格子をハイブリッド的に用いる手法を開発し、コンコルド模擬形状に関して計測データとの良好な一致を確認しました。

また非線形伝播に関しては、ブームの立ち上がり時間を推定可能な Burgers 方程式の適用による改善も行っていきます (図 6)。

次に、低抵抗化については、NEXST プロジェクト成果である摩擦抵抗低減技術の改良を続けています。一つは機首部の自然層流化で、風洞試験で効果を確認しつつ、最適化に向け研究中です。今一つは実機レイノルズ数を想定した自然層流翼設計法の改良です。既に最適目標圧力分布の創出は完了し、それを使った CFD 逆問題設計法を改善中です。

空港騒音低減化に関しては、離着陸時の空力性能の改善が有効となります。そこで、高揚力装置 (前・後縁フラップ) の最適化に関する研究も行っていきます。一例として CFD を用いた最適フラップ設計 (形状と舵角) を行い、風洞試験でその効果を確認しました (図 6)。現在は、その CFD 解析ツールの高レイノルズ数状態における精度を検証中です。

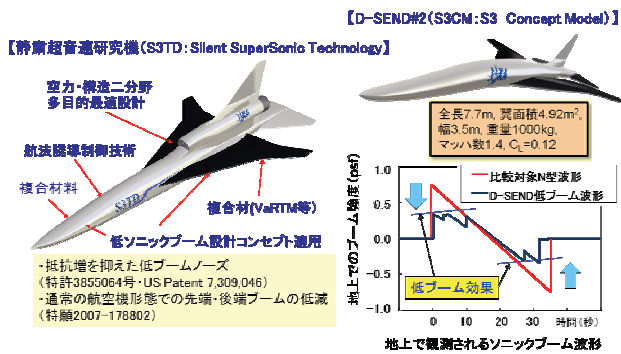


図 5 実験機の基本設計結果

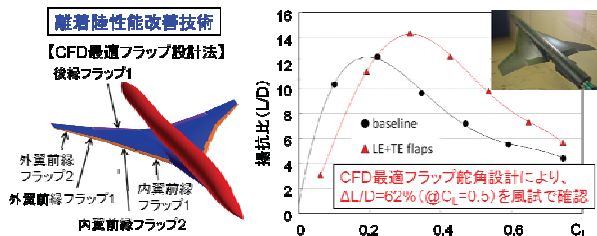
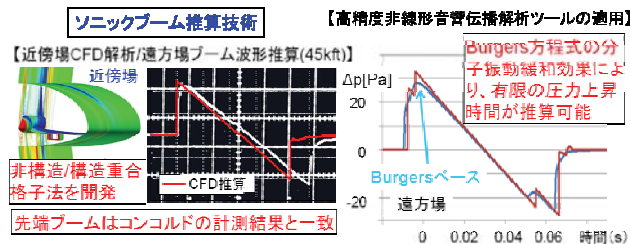


図 6 空力技術の研究 (主要成果)

(4) 構造技術の研究

まず既存技術に対して構造重量 15%減を

達成させる研究シナリオを図 7 に示します。ポイントは複合材の適用ですが、それにはまず材料特性 (静的、耐久性データ) の取得、次に複合材適用を前提とした最適構造設計法 (板厚最適化、損傷許容設計、等) の開発と検証、最後に工作精度の高度化及び低コスト製造技術の開発が必要となります。特に最後の部分では実際に構造体を製造し、強度試験を経て構造設計上の安全余裕を確認しなければ軽量化の効果を評価できません。そこで、S3TD の主翼を例に「板金技術を利用して型のコストを削減した VaRTM 成形法」を適用し、製造を進めています。既に上下外板の成形が完了し (図 7)、複雑な主翼表面形状の製造誤差を金属並みまで達成可能な見通しを得ています。かなり厚みのある補強材の試作にも成功し、今後のリブ、継手、等の製造を経て主翼の製造を完了し、技術確立を図る予定です。

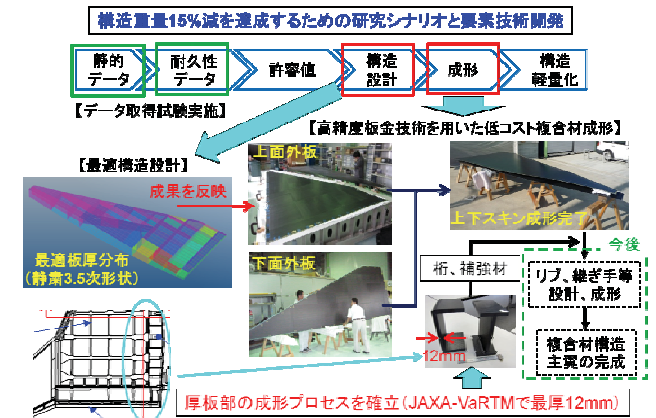


図 7 構造技術の研究 (主要成果)

(5) 推進技術の研究

空港騒音低減については、エンジン技術の向上に伴い、超音速用エンジンでも騒音基準を満足できるバイパス比を持つエンジンの実現を想定した性能検討を行い、さらに騒音基準からのマージンを獲得するために新しい概念の低騒音ノズルの研究を進めています。

次に経済性の観点から、燃費改善にはエンジン本体の効率だけでなく、空気取り入れ口 (インテーク) や排気ノズルを組み合わせた推進システムとしての効率を考えた設計技術の開発が必要となります。特に SST 用の超音速インテーク設計に関する技術情報、試験データ等は我が国には希少であり、そのデータベース化が求められていました。そこで、当チームでは S3TD 基本設計時に系統的な機体/

インテーク統合試験を行い、最適インテーク設計手法の開発と同時に、風洞試験で取得した膨大なデータを資料化しました(図8)。

また、インテーク取付部前方の機体表面に発達する境界層の影響を避けるため、ダイバータ(図8)を設けて境界層を両側に逃がしますが、その付加抵抗を最小化する設計も必要となります。この点に関して明確な設計指針がまとめられていないのが現状でしたので、本研究で開発したCFD解析技術を用いて形状パラメタの感度を解析し、風洞試験の確認を持って新たに設計指針をまとめました(図8)。

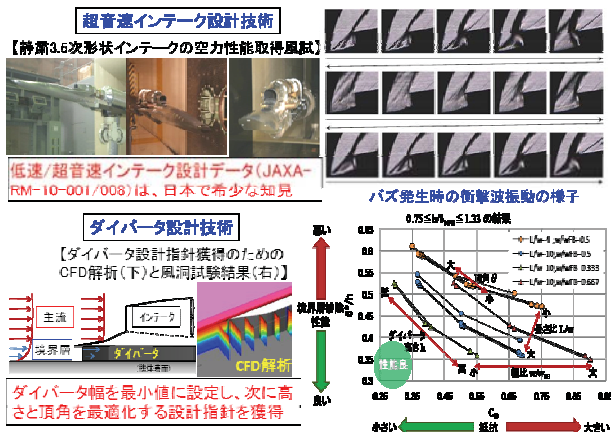


図8 推進技術の研究(主要成果)

(6) ソニックブーム計測・評価技術の研究

計測技術に関しては、D-SENDで使用する係留気球を用いた空中ブーム計測法の要素研究を行い、スウェーデン宇宙公社との契約で戦闘機から発生する実ブームの計測を通して検証し、計測システムとして完成させました。

評価技術については、人間の心理的反応と相関の高い指標を把握するための被験者による評価試験を実施しています。評価試験のために開発したシミュレータはブーム波形を忠実に模擬可能な音響システムから成り、屋外で聞こえるソニックブームに加え、シミュレータ内に窓を設置することで室内で聞こえるソニックブームも模擬することが可能です。評価試験の結果、ソニックブームの「大きさ」と強い相関のある評価指標はPLdB, ASELであることを確認しました(図9)。今後は、評価する心理量や指標を拡張して評価試験を実施予定です。尚、本研究の一部はNASAとの共同研究で進めており、2016年に国際機関(ICA0)が目指すブーム基準策定の活動にも直接的な貢献が可能となることを信じています。

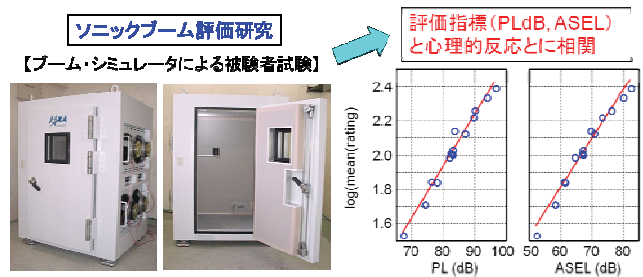


図9 ソニックブーム計測・評価技術の研究(主要成果)

(7) 誘導制御技術の研究

S3TD及びD-SEND#2の誘導制御則設計においては、これまで培ってきた飛行シミュレーション技術、先進制御技術(階層構造化ダイナミックインバージョン、等)の研究成果を反映させています。この知見は今後の小型SSTの設計時にも適用可能と考えています。一例として、D-SEND#2では、計測マイク上空のダイブ飛行に入るまでの飛行経路を工夫することで、自然風相手の気球落下試験においても計測成功確率を高める飛行実験方式を世界で初めて創出することができました(図10)。

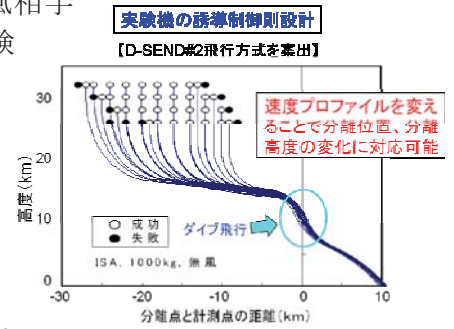


図10 誘導制御技術の研究(主要成果)

