

なる

NAL

No.513

DECEMBER 2001



小型超音速実験機（ロケット実験機）の完成引渡し式

高耐圧型飛行船機体構造

HOPE-X実大機体構造試作試験

高温超電導加速度計の研究

雪氷路面摩擦係数測定装置

非定常空気を算定する数値計算法の開発研究

第39回公開研究発表会開催報告

遠山文部科学大臣が当研究所を視察

National Aerospace Laboratory of JAPAN

12

小型超音速実験機（ロケット実験機） の完成引渡し式

小型超音速実験機のロケット実験機については、平成9年から設計を開始、平成11年から機体製作に入っていました。このたびその主要部分が完成し、平成13年11月30日に三菱重工業（株）小牧南工場にて引渡し式が行われ当研究所に納入されました。

実験機の開発は三菱重工業（株）を主契約者とし、川崎重工業（株）、富士重工業（株）、アイ・エイチ・アイ・エアロスペース（株）の参加を得て、それぞれの分担に沿って設計・製作を進めてきたものです。今回の引渡し式を終え、ロケット実験機2機、打ち上げ用ロケット機体4機、地上支援器材1式が納入されたこととなります。

この後、オーストラリアに向け船便で輸送し、来年早々、現地での再組み立てと地上における最終的なシステム機能試験を行なった上で、第

1回目の飛行実験に着手する予定です。なお、打ち上げ用ロケットについては、上記のロケット機体（誘導制御部）部分とロケットモータ部分に分かれており、推進薬の充填されたモータ部分は安全管理等の面から、打ち上げの少し前に受領し現地に輸送することになっています。同時に受領した地上支援器材には、発射制御装置、飛行前点検装置、テレメータ装置、安全監視モニタ装置、飛行モニタ装置、指令送信装置等があります。また、打ち上げ用のランチャは国内での必要な点検整備が済み、既にオーストラリアの発射実験場に設置されています。

詳細な実験日程は今後、オーストラリアの実験場を管理している政府機関と調整が必要ですが、まず平成14年度前半に2回、そのデータを解析した上で、約半年後に2回の飛行実験を計画しています。



次世代超音速機プロジェクトセンター
堀之内 茂
horinosh@nal.go.jp



ロケット実験機の引渡し式（三菱重工業（株）小牧南工場：H13.11.30）

高耐圧型飛行船機体構造

大型気球のほとんどは雰囲気（地球では空気）と内圧が同じ、ゼロプレッシャー気球ですが、長期滞在と高度維持を行うためには、スーパープレッシャー気球（雰囲気の圧力より内部圧力が高い気球）とするのが一つの解決策です。成層圏飛行船は長期滞在と高度維持のため、スーパープレッシャー気球を流線型にして空気抵抗を減らし、プロペラを持たせる構造様式も検討しています。このたび高い内圧に耐え得る飛行船構造様式を開発し、破壊試験を行ったので報告します。

成層圏飛行船は、構造的には膜製の圧力容器構造となるわけですが、よく知られているように、圧力容器の必要引張強度はその容器の半径と差圧（雰囲気圧力と機体内圧の差）に比例します。軽量のフィルム材料では引張強度が小さいため、大型のスーパープレッシャー気球の製作を妨げてきました。しかし、パンプキン構造、3次元ゴア設計法（宇宙科学研究所・矢島信之著、日経サイエンス2000年3月号pp.30～36参照）が開発され、長期滞在と高度維持が



写真2

可能な大型気球が出現しました。パンプキン構造は、名前の通りカボチャ型に成るため、すぐには飛行船に適用できません。そこで、写真1、2に示すような紡錘型をした飛行船機体構造への応用を行っています。

基本的な考え方としては機体にヒダを作って小さな曲面構造に分解し、半径を小さくして膜材にかかる引張力を小さくしようというものです。

写真1はパンプキン気球を飛行船

型にするために、多角形に膜（フィルム）を入れてヒダを作り、円周方向応力を小さくしようとする考え方で試作したものです。写真2は、機体表面をスイートコーン型にして同じ効果を狙ったものです。これはロープを使った軟式飛行船と考えることもできます。多角形膜を使った機体は、強度は、従来構造の約3倍と優れていますが、重量的には重く（0.7kg）なってしまう、紐を使った機体は、重量的には優れていますが（0.35kg）、強度は多角形膜型構造よりも小さくなっています（約2倍）。

