

## B05 基幹ロケットにおける複合材料構造の適用状況と課題

島崎裕一, 田中宏明, 原英統 (三菱重工業)

Yuichi Shimazaki, Hiroaki Tanaka, Hidenori Hara (Mitsubishi Heavy Industry)

### 1. 目的

基幹ロケット (H-IIA、H-IIB) の打上げサービス事業者・コア機体メーカーとしての立場から、複合材構造の適用状況、課題と認識している事項、および MHI での取組状況を紹介します。今後のロケットや将来輸送系構造への複合材適用に向けた議論の題材の一つとする。

### 2. 背景

複合材料 (CFRP) は軽量化 (高比強度/比剛性)・低コスト化 (部品点数削減) 可能な材料として航空宇宙機器(ロケット、衛星等)の構造体へ適用が進められてきた。これまでの基幹ロケットの開発においても複合材料を適用してきたが、適用範囲をさらに拡大するためには様々な制約/課題が残っていると認識している。

将来輸送系 (再使用ロケット、有翼輸送機等) においては構造軽量化が至上命題となると考えているため、その実現に有力な手段である複合材構造に対する制約/課題の解決を進める必要が有る。

### 3. ロケットへの適用状況

MHI 及び他国のロケットにおける複合材料 (CFRP) の適用状況を図 3-1、3-2 に示す。尚、各構造部位に対する適用状況サマリを表 3-1 に示す。

表 3-1 より、H-IIA/B ロケットでの複合材料適用範囲は他国のロケットと比較し、少ないことが分かる。他国のロ

ケットでは、軽量化/低コスト化の観点で複合材料を多く適用している。他国ロケットに対する競争力確保の観点からも、今後の国内宇宙機における複合材料適用を増やしていく必要があると言える。

### 4. 課題

コア機体製造メーカーとして認識している課題を以下の通り整理した。

#### 4. 1 製品費の低コスト化

アルミセミモノコック構造を CFRP サンドイッチパネル構造とした場合のコストと質量の試算の一例を図 4. 1-1 に示す。

アルミ構造と比較し軽量化は約 20% 低減可能である。コストも約 20% 低減可能な見込みとなるが、さらなるコストダウンを実現するためにはハンドレイアウトにかかる人件費や組立作業を減らさなければならない。複合材構造の適用に当たっては後述する様々な課題と上記メリットのトレードオフを必要としている。

#### 4. 2 製造設備

##### (1) コスト

自動車等の製品と比べて限られた年産機数のロケットでは初期の設備投資(クリーンルーム、オートクレーブ、NDI 設備等)や維持費用を回収することが難しい。

他機種で使用可能な汎用性のある設備を所有することや、初期の大き

な設備投資であるオートクレーブを必要としない材料を開発/選定する等の方策を実施することでロケットでの複合材採用が可能となる。

#### (2) 製造性

宇宙用として自在に使える様な大型の製造設備（オートクレーブ等）が社内や社外に無いため、基幹ロケットに用いるサイズの構造体を製造することが難しい。

簡素な設備で製造可能なプロセスの実用化や宇宙系の各社で使用可能な共通設備を持つ等の大胆な取組みが必要と考える。

#### (3) 面積計画

複合材は多様な設備(クリーンルーム、オートクレーブ、マンドレル、NDI、組立治具等)を必要とし、工場面積を多く占有してしまう。特に専用設備の場合は一度導入すると工場の長期計画に影響が大きいいため、他機種との工場エリアの取合いが発生する。

設備の汎用性を確保するとともに、可搬式設備（移動や撤去可能な設備）の実現により、取り回しの良い設備を考えていく必要がある。

### 4. 3 運用への影響

#### (1) H-IIA/B の運用

基幹ロケットの複合材構造では不意の疵やモノが当たる度（工具落下等）に非破壊検査が必要となる。また、上記のような手間を回避するためにアルミ構造と比較して注意深く作業に当たる傾向がため、実作業工数が増加する傾向にある。

