

観測ロケットによる柔軟エアロシエルの大気圏突入実証試験

山田和彦 (JAXA/ISAS)、永田靖典 (JAXA/ISAS)、秋田大輔 (東工大)
今村宰 (日大)、安部隆士 (JAXA/ISAS)、鈴木宏二郎 (東大新領域)
柔軟構造大気突入機 (MAAC) 研究グループ

1. はじめに

柔軟エアロシエルを利用した展開型の大気圏突入機は、カプセル型、有翼型につづく第3の大気突入システムとして注目されている。展開型の大気突入システムの特徴は、軽量大型の柔軟エアロシエルを大気圏突入前に展開し、大気突入機の弾道係数を下げることで、空気力を効率よく使い減速できる点にある。この特徴により、柔軟エアロシエルを有する大気突入機は、大気密度の薄い高高度で減速することができるため、大気突入において最も重要な技術的課題である空力加熱を大幅に低減することができる。また、地球再突入システムに応用した場合は、終端速度を下げるため、緩降下のためのパラシュートシステムや逆噴射システムが必要なくなり、従来型に比べて、飛躍的にシンプルなシステムが実現でき、信頼性の向上、コストの低減が期待される。我々のグループでは、図1に示すような、円錐形状の薄膜のフレア型エアロシエルに注目して研究開発を進めてきた^[1]。これは、薄膜フレア部にかかる空気力を、ガス圧で形状を維持するインフレーターブルトラスによって圧縮力として支える構造となっており、エアロシエルが膜面のみで構成されるため、軽量を保ったままの大型化が比較的容易であることが利点である。



図1:インフレーターブルトラスで支持された薄膜フレア型柔軟エアロシエルを利用した大気圏突入機の概念図

我々のグループでは、その研究開発の一環で、2012年の8月に観測ロケットによる大気圏突入実証試験を実施した。本試験は、これまでの研究開発の成果を確認する重要なマイルストーン

として位置づけられており、これまで行ってきた要素技術の研究開発を踏まえて、大気突入機を設計、製作し、その最も重要な機能である大気突入飛行を実証することを目的としている。特に、下記の3点については、地上試験では実証が困難であり、フライト試験を実施してのみ得られる成果である。

- 1)各種地上実験で検証し、設計したインフレーターブルエアロシエルを有する低弾道係数飛翔体が大気圏突入環境で減速装置として機能すること
- 2)無重量高真空下でインフレーターブルエアロシエルが正常に展開し、正しい姿勢で大気圏へ突入すること
- 3)高速自由飛行中の柔軟構造飛翔体の超音速～低速までの空力特性および空力加熱環境データを取得すること

2. 実験機概要

図2は、本観測ロケット実験のために開発した実験機の写真である。実験機は、金属製の半球頭部を有するカプセル部と ZYLON フィラメント織物で製作された薄膜フレア部、エアロシエルにかかる空気力を圧縮力として支えるインフレーターブルトラスで構成される。カプセル部は、直径 19cm の半球の後部に角柱が取り付けられた構造をしており、各種センサやバス機器等の電子回路やガス注入システムなど、実験に必要なすべての機器を搭載している。その周りに、開き角 70 度の円錐形状薄膜エアロシエルが取り付けられ、さらに、その外周にインフレーターブルトラスが接続されている。インフレーターブルトラスのチューブ直径は 0.1m で、展開時のエアロシエルの外直径は、1.2m である。インフレーターブル部の皮膜は、多層膜構造で、最内層に気密層として厚さ 0.3mm のシリコンゴムシート、その外側に断熱層として ZYLON 紡績糸織物、強度層として ZYLON フィラメント織物の 3 層構造となっている。膨張ガスは、炭酸ガスを使用した。また、完全に膨張した状態で、内圧が 140kPa になるように調整されており、ガス圧の調整なしで、大気圏外から地上まで形状を維持することができる。エアロシエルは、カプセル後部の角柱部に巻きつけるように収納し、