これらは、3次元ゴア設計法による飛行船構造の一例ですが、今後、更に改良して、軽量・高強度の飛行船構造に育てていきたいと思いません。



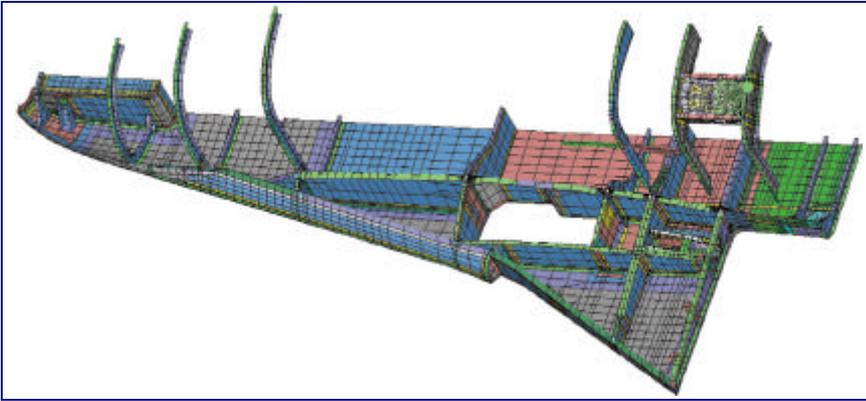
成層圏プラットフォームプロジェクトセンター
佐野 政明
sano@nal.go.jp



写真1

= 複合材料使用による機体構造の製造コスト削減を目指して =

HOPE-X実大機体構造試作試験



再設計後の機体内部の構造部材配置

当研究所（NAL）と宇宙開発事業団（NASDA）は、再使用型宇宙輸送系に共通的な基盤技術確立の一環として、炭素繊維強化プラスチック（CFRP）を使用した複合材構造による宇宙往還技術試験機（HOPE-X）の機体構造試作試験を行ってきました。

これまでのHOPE-Xの開発の中では、機体構造はアルミ合金構造を想定していましたが、製造機体数が少ない実験機であったので製造費に占める治工具の割合が高くなり、結果的に製造コストが高くなっていました。これは、近い将来予想される飛行実験機および実用段階での再使用型宇宙輸送系に共通の技術課題と考えられます。

そこで、今回行った試作試験では、低温硬化型耐熱樹脂の使用、一体成型による大型部品の多用およびオープン成形により、一般的には高価であると考えられる複合材料ですが、アルミ合金構造に比べ大幅な製造コスト削減を目指しました。同時に、複合材料に適した構造様式の模索、複合材料化による機体構造の軽量化、設計日数の大幅短縮およびそれによるコスト削減、以上を目的として試作試験を進めました。

従来のHOPE-X機体構造設計はアルミ合金での製造を考慮して最適化されていたので、これをそのまま複合材料化するのではなく、今回の製造法に適した構造の再設計を行いました。その結果、複合材料を用いた機体構造重量はアルミ合金の時の約2.3tonから約1.9tonとなりました。

昨年4月から機体構造の設計を開始し、同年12月からHOPE-X機体構造（全長約12m、全幅約9m）の実大機体製造を開始しました。一体成型による大型部品はそれぞれ本年6月には完成し、その後接着による組

み立て、耐熱温度上昇のためのポストキュアという作業を経て、9月に機体構造は完成しました。設計開始から機体構造完成までが18ヶ月と、従来想定されていたスケジュールと比較すると非常に短い期間となっています。これは、NAL/NASDAと製造メーカーが機体製造現場の側に共同チームを作り、設計・製造作業を並行的に進めながら、問題解決方法決定の迅速化を図った結果です。