3. おわりに

今年5月のD-SEND#1試験の成功は、D-SEND#2に向けて大きな一歩となりました。今後は並行して進める要素研究を着実に遂行し、4つの技術目標を達成することで、我が国の技術競争力強化に貢献したいと考えます。

参考文献

- [1]村上哲、静かな超音速旅客機の実現を目指して-静粛超音速機技術の研究開発、JAXA マンスリートーク、2009年3月2日
- [2]吉田憲司、静かな超音速旅客機の実現を目指して~静粛超音速機技術の研究開発~、平成21年航空プログラムシンポジウム前刷集、pp.29-32 or 平成21年JAXA宇宙航空技術研究発表会前刷集、pp.40-43
- [3]JAXA 航空プログラムグループ、航空機研究開発の現在から未来へ、2011年、丸善プラネット、pp.186-212
- [4]超音速機チーム、静粛超音速研究機(S3TD)及び関連地上設備の基本設計結果、JAXA-RM-10-007、2010年

航空機搭載用乱気流検知システムの研究開発

航空プログラムグループ 運航・安全技術チーム
井之口 浜木

1. はじめに

航空機が飛行中に強い乱気流に突入すると、機体が激しく揺れ、搭乗者や物品が宙を舞い事故に至ることがある。乱気流を引き起こす原因が積乱雲などの水分を多く含むものである場合、航空機搭載の気象レーダで検知できるので回避することも可能であるが、晴天時に発生する乱気流については、現状では予測も検知も困難である。一方、晴天時でも乱気流を検知できる装置としては、ドップラーライダー（LIDAR: Light Detection And Ranging）が開発されており、地上設備が一部の空港に設置されている。ただし、空港に設置されたドップラーライダーでは、広い領域を観測することができないため、航空機の運航上の乱気流をすべて検知するためには、ドップラーライダーを航空機に搭載する必要がある。

このため、宇宙航空研究開発機構（JAXA: Japan Aerospace eXploration Agency）では、航空機搭載が可能となるような、小型化に適した光アンブ方式のドップラーライダーを開発し、実用性を向上させるための高性能化を進めている^[1]。開発の一環として、2011年2月にドップラーライダーをジェット機に搭載して飛行実験を行なったため、本報告ではドップラーライダーの利用法、ドップラーライダーの高性能化、飛行実験結果について述べる。

2. ドップラーライダーの利用法

2.1 気象レーダとの比較

ドップラーライダーは、図1に示すように機体から前方にレーザー光を放射し、気流とともに移動する大気中のエアロゾルで散乱した光の波長変化から遠方の風速を計測する装置である。したがって、観測有効距離はレーザー光が届く範囲に限られ、厚い雲を透過することはできない。気象レーダの場合は、電波を放射して雨雲等による電波の散乱強度を測定

することによって乱気流が発生しうる領域を観測するものである。特徴としては、気象レーダが数100kmの有効距離であるのに対して、ドップラーライダーは条件がよい場合でも10数kmである。このため、ドップラーライダーの観測情報に基づき飛行コースを変更することは、容易ではない。

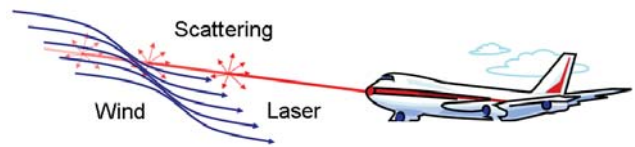


図1 搭載型ライダーの基本概念

2.2 乱気流を検知した場合の対処

以下に飛行フェーズに応じたドップラーライダーの、考えられる活用法を列挙する。

- (1) 離陸前: 気流が安全な状態となるまで離陸を遅らせる。
- (2) 着陸進入時: 着陸復航により、ハードランディングを防止する。
- (3) 高度変更中: 一旦高度変更を遅らせることによって、シートベルト着用などの時間を稼ぐ。
- (4) 巡航中: シートベルトサインを点灯させる。機内アナウンスで注意喚起する。

2.3 将来の可能性

現状では回避飛行は困難であるが、回避できる場合もあり得る。このため、最適な回避経路を自動的に生成し^[2]、パイロットに指示するようにすることが考えられる。あるいは、自動操縦で回避することも考えられる。

回避が不可能な場合には、ドップラーライダーで計測した前方の気流情報に基づき、舵面を自動制御で操作して、機体の動揺を低減させる^[3]ことにより事故を防止する方策も考えられる。

3. ドップラーライダーの高性能化

JAXA ではまず 2001 年度に航空機搭載用ドップラーライダーの機能モデルを開発し、遠隔気流観測の基本的な機能を飛行実験で確認した。この装置はレーザ光のパルスエネルギーが、わずか $4.5 \mu\text{J}$ であった。その後、2008 年度には導波路型光アンプ^[4]を利用して、エアロゾルの少ない高高度でも使用できるライダー高高度モデルを開発した。導波路型光アンプは最終的に $1000 \mu\text{J}$ 以上のパルスエネルギーを目指して開発を進めているが、本報告で紹介する 2011 年の飛行実験時の出力は、約 $250 \mu\text{J}$ であった。

4. 飛行実験結果

試作したライダー高高度モデルをジェット機 (ガルフストリーム II 型) に搭載して、2011 年 2 月に飛行実験を行った。図 2 に示すように、装置の大半は機内に搭載し、レーザ光の放射部は胴体下部のポッド内に搭載した。



図 2 ジェット機への搭載

図 3 は、高度 8700m を飛行中に前方の気流を観測したデータ例である。図 3 上部の縦軸は機体から前方の観測領域までの距離で、1 秒間で縦 1 列のデータが取得できる。色は F_h -ファクタ^[5] という乱気流指標を表している。青が気流の乱れがない部分で、赤に近づくほど気流の乱れが大きくなるが、遠方ほど受信光の強度が弱まるため、受信光の強度が一定以下の部分は黒で欠測を表現している。したがって、遠方の赤い部分はほとんどがノイズである。緑色は、わずかに気流の乱れがある部分で、自機の前進にしたがってその領域が機体に近づく様子が見られるが、図 3 下部に

示す垂直加速度の変化が小さいことから、非常に弱い乱気流にしか遭遇しなかったことが分かる。この観測例の場合、最大観測有効距離は 6~10km であった。

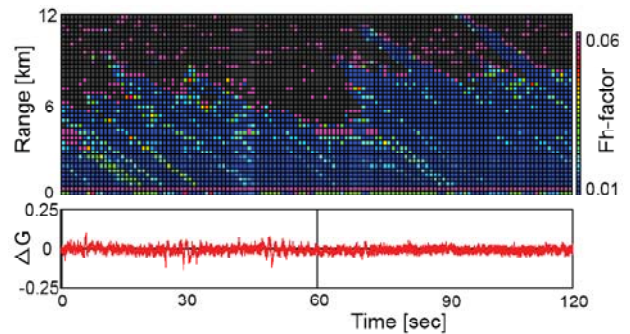


図 3 高高度観測例

5. おわりに

乱気流を検知して危険を警告する装置の有効観測距離は、大きいほど実用性が高まるが、光波を用いるドップラーライダーに関しては、航空機に実用的に搭載可能という条件を考慮すると、現状の技術では 10 数 km が限界であることがほぼ分かってきた。したがって、ドップラーライダーに気象レーダと同じ利用法を求めるのは無理がある。ドップラーライダーを乱気流事故防止に活用するためには、ドップラーライダーに適した独特の利用法を検討し、その効果を検証する必要がある。

参考文献

- [1] H. Inokuchi, H. Tanaka, T. Ando, Development of an Onboard Doppler LIDAR for Flight Safety, Journal of Aircraft, Vol. 46, No. 4, pp. 1411-1415, July-August (2009)
- [2] 横山信宏、井之口浜木：実時間最適化による乱気流回避経路生成、日本航空宇宙学会論文集、第 59 巻 685 号、pp. 42-53 (2011)
- [3] 佐藤昌之、横山信宏、佐藤淳：乱気流の事前情報を用いたロバストモデル予測制御による Gust Alleviation 制御、日本航空宇宙学会論文集、第 57 巻、668 号、pp. 345-353 (2009)
- [4] 崎村武司他：平面導波路型増幅器を用いたコヒーレントドップラーライダーの開発、第 72 回秋季応用物理学学会学術講演会 (2011)
- [5] 遠藤栄一、張替正敏、浅香公雄：航空機の向かい風成分の変動を利用した乱気流検知方法、第 44 回飛行機シンポジウム講演集、1D8 (2006)

精密曲線進入のシミュレーション実験

航空プログラムグループ 運航・安全技術チーム
船引 浩平、津田 宏果

1. はじめに

一般的に行われている ILS (Instrument Landing System) を用いた精密進入では、少なくとも 3nm から 5nm の直線部が必要である。そのため、空港周辺の急峻な地形や人口密集地などの影響で直線部が確保できず、計器進入方式が設定できない空港がある。最終直線部の短い曲線進入が可能になればこれらの空港でも計器進入が可能になり、市街地への飛行の制限、経路短縮による燃料節減、CO₂ 排出ガス削減、定時性の向上等が期待できる。

曲線進入を実現する方法として、現在いくつかの方法が提案され、一部が実際に運用されている。その例を表 1 に整理する。

表 1 曲線進入のための方法

曲線進入の方法	ガイダンス	
	曲線部	直線部
RNP-AR	FMS	FMS
RNP-AR+ILS	FMS	ILS
RNP-AR+GLS	FMS	GLS
GLS-TAP	GLS	GLS