アルミ製のエアロシェルカバーで固定する。エアロシェルを収納した状態では、S-310 観測ロケットのノーズコーン内部の最大直径 228mm の円筒状のスペースに収まる。実験機の総重量は

15.6kg で、抵抗係数を 1.0、基準面積をエアロシェル展開時の正面投影面積とすると弾道係数は、約 $14\text{kg}/\text{m}^2$ である。

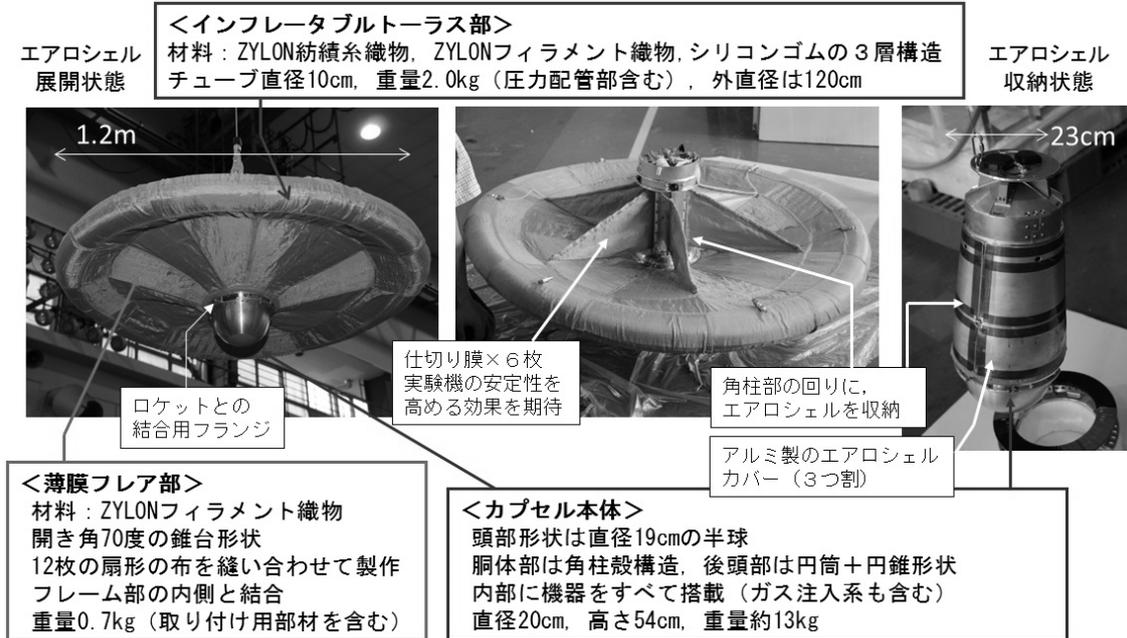


図2：観測ロケット実験のために開発した実験機

3. 実験シーケンス

本観測ロケット実験のシーケンスを下記にまとめる。実験機は、エアロシェルを収納した状態で、頭部を下向きにして、ロケットのノーズコーン内部に搭載される。実験機を搭載したロケットが打ち上げられ、上昇し、ロケットの燃焼が終了した後、ノーズコーンを開頭する。その後、上昇中の高度 100km でエアロシェルカバーを開放し、遠心力によりエアロシェルを展開し、インフレータブルトラス部にガスを注入し、形状を確定させた後に、高度 111km で実験機を射出する。実験機は、その後も、弾道飛行で、さらに上昇し、最高高度 150km に到達した後は、重力により加速し、大気圏に突入する。実験機は、姿勢制御系を有していないので、大迎角姿勢で大気圏に突入するが、動圧が大きくなると空力安定により迎角 0 度に指向するとともに、空気力によりエアロシェルの形状が安定する。高度 75km～45km の間で実験機は空気力により減速され、その間、最大マッハ数、最大空力加熱、最大動圧を経験する、飛行中のフライトデータは、すべて地上局へ送信する。実験機は、打ち上げから約 1340 秒後、頂点通過からは約 1150 秒後に終端速度約 15.3m/s で着水し、その後、水没する。これらの実験シーケンスは、