10月からは、完成した機体構造に対して飛行荷重を加える強度試験を行っており、今回の設計・製造方法の有効性を評価する作業を現在進めています。



宇宙輸送システムプロジェクトセンター / 構造材料研究センター
井川 寛隆
higawa@nal.go.jp



完成した実大機体構造（全長約12m、全幅約9m）

= 将来型高分解能加速度センサ =

高温超電導加速度計の研究

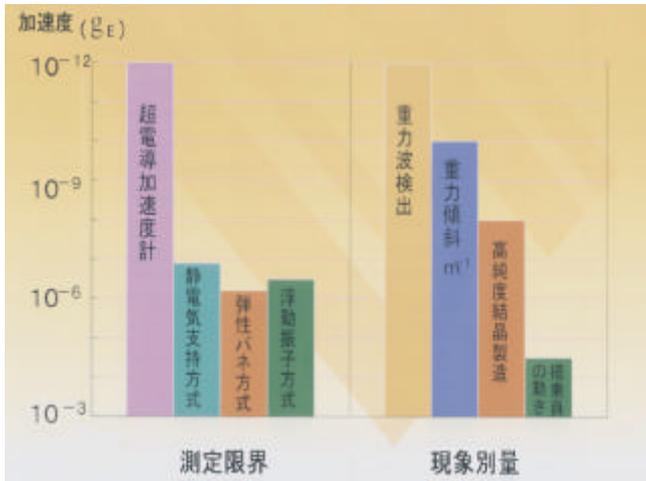


図1 各種加速度計の測定限界と応用

航空宇宙分野では、高精度な姿勢制御システムや地球の重力分布を使った人工衛星の軌道修正、重力波の検出などに高分解能の加速度センサが必要とされています。

これまで一般に開発されてきた加速度計は、図1に示すように約 $10^{-6}g_E$ ($1g_E$ は地球の重力加速度)が測定限界でした。

超電導加速度計は、加速度計を構成している素材に超電導体を使用し、その性質を応用したものです(電気抵抗がゼロなので強い磁場を発生できる、完全に磁気を遮断するので磁気ノイズが発生しない、ジョセフソン効果を用いたSQUIDによ



写真 加速度計

性等、幾つかの技術的な課題を有しています。

米国では低温(冷媒として液体ヘリウム(-269)を使用)超電導加速度計の研究が行われていますが、当研究所では液体窒素(-196)を使った高温超電導加速度計の研究試作を実施しています。液体窒素を用いる利点として小型・軽量・低コスト化があります。

試作した超電導加速度計(写真)は、超電導体にイットリウム系酸化物超電導体($YBa_2Cu_3O_{7-y}$)を使用しました。この超電導体の臨界温度(超電導になる温度)は、-178 です。

図2に超電導加速度計の模式図を示します。これは、超電導のマイスナー効果(超電導体の浮遊効果)を応用して試作した

り高精度に磁場の変化量を検出)。その結果、今までに例のない高い分解能、約 $10^{-12}g_E$ が得られる唯一の加速度計となっています。超電導加速度計は、世界的に実験段階の技術であり、冷却の問題、加工の困難

マイスナー型3軸高温超電導加速度計です。図中、プルーフ・マス(慣性質量)は球体の超電導体、SQUID(超電導量子干渉素子)は高感度な磁束計になります。

動作は、加速度が入力すると、プルーフ・マスと磁石の間隔が変化し、磁石の磁場は、完全反磁性であるプルーフ・マスに遮断されているので、間隔の変化が磁場を変化させ、磁場の変化分をSQUID磁束計で検出して、電気回路で処理したのち、電圧として加速度出力されます。