RNP-AR は実際に運用されている方式であり、FMS にカップルした自動操縦によって曲線経路を飛行し、最終直線部に会合後は DA または MDA までそのまま飛行を継続し、その後手動操縦に切り替え着陸する非精密進入である。RNP-AR+ILS では最終直線部で ILS 経路に会合して精密進入を行う方式であり、RNP-AR+GLS は最終直線部に ILS に替えて GLS (GBAS Landing System)^[1] を用いる。GLS-TAP (Terminal Approach Path) は曲線部についても GLS の設定する曲線経路を辿るものである。AR を除く他の方式は実際の運用には至っていない。

ここで RNP-AR 以外の三つの方式を精密曲線進入と呼ぶことにする。精密曲線進入では、

TAP による方法を除いて FMS による曲線経路から ILS ないし GLS による直線経路に 1000ft 以下の低高度で会合することも想定されるため、従来の直線進入とは様々な違いが生じる。そこで本研究では、直線部への会合における外気温の影響の観点から飛行シミュレータを用いた調査を行い、問題点の抽出と解決策の提案を行った^[2]。本稿ではその概要について報告する。

2. 課題と目的

FMS による経路は気圧高度で設定される。他方、GLS あるいは ILS の経路は絶対高度で設定される。標準大気温度において気圧高度は絶対高度と同じになるが、極端な高温あるいは低温ではこれらの差は無視できない大きさになる。そこで、極端な低温や高温時に安定に自動操縦装置のモード遷移ができ、かつ継続的な降下が可能な経路の設定方法について検討する必要がある。

3. 方法

飛行シミュレータとして、B737-800 の飛行訓練装置を用いた。羽田空港のデータベースをもとに、曲線進入用を含む航法データベースを実験用に構築して設定した。前述の通り、ILS によって GLS を模擬した。ただし、地上から送信するデータによって経路角を変更できる GLS の特徴を考慮して、通常の 3.0deg の経路角にくわえて、飛行シミュレータの設定を変更し 2.5deg の経路角を用意した。自動操縦装置のモードは進入開始時には予め Engage しておき、また横のガイダンスモードは NAV モードとした。ILS 会合前にアプローチモードを ARM して模擬 GLS を補足後に自動着陸モードに遷移するように設定した。ただし、FMS の曲線部の途中での降下角の変化を模擬するために、途中で縦のモードを手動で

V-NAV から V/S (昇降率) モードに変更したケースがある。

検証する温度の範囲は-25℃から 40℃とした。

評価の基準は着陸前に自動着陸モードに遷移できるかどうかとした。

実験のケースを表 2 に示す。

表 2 実験ケース

ケース	直線部 角度 deg	直線 部長 NM	曲線部経 路角 deg
a. 基本	3.0	2.0	3.0
b. 進入角 2.5 deg	2.5	2.0	3.0
c. 緩衝パス	3.0	2.5	3.0
d. 降下角 1.5 deg	3.0	2.0	3.0→1.5
e. 上方から捕捉	3.0	2.0	0→4.3

b. 進入角 2.5 deg のケースでは、最終直線部の経路角を 2.5 deg とした。c. 緩衝パスのケースでは、ローカライザ会合後に降下角 1.5 deg、長さ 0.5NM のパスを挿入した。d. 降下角 1.5 deg のケースでは、曲線部の途中で降下角を 3° から 1.5 deg に減じた。e. 上方から補足するケースでは、旋回の途中で水平飛行に移り、その後 4.3 deg に変化させた。

4. 結果

実験結果を表 3 に示す。表中、○は自動着陸モードへの遷移ができた場合、×はできなかった場合、---は実施しなかった場合を示す。

表 3 外気温に対する自動着陸の可否

ケース	結果 (外気温) °C			
	-25	-15	15	40
a. 基本	×	×	○	○
b. 進入角 2.5 deg	×	○	○	○
c. 緩衝パス	×	×	○	○
d. 曲線部	---	○	---	---
e. 上方から捕捉	---	○	---	---

高温側では、いずれのケースでも直線部への会合が可能であり、自動着陸モードに遷移した。ただし、これらのケースではローカライザよりも先にグライドスロープを捕捉しており、ILS で定める正常な運用の観点からは

問題がある。なお、GLS については疑似パスを捕捉する可能性がないと考えられることからこの問題はない。

低温側については基準ケースと緩衝パスのケースでは会合ができなかった。

緩衝パスのケースでは基準ケースに比べて高度差の少ないところで会合することが期待されたが、自動着陸モードへの遷移の条件は満たされなかった。緩衝パスの長さあるいは経路角の差が不十分であったと考えられる。遷移の条件については詳細が不明であり、今後の検討が必要である。

最終進入角を 2.5deg としたケース b では、-15℃では会合することができたが、-25℃ではできなかった。2.5deg より経路角を小さくすることは現在の ILS の基準を満たさず現実的でないと考えられる。

降下角 1.5deg のケース d と上方からの捕捉のケース c では、-15℃の外気温でも会合が可能であった。ただし、いずれの場合もローカライザより先にグライドスロープを捕捉しており、現在の ILS の方式には適合しないが、GLS では疑似パスの発生が無いため、経路設定方法の候補として検討する余地がある。

5. おわりに

GLS を用いて精密曲線進入を実施する上で課題となると考えられる外気温の影響について飛行シミュレータを用いた実験を実施した。その結果、これらの課題の把握と一部の対応策の有効性を検証することができた。しかしながら、これらの課題は、航法システムの特性と自動操縦装置のアルゴリズムに深く関連し、機種間の違いにも依存している。このような点を踏まえ、今後より詳細で具体的な検証が必要であると考えられる。

参考文献

- [1] 森岡、GBAS Landing System について、日本航空宇宙学会誌、vol.56, No.651, pp.97, 2008.
- [2] 船引、津田、森岡、樋上；精密曲線進入の成立性に関するシミュレーション評価、第 48 回飛行機シンポジウム講演集、2010.

災害監視無人機システムの研究開発（監視画像利用システム）

航空プログラムグループ 無人機・未来型航空機チーム

原田 賢哉、都甲 章己、村山 勉

1. システム・コンセプトと研究開発の目的

大規模災害時の災害応急対策には迅速な被災状況の把握が極めて重要となる。航空機や人工衛星による広域的・概括的な状況把握の有効性は多くの実績が示すとおりであるが、より局所的または継続的な監視には無人機の利用が期待されている^[1]。

JAXA 無人機・未来型航空機チームでは、災害対応に一義的な責任を負う基礎自治体(市町村)が自ら運用して必要な情報を収集するためのシステムを検討し、図1に示すコンセプトを提案した^[2]。その特徴は、小型の無人機を用いることによって安全性に対する要求と導入/運用コストの制約に応える点にある。しかし小型の機体ゆえに監視能力(飛行性能やミッション能力)は限定される。特に初動監視に用いる小型無人飛行機では、搭載重量等の制約から高解像度の監視画像の実時間伝送は難しく、現状では機体の帰投後に画像(静止画)データを回収するという方法を取らざるを得ない。本研究開発では、このような小型無人機の監視能力を示すと同時に、災害対応

業務におけるその適用性・有用性について検証・評価することを目指している。そのために、監視画像利用(サブ)システムを含む災害監視無人機システムを構築し、具体的な災害監視ミッション/運用シナリオを想定して運用試験を行う予定である。次節には監視画像利用システムについて紹介する。

2. 監視画像利用システム

監視画像利用システムの基本的な運用フローを図2に示す。本研究発表では、初動監視に関する各機能を備えた試作システムを展示する。関係部署・機関との情報共有のために、システムにはクライアント・サーバー方式を採用し、オルソ補正を除く全ての操作をネットワーク端末のウェブ・ブラウザから行うことができる。地図表示のためのGISソフトウェアにはESRI社のArcGIS(EDN)、画像のオルソ幾何補正にはERDAS IMAGINE Advantageを使用した。図3、4には無人飛行機(初動監視システム)の飛行試験データを用いた表示例を示す。

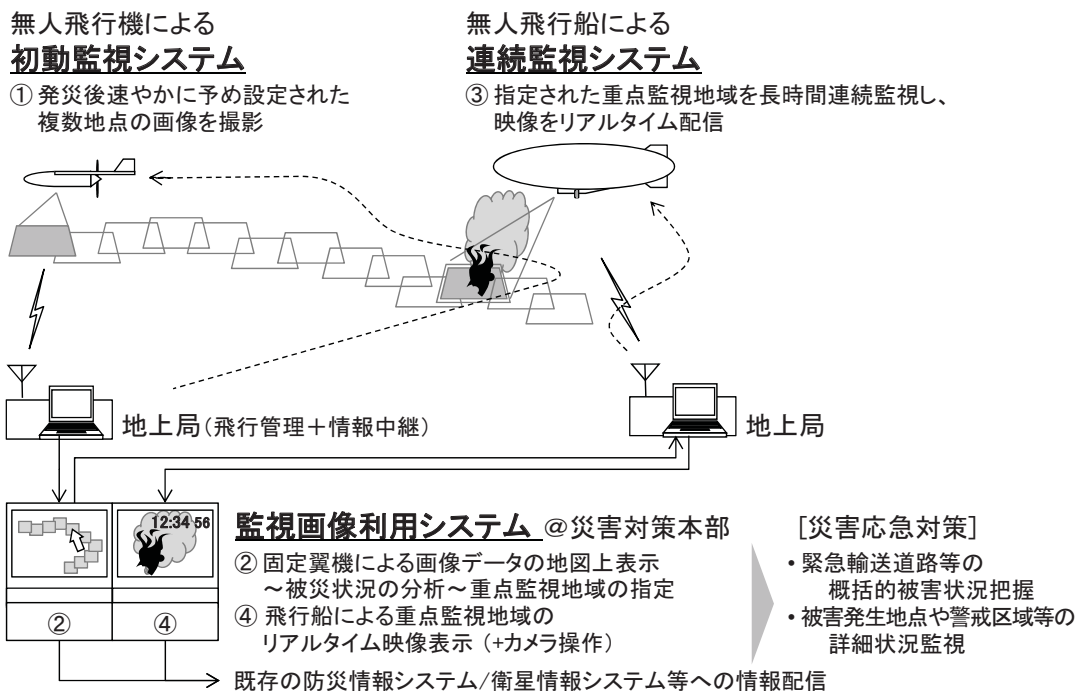


図1 災害監視無人機システムのコンセプト

なお、連続監視において取得した動画情報も本システムに登録することができる。また、以下の機能については個別に開発を行っており、運用試験に向けて順次システムに実装してゆく予定である。