すべて、ロケット及び実験機に搭載されたタイマーによって管理されて実行される。図3に、上記の実験シーケンスの概要をまとめる。

4. 実験結果

4.1 実験結果概要

実験機を搭載した観測ロケット S-310-41 号機は、平成 24 年 8 月 7 日 16 時 30 分に内之浦宇宙空間観測所から打ち上げられた。ロケットは予定通り上昇し、本試験の実験シーケンスは、すべて順調に行われ、目的であった大気圏突入飛行を実証できた。また、エアロシェルの画像データ、実験機の位置姿勢データ、飛行中の実験機各部の温度や圧力履歴などは、飛行中、実験機に搭載されたテレメトリシステムにより地上局にダウンリンクされ、予定していたフライトデータはすべて正常に取得できた。そのフライトデータより、柔軟エアロシェルが大気圏突入時に減速装置として想定通りの性能を発揮したことが確認できた。ただし、想定外の事象として、高度 10km 以下の亜音速飛行中に実験機が大きく姿勢を乱した時間帯があったことがフライトデータから確認されている。表1に、本フライト試験中のイベントのタイムテーブルをまとめる。

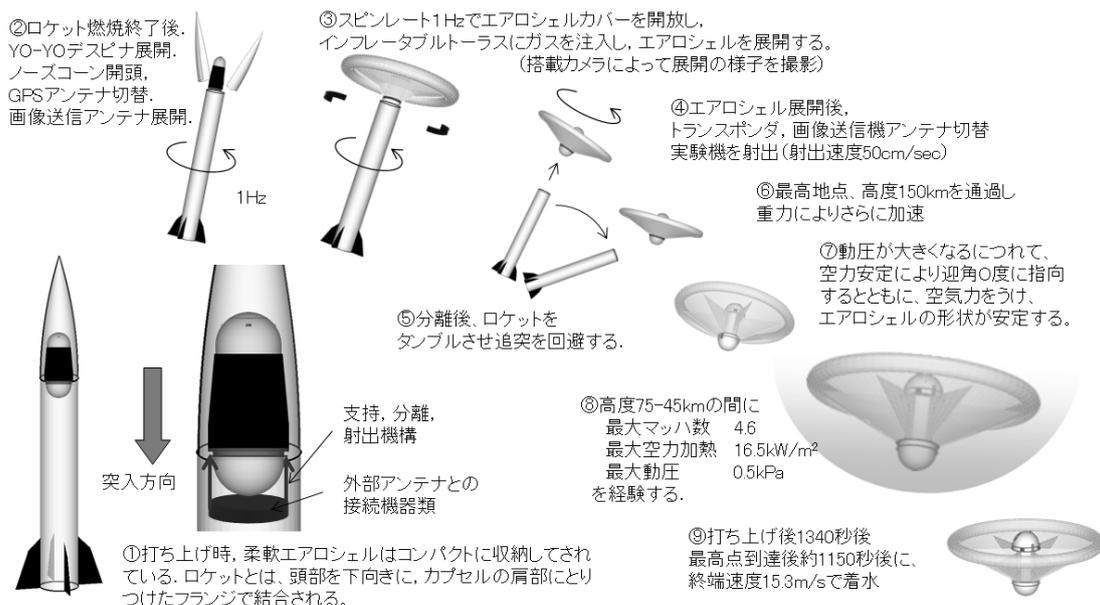


図3：観測ロケットによる柔軟エアロシェルの大気圏突入実証試験の実験シーケンス

表1：フライト試験中イベントのタイムテーブル

Xtime(秒)	イベント
X=0sec	ロケット打ち上げ
X=60sec	ノーズコーン開頭
X=90sec	高度 100km：エアロシェルカバー開放
X=95sec	ガス注入開始
X=100sec	高度 111km：実験機分離&射出、射出速度約 45cm/s
X=191sec	高度 150km：最高高度通過
X=320sec	高度 70km：最高速度 1.32km/s に達した後、空気力により減速開始
X=400sec	高度 30km：平衡速度到達
X=866sec	高度 9.4km、降下速度約 25m/s：実験機の姿勢が不安定になる。
X=1121sec	高度 3.7km、降下速度約 20m/s：実験機の姿勢が再び安定する。
X=1320sec	着水