現在実験実施中ですが、地上実験で $10^{-9}g_E$ までデータを取る予定です。



飛行システム研究センター
円居 繁治
enkyo@nal.go.jp

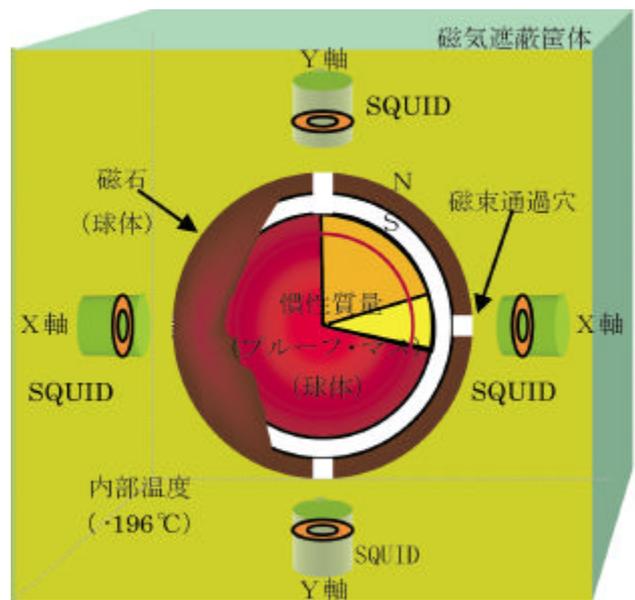


図2 マイスナー型3軸高温超電導加速度計(作画の都合上2軸のみ示す)

= 簡単手軽に路面摩擦係数の計測を =

雪氷路面摩擦係数測定装置

取材協力

構造材料研究センター
外崎 得雄
stzk@nal.go.jp

雪や氷は滑走路の天敵

滑走路面が雪や氷で覆われている場合、何も無い状態に比べて滑りやすくなります。このため、航空機が安全に離着陸を行えるかどうか、摩擦係数（注）などを考慮して判断する必要があります。

現在我が国では、雪や氷で覆われている滑走路面の摩擦係数を計測する公式な装置として、SFTとTapley Meterが使用されています。降雪量が多い地域の空港で使用されているSFTは、連続した素早い測定が可能です。製造時に車輻を改造してその中に装置を組み込むため、高価なものとなってしまいます。一方降雪量が少ない地域の空港で使用されているTapley Meterは、点位置で測定を行うため、何度も繰り返し測定する必要があり広い滑走路では測定に時間がかかったり、測定可能な路面状態に制限があるなどの難点があります。

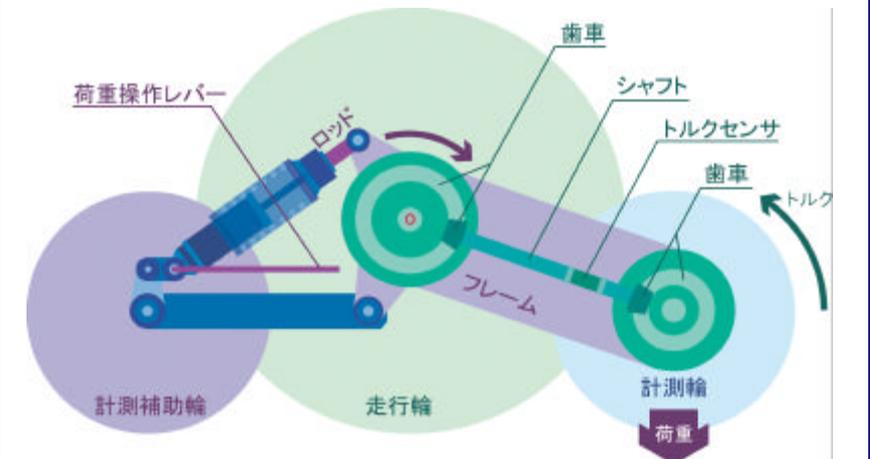
NAL装置

当研究所では、連続して精度良く路面の摩擦係数を測定できる簡便な装置の開発を目指して、「雪氷路面摩擦係数測定装置（通称：NAL装置）」を試作しました。この装置は、計測輪、計測補助輪、走行輪および、計測輪への垂直荷重負荷機構、滑り率を持たせるための機構からなります（青枠内）

（注）摩擦係数

車輪が走行すると、タイヤと路面の間には走行方向と逆方向に摩擦力（F）が発生します。この摩擦力を計測輪に働く制動トルク（T）として計測し、車輪に加わる荷重の地面反力の垂直方向成分（W）との比から、摩擦係数を得ることができます（ $F=T/r$ ：Tはトルク、rは車輪半径）。