- 動画データへの撮影位置データの埋込み
- 動画データと同期させた撮影地点の地図上表示
- 地図上位置指定によるカメラ操作インターフェース

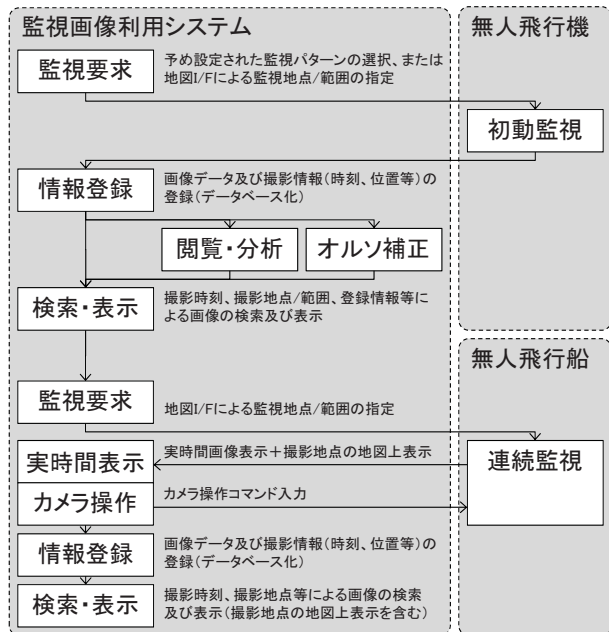


図 2 基本的な運用フロー

参考文献

- [1]国土交通省、大規模自然災害時の初動対応における装備・システムのあり方(提言)、2009年5月21日
- [2]佐々ほか、災害監視無人機システムの研究開発、第2回航空プログラムシンポジウム、2011年9月8日



図 3 監視画像の閲覧・分析画面

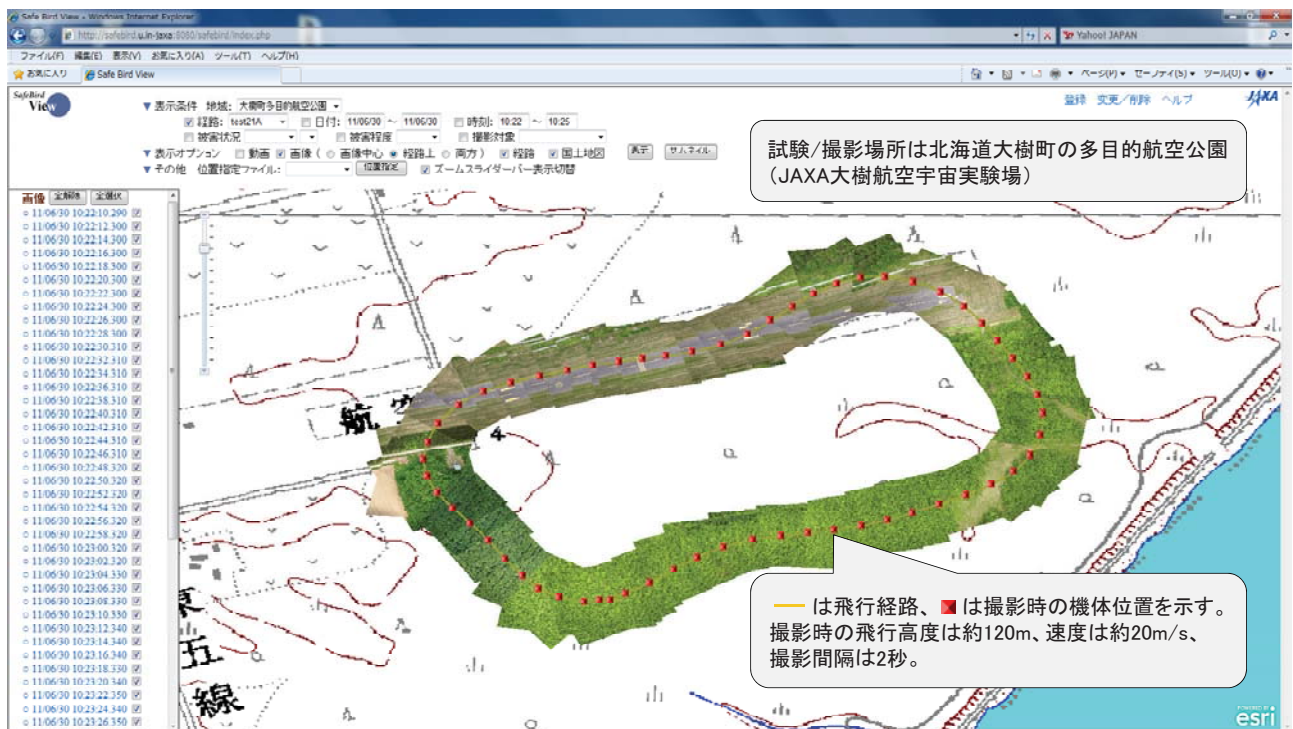


図 4 監視画像(オルソ画像)の地図上表示画面

小型電動 VTOL 機の研究開発

航空プログラムグループ 無人機・未来型航空機チーム
原田 正志

1. はじめに

VTOL とは垂直離着陸 (Vertical Take Off and Landing) の略であり、VTOL 能力を持つ航空機を VTOL 機と呼ぶ。ただし定義上ヘリコプタは VTOL 機に含めない。日本の特殊な地勢的な問題により、古くから VTOL 旅客機の有効性がうたわれており、日本における VTOL 旅客機の有効性が有識者会議により検討されている^[1]。

本小型電動 VTOL 機の研究開発は VTOL 機の一形態であるコンパウンド型リフトファン方式の成立性を実証し、将来の VTOL 旅客機の開発へとつなげようとするものである。また同時に開発過程で製作する UAV (Unmanned Aerial Vehicle) に災害対応のミッションを遂行する能力を与え、災害対応 VTOL-UAV としてスピノフさせる狙いもある。

2. 海外での動向

UAV には様々な形式の VTOL 機が存在する。イスラエルでは電動の小型ティルトロータ式 UAV (65kg) の開発を終了している。



図1 イスラエルの無人 VTOL、ETOP

また本研究で開発している VTOL 機と同様に、4発の電動リフトファンを使用した 20kg クラスの偵察用プラットフォーム ETOP が開発されている^[2] (図 1)。その他米国 Sikorsky 社のコンパウンド型リフトファン式 UAV、Dragon Warrior (120kg)、米国 Bell 社のティルトロータ式 UAV、Eagle Eye (1,020kg) などが開発されている。

旅客用としては Bell 社を排して Agusta Westland 社単独で開発する事となったティルトロータ式 VTOL 機 AW609(旧 BA609)が 2015 年に FAA の型式証明を取得する予定である。

昨年はヘリコプタに推進用プロペラを装着したコンパウンド型の VTOL 機が相次いで発表された。Sikorsky 社は自社研究で培った ABC 技術を応用した 2 重反転ロータと推進式プロペラを併用した X2 を開発し、水平最高速度 250knot を達成した。一方 Eurocopter 社では通常型ヘリコプタの胴体左右にヨー制御兼、推進用のオープンプロペラを装備した X3 を開発した^[3] (図 2)。



図2 Eurocopter X3 の外観

X3 は最高速度の点では X2 に劣るものの、トランスミッションの交換だけで既存のほとんどのヘリコプタに適用出来る特徴を持っている。ただこれらコンパウンド型ロータ式

VTOL 機はヘリコプタの特性を受け継いでいるため、キャビン内の振動が大きく旅客用には適さないと思われる。

3. VTOL 機の難しさはどこにあるのか

VTOL 機は高い速度性能とヘリコプタと比べ長大な航続距離を持ち、滑走路が不要である利点を持つ。一方、固定翼機の構造と VTOL 機構を併せ持つため、複雑かつ高価である欠点を持つ。後者は運用目的と運行路線の設定などで補えるが、前者は信頼性を低下させる要因となるため VTOL 機の最大のデメリットとなっている。一般に VTOL 機はヘリコプタの様なホバリング能力と固定翼機の水平飛行能力を併せ持つ点が強調されるが、反面ヘリコプタと固定翼機の両者の難しさを併せ持っていることも考慮しなければならない。

4. 電動小型 VTOL 機の研究開発

4.1 基本概念

本研究開発で採用する方式は分類上コンパウンド型リフトファン式 VTOL である。図 3 に飛行試験を終了した 60cm クラス模型機を示す。

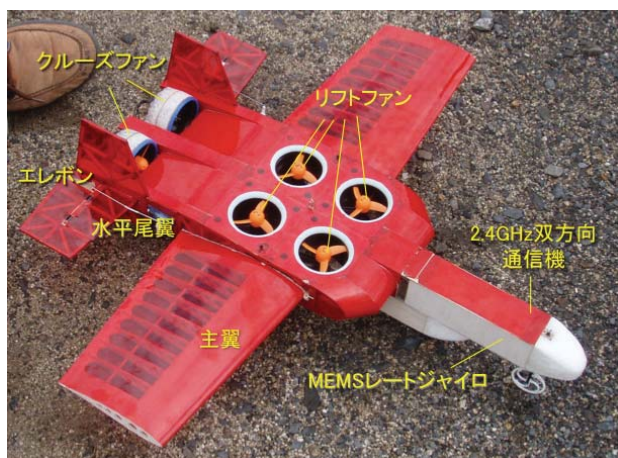


図 3 60cm クラス模型

本研究開発で開発する VTOL 機の機体概念で最も重視している要素は信頼性である。そのため可動部を徹底的に排除した機体概念となっている。テイルト機構を採用しない理由も信頼性を重視したためであり、今後有人機までスケールアップした場合もリフトファンをルーバーで閉じる、引込み脚を採用する等の可動部の導入は行わない予定である。またファンがダクトによって覆われているため、