4.2 柔軟エアロシェルの展開

本試験では、高度 100km で、約 1.5Hz のスピン環境下において、エアロシェルカバーを開放し、遠心力によりエアロシェルを展開した。その 5 秒後にインフレータートルラスにガスを注入し、さらに 5 秒後に実験機をロケットから分離射出した。図 4 は、射出 4 秒後の実験機の写真である。エアロシェルが完全に展開されているのが確認できる。また、図 5 に、エアロシェル展開時のインフレータートルラス内部の圧力履歴を示す。トルラス圧は、エアロシェル展開前は、残留ガスにより約 10kPa の圧力がかかっているが、エアロシェル展開と同時にトルラスの体積が増加する

ため、一旦、ほぼ 0kPa まで低下する。その後、ガスが注入されるとトルラス圧力は上昇し、ガス注入後約 80 秒 (Xtime= 175sec) で設計どおり 140kPa に達した。これらのデータより、エアロシェルの展開シーケンスは順調に行われたことが確認できた。



図4：ロケット搭載カメラで撮影した射出 4 秒後の実験機の様子

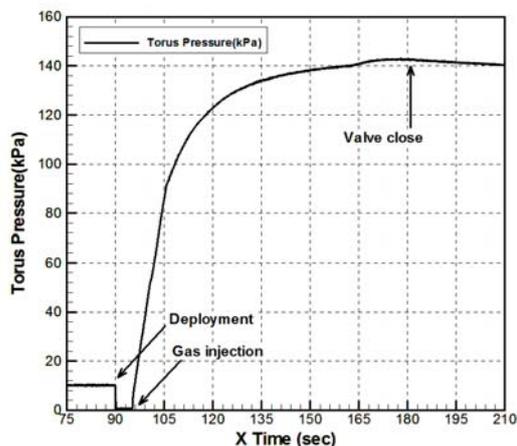


図5：エアロシェル展開時のトルラス圧履歴

4.3 柔軟エアロシェルの減速性能

図6に、レーダーで取得した実験機の位置情報から得た再突入軌道を示す。横軸に実験機の数値速度（位置データの差分より推定）、縦軸に実験機の高度を示す。図中の◇が、フライトデータである。これより、実験機は高度150kmに達した後、重力により加速し、高度70kmで最高速度1.32km/sに達し、その後、空気力により減速を開始し、高度30kmでは、ほぼ平衡速度になったことがわかる。

図中には、事前にシミュレーションにより予測した実験機の再突入軌道（抵抗係数は、超音速で1.5、亜音速で1.0の簡易モデルを利用）を実線で、柔軟エアロシェルがない場合（直径23cm、重量15.6kgの剛体カプセルを想定）の再突入軌道を破線で示す。フライト結果と事前のシミュレーションの結果はよく一致しており、大気圏突入環境で柔軟エアロシェルは想定どおりの減速性能を発揮したことが実証できたといえる。また、柔軟エアロシェルがない場合のシミュレーションとの比較から、柔軟エアロシェルにより大気圏突入機の弾道係数を下げることにより、従来型の剛体カプセル型の大気圏突入機（弾道係数100kg/m²オーダー）に比べて、高高度での減速が実現できており、本試験において、柔軟エアロシェルを利用した低弾道係数大気圏突入機のもっとも重要な利点であり特徴である大気密度の薄い高高度での減速が実フライト環境で実証できた。