複合材構造の取り回しを良くするためにも、機体の健全性を確認する

ことが容易になる様なヘルスマニタリング技術の導入や、疵/衝撃を問題としない衝撃に強い材料の選択/開発が必要である。

#### (2) 品質保証方法

機体の健全性は材料管理と成形のプロセス管理および NDI 検査にて保証される。

しかし、このような管理は手間を要しており、コストアップ要因の一つであるため、全数簡易強度試験での保証等の代替方法を採用していくことも検討を進める必要がある。

### 4. 4 生産時の欠陥発生

運用上ある程度の欠陥（ボイド、層間剥離）を許容するため、安全設計での構造仕様となっており、CFRP のポテンシャルを十分に活用し切れていない。

今後は、生産段階での欠陥発生と製造パラメータの相関をより深く検証していく必要があると同時に開発初期の許容欠陥基準の見極めが重要となる。

### 4. 5 原材料への依存

複合材料は一般的に各メーカーでのプロセス設定が必要となるため、材料/プロセス開発（スペック開発⇒専用材料）による初期投資が必要となる。さらに、ロケットのような少量生産の製品で専用材料となってしまうと中長期的に材料が値上がる傾向にある。

材料のコストアップを回避するためには、市場動向の把握/先読みはもちろんであるが、材料メーカーとの協力関係構築や各社協調購入等で事前に対策を考える必要がある。

## 4. 6 設計課題

### (1) 耐熱環境構造

H-IIA/B ロケットの段間構造は耐熱環境対策を以下のように実施しており、軽量化/低コスト化の効果が薄まっている。

- ・液体燃料（液酸/液水）タンクとの熱変形および低温化の影響を加味し、タンクとの接合部はアルミ継手を採用している。
- ・高温側では空力加熱によるCFRPのガラス転移温度の超過を防止するため、耐熱コーティングを塗布している。

### (2) 材料選択

ロケットの支配的荷重条件は圧縮標定であるが、航空機と同種の材料を使用している。

ロケット特有の温度環境、荷重（圧縮支配）に適した材料開発/特性改善を（4. 5項と矛盾しない範囲で）実施していくことで、軽量化のメリットをさらに拡大できる可能性が高いと考えている。

## 5. 将来

将来の宇宙輸送系においては、更なる低コスト達成のため機体の再使用化が進むと予測されるが、再使用化に伴う装備（着陸脚、翼）や今後のペイロード増加を想定すると複合材料適用の必要性は益々高まると想定される。

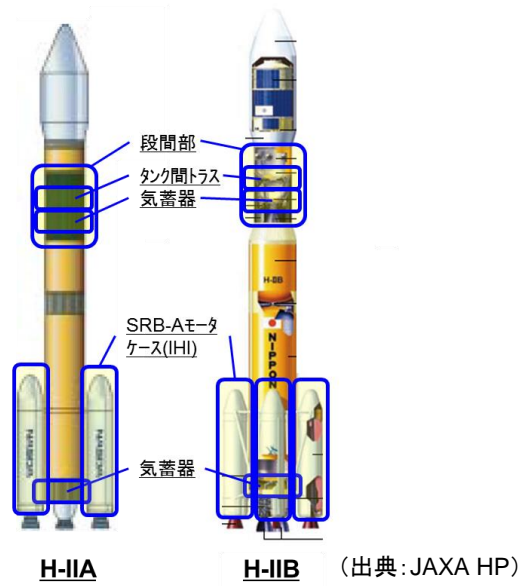
ロケット構造体への複合材料適用拡大に向けて、MHIでも4項の課題を踏まえた取組みを進めていきたい。

## 6. まとめ

- (1) 基幹ロケットにおける複合材適用状況を紹介した。
- (2) システム/製造メーカーとして複合材に対して認識している課題および打ち手（案）を紹介した。

## 7. 参考文献

- [1] V.V.Vasiliev, V.A.Barynin, A.F.Razin, “Anisogrid composite lattice structures – Development and aerospace applications”, Composite Structures 94, pp.1117-1127, 2012.
- [2] D.A.McCarville, J.C.Guzman, J.L.Sweetin, “Manufacturing Overview of a 2.4 Meter (7.9 Foot) Composite Cryotank”, SAMPE Journal, Vol.49, Issue 5, pp.7-13, 2013.