地上人員に対する安全性が高い。

現在動力は電動であるため、ホバリング時のロール制御は左右のリフトファンの回転数、ピッチ制御は前後のリフトファンの回転数、ヨー制御は左右の巡行ファンの回転数に差を与える事で行っている。

電動では個々のファンの推力制御が容易であるが、将来的に駆動源をレシプロエンジンあるいはガスタービンエンジンとした際は、信頼性の問題から一つの駆動源からドライブシャフトで各ファンまで駆動力を伝達する必要がある。この技術が難しいが、タンデムヘリコプタや過去の VTOL 機の開発でドライブシャフトの技術は完成していると見ている。また駆動源は一定速度で回転するため、ファンの推力制御はブレードのピッチ角制御で行う事となる。この可変ピッチ角機構も恒速プロペラあるいはフェネストロンで完成されていると見ている。

また、巡航時の燃料消費を減らすために、リフトファンをクラッチで駆動源から切り離して回転を止める方法が考えられるが、大動力伝達クラッチは高度な技術が要求されるため(米国 VTOL 機 F-35B の開発遅延の原因の一つと見られる)これを省略し、巡航時にもリフトファンを回転させる事としている。この時リフトファンは低ピッチで回転させる事となるが、必要に応じてリフトファン推力をピッチとロールの制御力の増強に利用する事も考えている。

4.2 60cm クラス模型機諸元

機体諸元の諸元決定は、市販の小型ダクテッドファン、モータ、バッテリーの組み合わせの中で最高の推力重量比を発生させたダクテッドファンを基に決定した。諸元の概略は表 1 の通りである。

表 1

全幅	600mm
全長	550mm
全高	166mm
機体全備重量	575g
翼面荷重	68.5g/dm ²
ファン直径	50mm
最大ファン推力	700gf/4 基
バッテリー重量	145g
バッテリー性能	1,800mAh/11.1V

当初ファンブレードは市販品を購入して使用していたが、機体改良とともに機体重量が増加したため、より高い推力を発生するブレードの設計を行い、金属型を製作して量産した。この際リフトファンの回転に依る反動トルクを解消するため、逆回転用のファンブレードも製作し左右対称に装備した。

4.3 60cm クラス 模型機 飛行試験

ホバリングの操縦性は良好であり、ピッチ角およびロール角の操縦性ではパイロットレイティングで2から3を得た。しかし最大ヨーレートがヘリコプタの10分の1程度であり十分なヨーの操縦性を得られなかった。水平飛行時の飛行性、操縦性は良好であり、失速時の挙動も含めパイロットレイティングで2から3を得た。

遷移飛行時に前進飛行の初期の段階から強いピッチアップを生じた。このピッチアップに対する制御力を舵面およびファンから十分に得る事が出来なかった。

4.4 2m クラス VTOL 試験機 基本設計

60cm クラス 模型機で得られた知見を基に、各部に改良を施した 2m 級の試験機を現在開発中である。外観を図4と図5に示す。



図4 試験機と人物の比較 (CG 合成)

黒く見える胴体の主構造部材は厚さ 5.0mm 面密度 910g/m² のCFRP ハニカムサンドイッチパネルであり、三点曲げ試験を行った結果、曲げ強度 38N/mm²、剪断強度 0.98N/mm²を得ている。

2m クラス VTOL 試験機に対して主に行なった設計の変更点は以下の通りである。

1) バッテリー出力密度の向上。機体を大型化

したことによりバッテリーの選択幅が広がった。これを受け 1C が 5,000mA、電圧 37V、最大出力 45C のバッテリーを採用し、60cm クラス 模型機で生じた遷移飛行時の制御力の不足を解消する。

2) T尾翼化。飛行試験ではリフトファン式 VTOL 特有の地面効果により、水平尾翼が下面の負圧を受けて離陸時に機首が上がる問題が発生した。尾翼の位置を上げてこれを緩和する。

3) 巡行ファンの位置の変更。飛行試験で指摘されたヨー制御力の不足を解消するため、翼端に巡行ファンを移し大きなヨー制御力を発生させる。

巡行ファンを翼端に装備した事により有効翼幅が減少した様に見えるが、ダクトは良好な翼としても働く事が知られており、実質的な翼幅はダクトを含んだ長さとなる。

これら改良を行った結果、2m クラス VTOL 機の諸元は表2に示す値となった。

表2

全幅	2,030mm
全長	1,980mm
全高	490mm
機体全備重量	7,500g
翼面荷重	91.0g/dm ²
ファン直径	250mm
最大ファン推力	18.4kgf/4基
バッテリー重量	1,300g
バッテリー性能	5,000mAh/37V
モータ Kv 値	420rpm/V

また推定される性能を表3に示す。

表3

最大速度	36.5m/s
最大速度時必要推力	25N
最良滑空比	8.7
最良滑空比時速度	15.3m/s
最良滑空比時必要推力	8.5N
ホバリング時間	3.7min
最大滞空時間	58min
VTOL 運用時滞空時間	40min



図5 2mクラスVTOL試験機俯瞰図（CGイメージ）

4.5 研究開発過程で得られた成果

研究開発過程において以下の成果が得られた。

- 1) ダクテッドファンの最適設計法の構築。
 これにより数学的に大域的最適解である事が保証された静止時推力を最大にするダクテッドファンを設計する事が可能になった^[4]。
- 2) 部品点数が非常に少ない可変ピッチプロペラの考案。
- 3) 開閉作業が容易なメンテナンスハッチの考案。

1の設計法により60cmクラス模型機に比べてダクテッドファンの効率を大きく高める事が出来た。また現在、試験機に使用するダクテッドファンの特性を取得中であり、理論と良い一致を見せている。

航空機の購入にあたって重要な指標は機体価格ではなく（機体価格＋使用年数×運用コスト）である。メンテナンス性の高さはこの運用コストを下げるため、2、3を採用する事で機体の入手性を高める事が出来ると考えられる。

5. 終わりに

2012年度末までに2mクラスVTOL試験機の飛行試験を実施する予定である。

このクラスのVTOL-UAVは様々な災害対応のミッションをこなす事が可能であり、本研

究開発のスピノフとして災害対応VTOL-UAVの開発も視野に入れている。

また民間輸送手段としてVTOL機を成功させるためには、第一に高い安全性が要求される。これには運用方法の確立（ソフト）とともに機体自体が高い信頼性を具備している事（ハード）が必要であり、今後本機体概念が持つ高い信頼性を重点的に発展させながら開発を進めて行く予定である。

参考文献

- [1]機械システム振興協会、次期輸送システムの開発構想に関する調査研究報告書-要旨-、平成15年3月。
- [2]IAI社ウェブページ、
http://www.iai.co.il/32981-41109-en/MediaRoom_News.aspx.
- [3]Eurocopter社ウェブページ、
http://www.eurocopter.com/site/en/ref/X3-Demonstrator_1099.html.
- [4]原田正志、小竹翔太、白鳥敏正、ダクテッドプロペラの最適設計法、日本航空宇宙学会誌 Vol.59、No694、2011.11.

航空機構造ヘルスマニタリングを目指した光ファイバセンサの研究

研究開発本部 機体構造グループ
井川 寛隆、葛西 時雄、西山 道子

1. はじめに

光ファイバひずみセンサとして知られる Fiber Bragg Grating (FBG) センサは、ひずみまたは温度を精度よく測定できるセンサとして、さまざまな場面で活用されるようになってきている。一般に、FBG センサによる測定は、FBG センサ単体での単点測定、もしくは複数の FBG センサを 1 本の光ファイバ上に複数配置して (多重化して) 測定する準分布計測技術である。これまで、多重化した測定を行う場合には、あらかじめ波長帯域を各センサに割り当てて使用する Wavelength Division Multiplexing (WDM) という方式が用いられてきた。しかし近年、Optical Frequency Domain Reflectometry (OFDR) という方式が注目を集めてきている。WDM に比べて 10 倍以上もの FBG センサを多重化できるためである。これらの方式で用いる FBG センサは一般的に 5~25mm 程度であり、そのゲージ内で発生した平均的なひずみを、FBG センサを配置した離散的な箇所計測できる。しかし、構造物の破壊の原因となる応力集中や疲労亀裂を、ひずみ分布として直接観測するのは困難である。

機体構造グループでは、比較的長いゲージ長を持つ FBG に対して、OFDR 方式を適用することにより、FBG に沿ったひずみを、空間分解能 1mm 以下という非常に高い分解能で高精細なひずみ分布計測を行う手法をこれまで開発してきた。この手法を用いることにより、構造物の破壊の起点となる応力集中や疲労亀裂を直接計測することが可能となる。本稿では、開発した OFDR 方式ひずみ計測システムに関する航空機構造への適用を目指した研究の一例を示す。

2. 6m 複合材翼構造強度試験におけるひずみ計測

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では、複合材料構造物の低コストでの製造技術の研究開発を進めており、真空樹脂含浸製造法 (VaRTM) により作成した全長約 6m の複合材料主翼供試体を作成し、制限荷重試験が行われた。ここでは、OFDR による分布型ひずみ測定システムをこの複合材料主翼供試体のひずみモニタリング