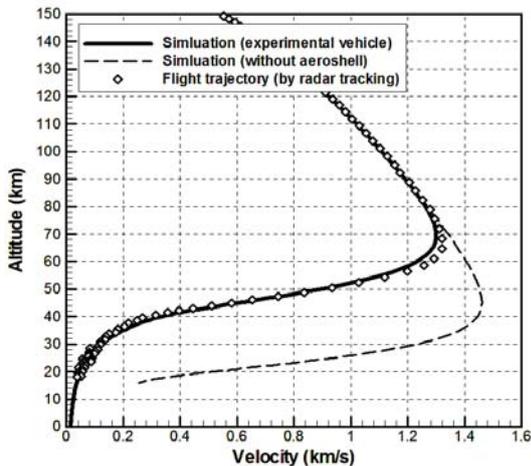


図6：実験機の再突入軌道データとシミュレーションで予測した再突入軌道との比較

図7に、フライト試験で得た再突入軌道データとノミナルの大気モデルから推定したマッハ数と抵抗係数の関係を示す。図7には、併せて図6の数値シミュレーションで用いた簡易モデルも示す。簡易モデルは事前の風洞試験等の結果から予測したものである。超音速領域では、抵抗係数は1.5程度の一定値をとり、遷音速領域において急激に減少し、亜音速領域では、1.0となる傾向は、簡易モデルとフライトデータで同様である。この結果は、フレア型柔軟エアロシェルは、大気圏突入時の自由飛行環

境においても、風洞試験で予測したとおりの減速性能を発揮したことを示している。また、フライト試験において、マッハ数3.5以上の領域で抵抗係数が減少していることや、風洞試験とフライト試験において、遷音速領域での抵抗係数が減少するマッハ数が異なる原因については、今後、風洞試験のデータの見直しも含めて、詳細に調査する予定である。

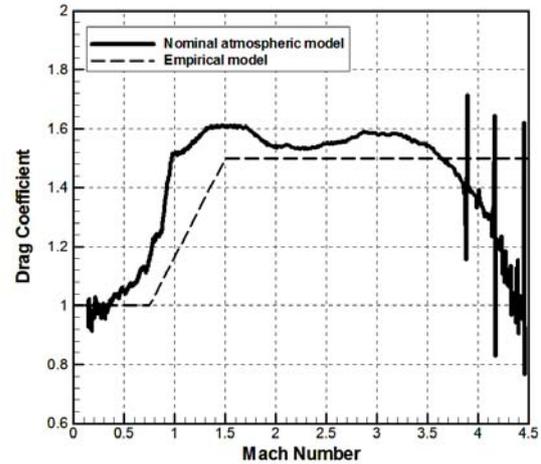


図7：フライト試験結果から推定したマッハ数と抵抗係数の関係

5. まとめ

S-310 観測ロケットを用いて、柔軟エアロシェルを有する飛行体の再突入実証試験を実施した。実験シーケンスはすべて順調に行われ、柔軟エアロシェルを有する実験機の大気圏突入飛行を実証できた。実験で取得したフライトデータから、実験機は、真空無重量環境下で正常にエアロシェルを展開し、その後、大気圏へ突入し、想定どおりの減速性能を発揮し、柔軟エアロシェルの効果により大気密度の薄い高高度での減速が行われることを実飛行環境下で実証することができた。本試験において、画像データを含め、予定していたすべてのフライトデータを取得できており、今後、エアロシェルの形状や実験機の姿勢運動や空力加熱環境などについても詳しくデータを解析していく予定である。

謝辞 本研究は平成24年度JAXA戦略的開発研究費（工学）の支援を受けて行われました。また、本実験を遂行するにあたり、JAXA 宇宙研観測ロケット実験室、内之浦宇宙空間観測所の方々には、多大なるご支援、ご協力をいただきました。この場をかりて、心より感謝申し上げます。

参考文献

- [1] 山田和彦, 鈴木宏二郎, 安部隆士, 今村幸, 秋田大輔, 「展開型柔構造大気圏突入機 MAACの開発と将来展望」, 日本航空宇宙学会誌, 第59巻, 第695号, 2011年, 12月