(出典: 第 26 回複合材料シンポジウム  
H-2A ロケット複合材段間部構造の開発(その2))

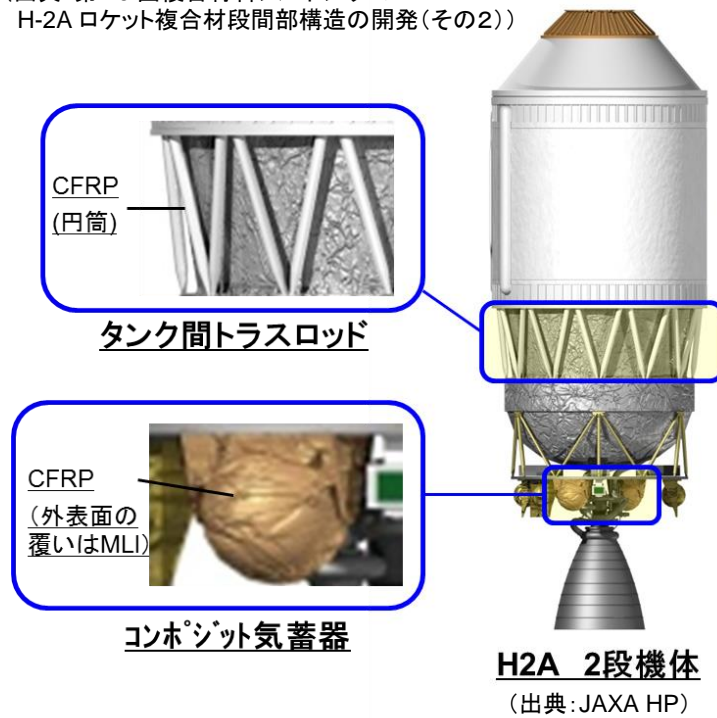
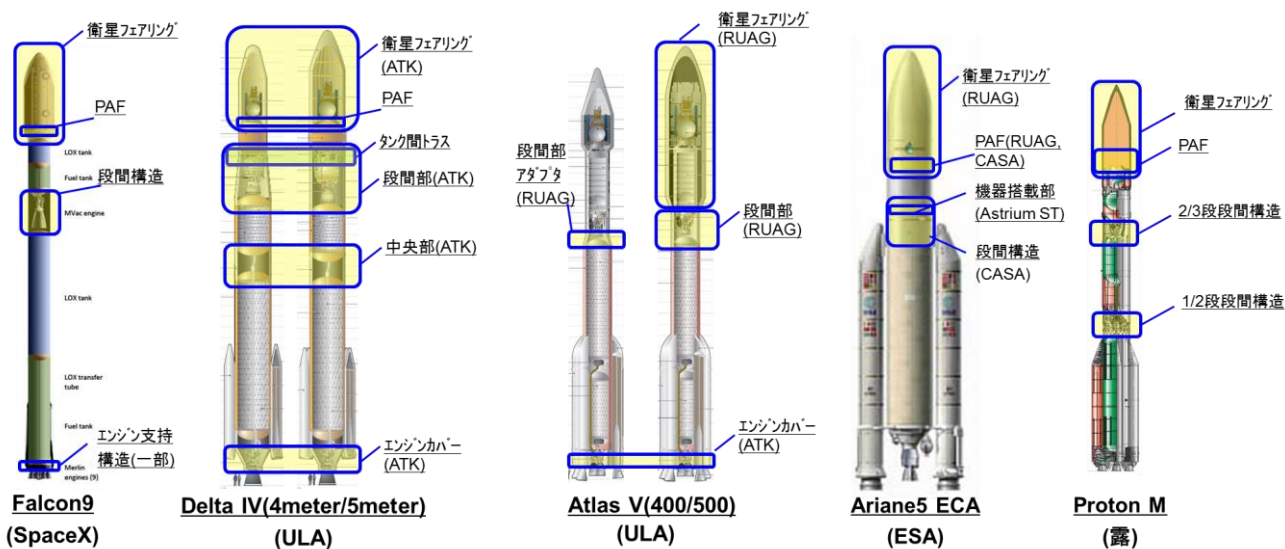


図 3 - 1 H-IIA/Bにおける複合材適用実績



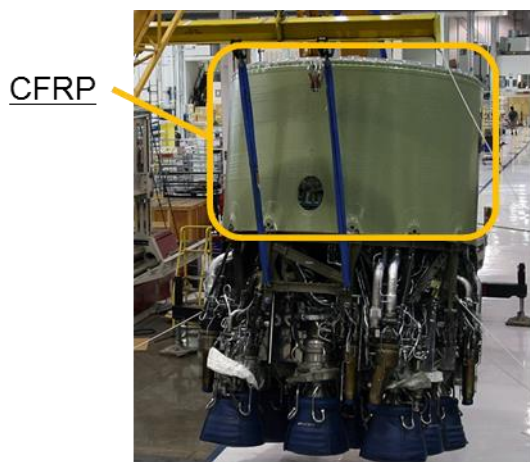
(出典: 各ロケットユーザーマニュアル及びメーカ HP、文献[1]より。不明部位は不記載)