に適用した結果を示す。

図 2 に示すように、246 個のゲージ長 10mm の FBG、8 個のゲージ長 300mm の FBG、6 個のゲージ長 500mm の FBG センサを、複合材料翼供試体の内面もしくは外面に施工を行った。また、FBG センサ列および長ゲージ FBG センサを用いて、翼供試体の全体変形および応力集中部のひずみ分布を測定した。

ここでは、計測結果の一例として、下面内側のストリンガのフランジに沿って直線的に貼り付けた A-1 系列と、下面内側のリブとストリンガで囲まれた長方形部分の端に沿って貼り付けた B-4 系列の計測結果について示していく。

図 3 は、A-1 系列の FBG 配列によって測定したひずみ分布を示している。図 3 より、翼の付け根側ほど大きなひずみが生じている様子が伺える。また、リブと一致する位置ではその周辺よりもひずみが小さくなっており、補強材による剛性の影響がみとれる。これらの結果より、OFDR システムによって多重化された FBG センサ列を用いることによって、翼供試体の全体



図 1 制限荷重試験の様子

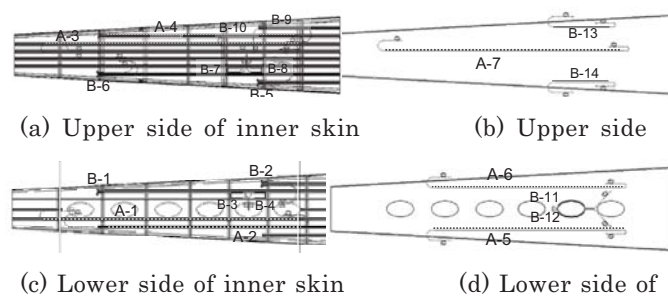


図 2 6m 複合材主翼供試体とセンサ貼り付け位置

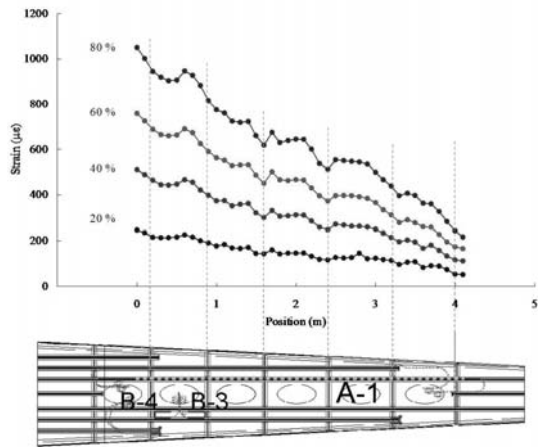


図3 A-1系列の計測結果

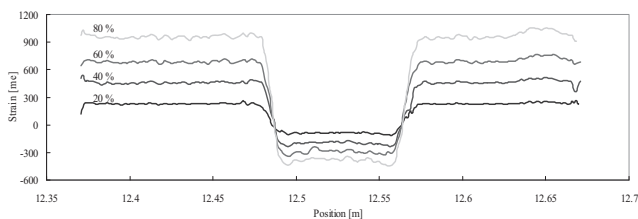


図4 B-4系列の計測結果

変形をモニタリングすることができたといえる。

図4は、B-4系列の長ゲージFBGによって測定したひずみ分布を示している。このFBGセンサの前半部分と後半部分はストリンガーに沿って（翼の長手方向）、中心部分はリブ（翼の鉛直方向）に沿って貼り付けられている。翼の長手方向（ストリンガー）に貼り付けた部分には引張ひずみが、鉛直方向（リブ）に貼り付けた部分には圧縮ひずみが生じていることがわかる。これら引張ひずみと圧縮ひずみはそれぞれ荷重を加えるにつれて大きくなり、またこれらの大きさの比はポアソン比にほぼ等しくなった。このように、OFDRシステムにより長ゲージFBGセンサを用いることによって、リブやストリンガーに沿った剛性が不連続になる部分のひずみを分布的に高空間分解能で測定することができた。

3. 矩形断面梁のひずみ分布計測と荷重推定

次に図5に示す両端単純支持された矩形断面梁のひずみ分布計測を行った。支持点間距離は1600mmであり、全長2000mmの梁はアルミ合金からなる。この矩形断面梁の表面中央部に全長1500mmのFBGセンサを貼り付けひずみ分布計測を行った。図6に計測されたひずみ分布を示す。ピンクのラインがFBGによる計測結果であり、白丸はひずみゲージによる計測結果、黒線は理論値をそれぞれ示す。3者は非常に良く一致しており、FBGによるひずみ分布

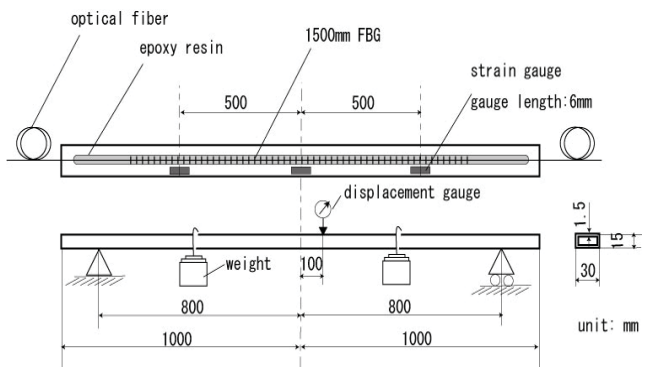


図5 光ファイバセンサを貼付した矩形断面梁

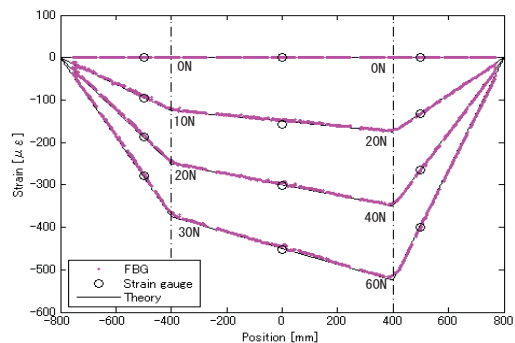


図6 ひずみ分布計測結果

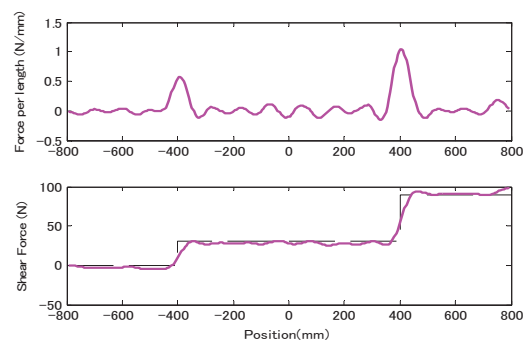


図7 荷重分布推定結果

計測が非常に高い精度で行えたと言える。

計測したひずみ計測結果を用いて矩形断面梁上に作用する荷重分布を推定した結果を図7に示す。上図は単位長さあたりの荷重を示し、下図はそれを積分しせん断荷重に換算し実際の荷重分布と比較した結果である。荷重位置およびその大きさともに高い精度で推定を行うことができた。これらの技術を発展させることにより、航空機主翼構造が飛行時に受ける実際の荷重分布を推定することも可能になるものと考えられる。

4. おわりに

今回紹介した光ファイバひずみ計測システムは、従来では不可能であったひずみ分布を高精細に計測することが可能である。これらの技術は、スマート構造の第一歩であり、実機航空機においては構造信頼性向上や、実働荷重に基づく整備・運航性向上につながるものと期待する。

多軸振動非接触自動計測システム (MaVES) の開発と活用

研究開発本部 機体構造グループ
神田 淳

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構では、振動特性を非接触かつ自動で計測し、解析まで行うことが可能なシステムとして、動的変位計測システム DDMS^[1] (Dynamic Displacement Measurement System) を 1990 年に整備していた。DDMS は、6 軸ロボットとこれに搭載したレーザーセンサー 1 台、さらにロボットの動作と同期を取りながら振動計測を行う制御コンピュータおよびソフトウェアから構成されていた。非接触式のレーザーセンサーを用いることで測定対象の供試体の振動特性に影響を与えないこと、各計測点に対するセンサーの位置をロボットに予めティーチング (教示) させておくことで、自動で供試体全体の面外振動を計測できることが大きな特徴であった。このシステムを用いて HOPE-X 全機動特性試験模型、SST ロケット実験機全機模型・翼模型、SST 打ち上げロケットフィン模型、H-II A 補助エンジントラス模型といった風洞試験用の各種供試体から、FA-200^[2] や ALFLEX^[3] 等の実機体に至るまで多数の振動特性の高精度計測を効率的に行ってきた。しかし計測に対する精度要求の増大に応えることが困難になってきたことに加え、老朽化による故障や不具合が相次いだため 2008 年に事実上運用を停止していた。

多軸振動非接触自動計測システム MaVES^[4] (Multi-axis Vibration Evaluating System) は、後継システムとして 2010 年 3 月に完成した。従来の非接触・自動計測という特徴は踏襲し、計測周波数範囲の拡大、面内振動の計測、CCD カメラを用いた形状データ作成効率化等、機能・性能が大幅に向上している。

類似のシステムは世界にもう一つあるが、現在も MaVES の機能・性能向上を継続して行っており、MaVES は世界トップの性能を有している。



図 1 MaVES

2. システムの概要

MaVES は、レーザーセンサーである 3D スキャニング振動計 (Polytec PSV-400-3D) とセンサー位置制御ロボット (KUKA KR-150-2)、これらの制御を同期させる統合ソフトウェア (Polytec Robovib)、モーダル解析ソフトウェア (LMS Test. Lab) から構成される (図 1)。3D スキャニング振動計、センサー位置制御ロボット、モーダル解析ソフトウェアはそれぞれ汎用品であり、独立して使用することが可能である。