特許出願名：路面摩擦測定方法及びその装置



計測輪への垂直荷重負荷機構

計測輪に垂直荷重を加える方法は、ロッド部分の中間に取り付けたバネを用いて、走行輪中心部（O）を回転中心としフレームを回転させるシンプルなものです。そのため、重りを用いて垂直荷重を加える他の装置に比べて構造が軽量化されています。

加える荷重の量は、バネの伸縮で制御します。レバー操作で簡単に荷重を加えたり除いたりできる機構としました。

滑り率を持たせるための機構

滑り率とは、走行輪周速度と計測輪周速度の差を走行輪周速度で割った値のことです。この値は、走行輪および計測輪の径とフレーム内の歯車の歯数の組み合わせにより決まります。

摩擦係数の値は、滑り率の値により変化します。この装置では、最大摩擦係数を測定するために11.6%の滑り率を持たせました。

NAL装置による測定は、まず一般の前輪駆動式車輻の後輪ホイールを専用ホイールに付け替え、その専用ホイールに装置を取り付けます（写真）。車輻を一定速度で走行させ、路面と計測用タイヤの間に発生する制動トルクを連続して計測します。制動トルクとタイヤの半径から計算した制動力と、タイヤにかかる地面反力の垂直方向成分とから、路面の摩擦係数を知ることができます。

専用ホイールは簡単に着脱できるので、元のホイールに戻すことにより、普通の車輻として使用が可能です。

今回試作したNAL装置の測定性能を調べるために、雪氷路面において現在使用されている他の装置と一緒に測定試験を行いました。その結果、他の装置との間で良い相関を示すことが解りました。



写真 車輻に取り付けられたNAL装置

= 振動する翼のまわりの流れ解析 =

非定常空気を算定する数値計算法の開発研究

航空機の翼は決して堅固ではありません。誘導路を走行している飛行機の中から主翼を見ますと、翼が微妙に振れているのがわかります。飛行中は空気の力が作用してある程度振れはなくなりますが、飛行機を速度をどんどん増していくと、規則的な振れが始まり、これを止めることができない状態に陥ることがあります。これをフラッタと呼び、非常に危険な状態です。この現象を設計段階から予測して飛行機の安全性を確かめておく必要があります。これを理論的に予測するには、振れる翼のまわりの空気を正確に計算することが必要になります。

飛行機の翼が振れた場合、どのような現象が起きるか図で説明します。まず、翼が静止した状態から、急に姿勢を変えたとします(図1)。瞬時に翼に上向きの力(揚力)が発生し始めると同時に翼の後ろに揚力の発生に見合った渦が発生し、流れと共に後ろに流されていきます。

この渦には、a)翼に対して吹き下ろしの影響を与える、b)渦が翼から遠く離れると影響がなくなる、というふたつの性質があります。これらの性質から、翼には徐々に揚力が増し、渦が遠く後ろに去ってしまった時に一定の値に落ち着きます。この間、一定の値に落ち着くまでの現象

を非定常、一定の値になった状態を定常と呼ぶことがあります。

振れ動く翼まわりの空気の流れは、この現象が連続的に起きていると考えられます。図2は、翼が連続的に姿勢を変えた場合、後ろの渦と翼に働く揚力の関係を模式的に示しています。常に翼の姿勢が変わり、揚力が変化することになります。瞬時、瞬時に、その変化に見合った渦が後ろに放出されます。後方に去った渦の影響は、殆どなくなりますが、翼近辺の渦は翼に影響を与えます。これらの渦の並びは、翼が過去にどのような姿勢であったかを示すことになり、翼への影響はこの渦の強さと位置に依存します。

簡単にいいますと、空気の流れにも慣性(変化に逆らって今までの状態を続けようとする性質)があり、翼の姿勢が急激に変化したとしても、空気の流れの追従は遅れます。これを、非定常空気の遅れという場合が多いです。この遅れの原因のひとつには、前述の渦の影響があります。もうひとつの大きな要因は、翼自身が動いているということです。そのため、実際に気流が翼に沿って流れる方向は静止している場合の方向と異なることとなります(図3)。