段間構造 (出典: SpaceX - HP)



PAF (出典: SpaceX - HP)



CFRP  
 エンジン支持構造 (出典: SpaceX - HP)



衛星フェアリング (出典: RUAG- HP)

図 3 - 2 他国のロケットにおける複合材適用実績

表3-1 世界のロケットにおける複合材適用実績サマリ

(出典:各ロケットユーザマニュアル及びメーカHP、文献[1]より。不明部位は不記載)

機体	Ariane 5 (ECA)	H2A/B	Delta IV	Atlas V 500	Falcon 9	Proton M
初号機	1996年	2001年	2002年	2002年	2010年	2013年
フェアリング	CFRP	アルミ	CFRP	CFRP	CFRP	CFRP
PAF/アダプタ	CFRP/アルミ	CFRP/アルミ	CFRP/アルミ	CFRP/アルミ	CFRP/アルミ	CFRP/アルミ
2段タンク間構造	無(*1)	CFPR (一部)	CFPR (一部)	無(*1)	無(*1)	無(*1)
段間構造	CFRP	CFRP	CFRP	CFRP (一部)	CFRP	CFRP (1/2, 2/3 stage間の一部)
1段タンク間構造	無(*1)	アルミ	CFRP	(*2)	無(*1)	無(*1)
エンジン支持構造	アルミ	アルミ	CFPR (thermal shieldのみ)	CFPR (thermal shieldのみ)	CFPR (円筒スキンのみ)	(*2)

(\*1) 共通隔壁を有するタンク構造のため、タンク間構造なし。

(\*2) ユーザーズマニュアル、及び、HPに記載なし。

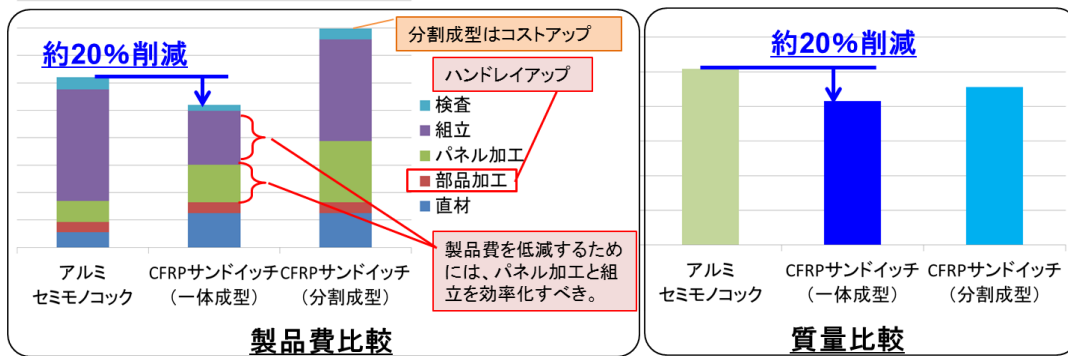
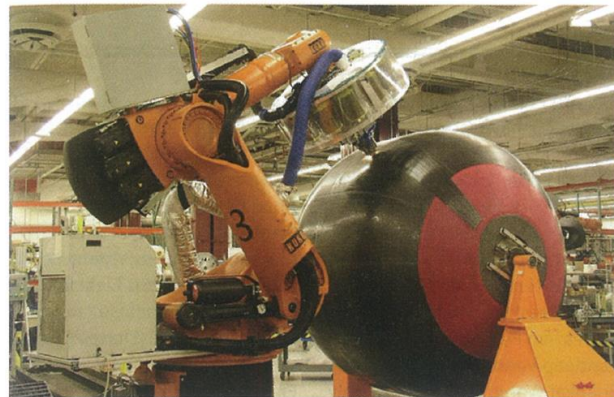


図4. 1-1 コスト・質量比較 (MHI試算の一例)



ハンドレイアップ



自動積層装置 (出典:文献[2])

図4. 1-2 積層方法