振動計測は、レーザーセンサーを用いて、振動している供試体の振動速度を検出することで行う。レーザードップラー効果を利用しているため、レーザーの軸方向の振動速度のみが検出できる。MaVES では、3 台のレーザーセンサーを同軸にならないように配置することで、3 方向の振動速度を検出し、各方向の成分を演算することで X、Y、Z の直交する 3 軸の振動速度を計測できる仕組みである。

基本的に 1 回の計測で、任意の 1 点の 3 軸方向振動速度を計測できるが、センサーのレーザーのスキャニング機能を用いて複数の計測点を順次スキャンすることで、複数計測点の計測が可能となる。レーザーのスキャニン

グは、センサーに内蔵のガルバノミラーを作動させることで実現している。ミラーの作動範囲内であれば、ロボットおよび同期用の統合ソフトウェアを使用することなく、3D スキャニング振動計のみで振動計測が可能である。より広い範囲の計測に対しては、センサーを搭載しているロボットを動かすことで実現させている。ロボットの動作、センサーのスキャニング機能、データの取り込みを同期させる仕組みが備わっており、結果として広い範囲にある複数の計測点を自動で計測することが可能となっている

さらにレーザーセンサーには CCD カメラが内蔵されており、PC 上にビデオ画像を表示して計測点を画面上で設定することができる。同じくセンサーに内蔵の測長ユニット (Geometry Scan Unit) を用いてセンサーから測定点までの距離を計測することで、ロボットの位置座標から計算したセンサーの位置座標を基に、計測点の座標を計算することができる。

1MHz までの振動の時間領域データ、周波数領域データ、周波数応答関数を計測でき、モード解析ソフトウェアにより、モード解析や実稼働モード解析を行うことができる。

3. 計測例

計測に用いた供試体は飛行機を模擬した形状で、胴体・主翼・垂直尾翼・水平尾翼（全て A1 製）で構成され、Ti 製のロッドで胴体後端を支持している（図 2）。



図 2 供試体

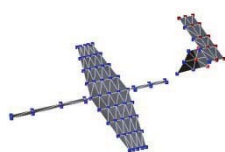


図 3 ジオメトリ

右主翼の翼端後縁部の 1 点を動電型シェーカーで加振し、MaVES を用いてモード計測を行った。全計測点は 83 点で、MaVES による座標計測機能を用いて作成したジオメトリを図 3 に示す。加振信号は 0-500Hz 帯域のバーストランダムで、各点 30 回のアベレージング処理を行っている。

計測結果の一例として、供試体の低次の固有モードを表に示す。特に、5 番目のモードで、垂直尾翼の面内変形モードが明確に捉えられていることがわかる。これは 3 台のレーザーセンサーにより、3 次元の振動成分がきちんと計測できていることを示している。

4. 今後の活用

非接触かつ自動で精度の高い振動計測を行うことができる MaVES の特徴を活かし、今後さまざまな研究に活用する計画である。以下はその一例である。

- ・ Lamb 波による非破壊損傷検知
- ・ 完全非接触モード計測
- ・ 音響による構造振動計測

なお、MaVES は JAXA の外部供用設備に登録されており、外部からの利用も可能である。

参考文献

- [1] 外崎得雄, 上田哲彦; 動的変位計測装置と振動予備実験, 航空宇宙技術研究所資料 TM-683 (1995)
- [2] 外崎得雄, 上田哲彦; 経年航空機の全機地上振動試験, 航空宇宙技術研究所資料 TM-732 (1998)
- [3] 神田淳, 外崎得雄, 上田哲彦; ALFLEX 全機振動特性確認試験, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1370 (1998)
- [4] 神田淳; 多軸振動非接触自動計測システム (MaVES) の開発, 宇宙航空研究開発機構資料 RM-10-010 (2010)

表 計測モード

番号	1	2	3	4	5
形状					
周波数 [Hz]	8	32	45	63	89
減衰率 [%]	6.09	3.06	4.19	10.22	0.73

リサイクル複合材に関する研究

研究開発本部 複合材グループ

東出 真澄、岩堀 豊、青木 雄一郎、星光

1. はじめに

航空機構造材料として炭素繊維強化プラスチック (CFRP) の適用割合は拡大しており、航空機が廃棄される際に大量の CFRP 廃材が生じることが予想される。航空機に適用される CFRP は熱硬化エポキシ樹脂をマトリックスとしているものが多く、樹脂の再利用が難しい。従って生じた CFRP 廃材は埋め立て処理されることになるが^[1]、CFRP は耐腐蝕性の高い材料なので自然分解は困難である。環境負荷を考えると、CFRP のリサイクル手段が必要である。

JAXA 複合材グループでは、航空機の一次構造材として使用される高強度 CFRP から炭素繊維をリサイクルし、それをを用いて航空機材料としてリユース可能な CFRP を製作するための研究を実施してきた^[2]。CFRP から炭素繊維を取り出し、リサイクル炭素繊維を使った CFRP 積層板を成形して引張圧縮試験を実施した結果を報告する。

2. リサイクル CFRP の製作

リサイクル元となる CFRP から炭素繊維を取り出すため、日立化成工業株式会社で樹脂溶解を実施した^[3]。リサイクル元の供試体には、繊維が東レ社製トレカ T800S、樹脂がナガセケムテックス社製 XN-6809 の疑似等方積層板 $[45/0/-45/90]_s$ を使用した。これを 10、

25、50mm 角に切り出し、3 種類の長さを持ったリサイクル炭素繊維を得た。処理後の炭素繊維を図 1 に示す。

得られたリサイクル炭素繊維は短繊維なので、CFRP 化するために不織布にした。不織布の製作は池上機械株式会社のカード機で実施した。図 2 に示すように、不織布内の繊維はある程度方向性を持つ。カード機のロール方向 (多くの繊維が並んでいる方向) を本研究では 0 度と定義する。これを一方向 $[0]_4$ と擬似等方 $[45/0/-45/90]_s$ に積層し、VaRTM 法で樹脂 (ナガセケムテックス社製 XN-6809) を含浸させてリサイクル CFRP を成形した。

3. リサイクル炭素繊維

電子顕微鏡でリサイクル処理前後の炭素繊維を観察した結果を図 3 に示す。リサイクル炭素繊維には図 3(b) の右図のように溶け残った樹脂が付着しているものも存在したが、繊維自体の欠陥は見られなかった。

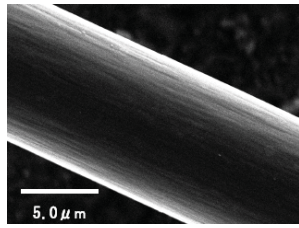
リサイクル処理前後の繊維に対して単繊維引張試験を実施した^[4]。試験法を図 4 に示す。リサイクル前と後の繊維で 30 個ずつ供試体を作り、試験を実施した。得られた引張強度と弾性率を表 1 に示す。リサイクル前後で値にほとんど差はなかった。



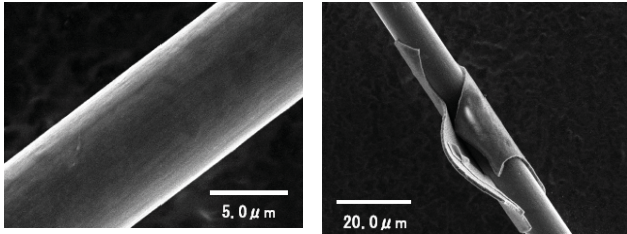
図 1 リサイクル炭素繊維



図 2 リサイクル炭素繊維で製造した不織布



(a) リサイクル処理前



(b) リサイクル処理後

図 3 炭素繊維の SEM 画像

表 1 炭素繊維の単繊維引張試験結果

	引張強度 [MPa]	弾性率 [GPa]
リサイクル前	4005	252.2
リサイクル後	3929	249.8

4. リサイクル CFRP の強度試験

一方向積層板の引張試験結果を図 4 に示す。棒グラフが引張強度、折れ線グラフが弾性率を表わす。繊維の長さと共に引張強度も弾性率も増加した。荷重方向の繊維が長い方がリサイクル CFRP の強度が向上することがわかった。

疑似等方板の引張圧縮試験結果を図 5 に示す。青が引張強度、赤が圧縮強度を表わす。疑似等方積層板では引張圧縮共に繊維長と強度の間に有意な傾向が観察されなかった。疑似等方積層板の厚さは一方向積層板の 2 倍ある。板厚が厚くなると、樹脂の含浸性が悪くなる、もしくは繊維が面外に方向を持つようになる可能性がある。今後、積層板内部の観察を実施して原因を調査する予定である。

5. まとめ

CFRP を樹脂溶解して取り出した炭素繊維を使ってリサイクル CFRP を製作した。樹脂溶解前後で炭素繊維に欠陥は見当たらず、顕著な強度低下もなかった。従って、化学処理による炭素繊維の劣化はほとんど生じていないと考えられる。リサイクル炭素繊維から製造