ここまで、流れに対する理解が深まれば、あとは数学的なモデルを構

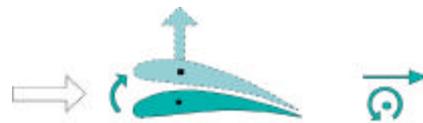


図1 急に姿勢を変える翼



図2 振動する翼



図3

築して計算するだけです。昔は、計算機の能力が十分でなかったためこのモデル化に基づく解法は、大変難解な積分方程式に導く方法が採られていました。最近では、スーパーコンピュータが活躍し、流体の最も高度な数学モデルを用いて直接シミュレーションできるようになりました。このシミュレーションでは、先に説明した現象がすべて自動的に計算できます。図4に最新のスーパーコンピュータでシミュレーションしたフラッタ現象を示します。たわんだ状態で振れている翼のまわりの流れがよくわかります。

当研究所構造材料研究センターでは、飛行機の翼構造に働く空気を正確に計算し、安全性を確かめるため、このような計算手法を開発しています。

構造材料研究センター
中道 二郎
jiro@nal.go.jp

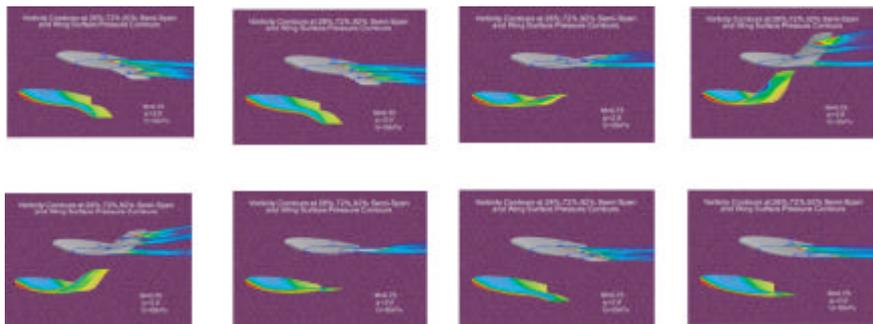


図4 フラッタ現象の数値シミュレーション

第39回

公開研究発表会開催報告



去る平成13年12月6日(木)当研究所において第39回公開研究発表会を開催し、今年度は9件の講演と20件のポスターセッションによる発表を行いました。

講演では当研究所の活動概要から

現在進めているプロジェクト研究の成果や今後の活動、ロケットエンジンの性能向上に関する研究等について発表を行いました。また、宇宙開発委員 五代富文氏による特別講演「H-Aから未来宇宙輸送系までを展望する」には聴講者が多数集まりました。

ポスターセッションは午後に設けられた討論時間で、来聴者と当研究所説明者との間で活発な議論が交わされました。

当日は悪天候だったにも関わらず236名の来聴者を迎え、盛会のうちに終了しました。



熱心に説明を聞かれる遠山大臣

12月17日(月) 遠山文部科学大臣が当研究所を訪問され、2時間半に渡って視察されました。

遠山大臣は、理事長より当研究所の概要について説明を受けた後、展示室、風洞設備や三次元可視化システムを見学されました。

また、宇宙関連機関の連携に関して、NAL/NASDA HOPE研究共同チームの若手研究者と懇談されました。

遠山文部科学大臣が 当研究所を視察



発行日 平成13年12月20日 (毎月1回発行) No.513

発行所 独立行政法人 航空宇宙技術研究所

東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1 〒182-8522

©禁無断複写転載「なる」からの複写、転載を希望される場合は、広報室にご連絡ください。

ご意見ご感想などは電話、FAXまたはEメールでお寄せください。

電話：0422(40)3958 FAX：0422(40)3281

NALホームページ：<http://www.nal.go.jp/> Eメール：WWWadmin@nal.go.jp

古紙配合率100%再生紙を使用しています