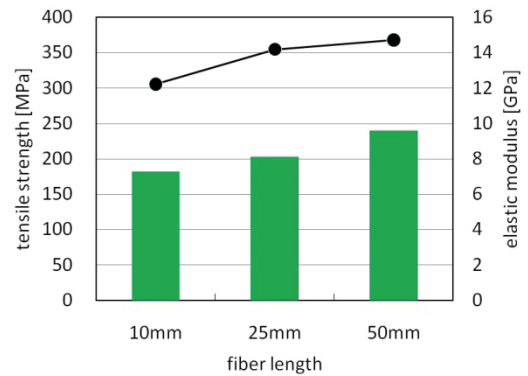


図 4 一方向積層板の引張強度と弾性率

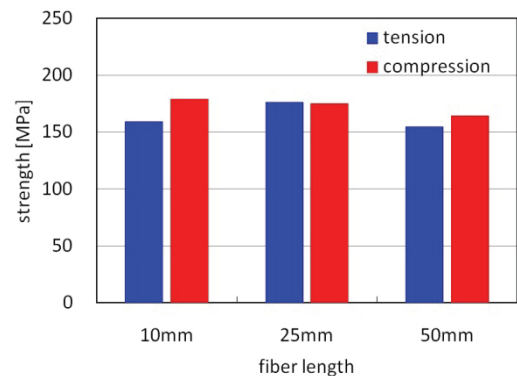


図 5 疑似等方積層板の引張圧縮強度

した不織布は方向性を持っており、積層構成がリサイクル CFRP の強度に影響を与えることが分かった。一方向積層板は繊維長の増加に伴って強度は増加したが、疑似等方積層にした場合は繊維長の影響が見られなくなった。今後はリサイクル CFRP 積層板内部の観察を実施し、繊維長と強度との関係を調査する予定である。

参考文献

- [1] (株)三菱総合研究所, 炭素繊維・複合材料のリサイクル技術等に関する調査報告書 (2010).
- [2] 岩堀, 青木, 星, 武田, リサイクル炭素繊維を用いた CFRP 板の強度特性, 第 53 回構造強度に関する講演会 (2011).
- [3] 前川, 柴田, 岩井, 遠藤, 常圧溶解法による FRP リサイクル技術, 日立化成テクニカルレポート, No. 42 (2004), pp. 21-24.
- [4] JIS R 7606, 炭素繊維 - 単繊維の引張特性の試験方法

複合材構造の雷撃損傷に関する研究

研究開発本部 複合材グループ
平野 義鎮

1. はじめに

近年の原油価格高騰やCO₂排出規制目標値の設定を背景に、燃料消費率低減は航空機開発にとって最も重要な課題の一つとなっている。エンジンの高効率化とともに機体構造重量の低減は航空機の燃費性能向上の主要な手段の一つであり、特に高性能炭素繊維複合材料(CFRP)の構造適用による重量削減が主流となっている。しかしながらCFRP構造は利点だけでなくいくつかの克服すべき課題を持っており、そのひとつに雷撃損傷の問題が挙げられる。CFRPは力学的異方性と同様に電氣的にも強い異方性を持つ材料であることから、雷などの強い電流が印加された場合は複雑な損傷挙動を示す。CFRP構造は通常LPS(Lightning Protection System)と呼ばれる金属製のメッシュや箔を表面に張ることで落雷による損傷を防ぎ、構造としての安全性が保たれるが、LPSを用いた場合でも完全に損傷を防ぐことは難しい。またLPSの適用によって構造重量の増加を招くこと、損傷修理後の長期運用時の信頼性に関するデータが不足していることなど多くの課題も残っている。

これらの問題に対し、将来の安全かつ高性能な航空機の開発・運用に資する知見を得る事を目的として、小型供試体を用いた模擬雷撃試験による基本的なCFRPの雷撃損傷挙動、損傷後の残留強度特性、ファスナ締結部周辺の損傷挙動等の解明を目指した研究、および

金属材料を用いない新しいLPSの開発研究等を継続して実施している。

本稿では基本的なCFRPの雷撃損傷挙動の解明を目指した、LPS保護無しのCFRP供試体に対する模擬雷撃試験の結果について紹介する。

2. 試験方法

2.1 試験装置および供試体

模擬雷撃試験はICG(Impulse Current Generator)と呼ばれる大電流試験装置(図1)を用いて実施した。供試体は寸法100×150mm、板厚約5mmの疑似等方性積層板とし、IM600/#133(東邦テナックス)をオートクレーブ成形することで作成した。供試体は試験チャンバ内で接地された銅製の治具に固定されており、供試体上方に先端を円錐形とした放電電極を設置し、供試体表面との距離が一定となるよう調整した(図2)。

2.2 試験条件

試験波形はMIL STD-464等に定められる標準波形を参考にし、損傷が供試体寸法を超えないよう付与するエネルギーを調整した。エネルギーレベル、最大電流値、付与波形などを変化させ、雷撃波形を定義する雷撃パラメータが損傷挙動に及ぼす影響を調査している。供試した試験条件の一覧を表1に示す。ここで、波形を定義する2つの数値は、印加電流の最大電流値までの到達時間と、減衰して半減値となるのに要する時間の組合せである。

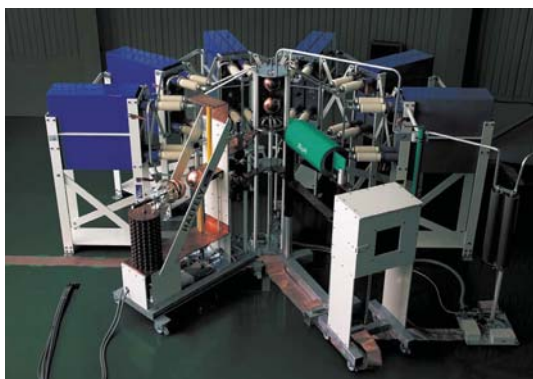


図1 ICG(大電流試験装置)



図2 治具および供試体設置状況

表 1 模擬雷撃供試条件

	Waveform [μs]	Peak Current [kA]	Electrical Charge [C]	Action Integral [A ² s]
I		20	0.20	2831.38
II	2.6/10.5	30	0.31	6273.28
III		40	0.41	11440.90
IV		20	0.42	5444.82
V	4/20	30	0.63	12350.97
VI		40	0.82	20887.35



図3 損傷後供試体

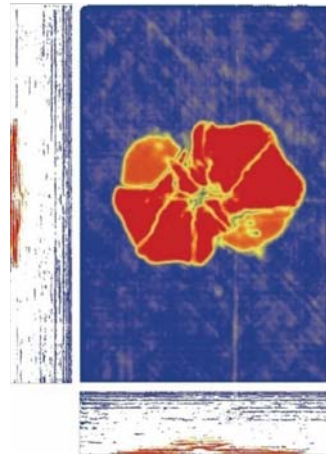


図4 損傷後供試体の超音波探傷結果

3. 結果と考察

3.1 インパルス電流付与による破壊挙動

損傷後の試験片の様子を例として図3に示す。被雷後の供試体は表面層の繊維破断および繊維方向のプライリフト、その周辺の樹脂劣化、試験片内部のはく離損傷の3つの損傷モードを示した。内部損傷状況を示す超音波探傷結果を図4に示す。CFRP ラミナの有する強い電氣的異方性に起因して、内部損傷には各層における方向性が観察される。各層の損傷は一對の扇型のように進展し、その方向は各層の繊維方向に依存する。板厚方向に関しては、こちらもCFRPの面内-面外方向に関する強い電氣的異方性に起因して、損傷領域は模擬雷撃付与側の表面に限定されることが観察された。

3.2 供試波形の損傷挙動への影響

異なる付与エネルギー、電流値、波形の違いによる損傷挙動への影響を図5、6に示した。結果より、内部損傷面積は与えた雷撃エネルギー量 (Action Integral) と良い相関を示すことが確かめられた。一方損傷深さは、付与した最大電流値とある一定の線形関係を示した。電流波形の違いが損傷挙動に与える影響を調

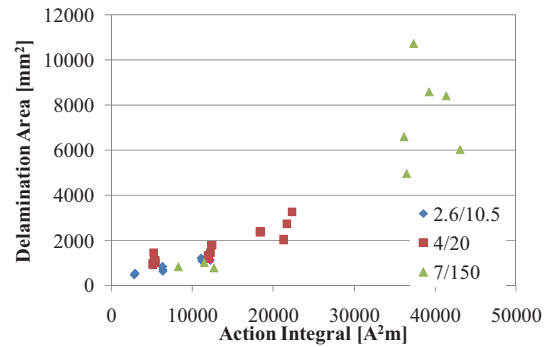


図5 ICG (大電流試験装置)

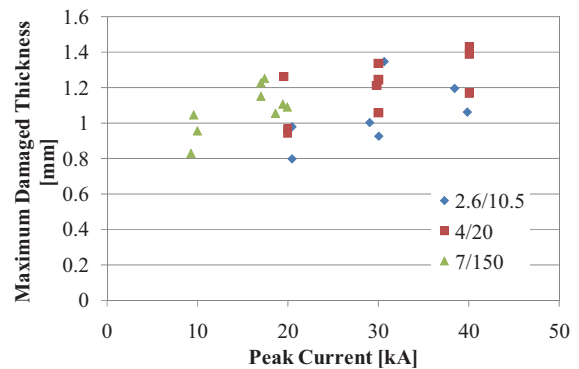


図6 ICG (大電流試験装置)

べるため、供試波形を3種類に変化させて試験を実施したが、波形の変化による損傷挙動の明確な変化は現れなかった。これは、内部はく離損傷が、大電流が炭素繊維を流れる際のジュール発熱に起因し、周囲の樹脂が急激に昇華することに伴って発生しているため、比エネルギーが最も強く内部損傷面積と相関を持つためと考えられる。損傷深さに関しては、最大電流値との相関が示されることから、放電電極と積層板間に発生する電場強度により、損傷が発生する深さが決定されていると考えられる。

4. まとめ

本稿ではCFRP積層板の基本的な雷撃損傷挙動の把握を目的として実施した、模擬雷撃試験の結果について報告した。模擬雷撃によって供試体には表面層近傍に大きな内部損傷が発生し、その面積は比エネルギーに、損傷深さは最大電流値に影響される。一方付与波形の違いは明確な損傷挙動の変化をもたらさない。

[参考文献省略]