



図 11 143E から見た日本地図



出典: 海上保安庁ホームページ(http://www1.kaiho.mlit.go.jp/JODC/ryokai/ryokai_setsuzoku.html)を加工して作成

図 12 排他的経済水域

(2) (1)を実現するために必要な次期技術試験衛星の開発実証

ア バスの基本構成

将来衛星バスの要求条件を軌道上で実証するために次期技術試験衛星で開発すべきキー技術は、以下のとおりとする予定である。

➤ 衛星大電力化への対応

発生電力 24 kW 以上(供給電力 20kW 以上)の衛星大電力化技術の実現に向け、パドルの大型化のための「軽量太陽電池パドル及び大容量軽量化電源」が必要となるため、次期技術試験衛星では、これらを搭載し軌道上実証を行う。また、大電力化や機器高密度実装による発熱量増大に伴い、高効率の「展開ラジエータ」による高排熱技術が必要となるため、これを搭載して軌道上実証を行う。ただし、効率的な軌道上実証のため、これら技術実証は必要最小限のものとする。

➤ オール電化衛星技術の適用

オール電化衛星は、従来の化学推進系を搭載した衛星と比べると、軌道遷移期間に長期(実績は 6 ヶ月程度)を要する(表 2)。そこで、オール電化衛星のキー技術である「高推力の国産ホールスラスタ」を開発・搭載し、軌道遷移期間の短縮及び静止軌道での軌道保持運用について実証することで、市場競争力確保を目指す。

表2 欧米のオール電化衛星計画

| | Boeing 702SP (ABS-3A/Eutelsat 115) | Airbus Eurostar E3000e (Eutelsat 172B) | OHB System Small GEO flex | TAS Spacebus NEO |
|-----------------------|---|---|--|---|
| 打上げ時期(想定) | 2015 (launched) | 2017 | 2018 | 2019 |
| 衛星質量(wet) | 1900/2200 kg | 3500 kg | ~3000 kg | 3000~6000 kg |
| 発生電力(EOL) | 未公表 | 13 kW | 10 kW | 未公表 |
| ミッション機器への供給電力(EOL) | 5.5 kW | 8 kW | ~8 kW | ~20 kW |
| 推進系 | オール電化 | オール電化 | オール電化 | オール電化/ 化学推進/ハイブリッド |
| 軌道遷移期間 (打上げ軌道→GEO) | 6ヶ月 (achieved) | 4ヶ月 | ~200日 | 未公表 |
| 同時打上げ機数 | 2機同時打上げ (縦積みスタック) | (1機単独打上げ) | 1機単独、2機同時打上げ | 未公表 |
| 概観図 |  |  |  |  |

このほか、静止衛星では、軌道遷移及び静止軌道での軌道保持運用において、軌道決定及び軌道制御計画立案を定常的に実施する必要がある。この運用負荷を軽減するため、次期技術試験衛星では、自律的な軌道決定と軌道制御の2機能の実証を目指す。自律的な軌道決定は、静止トランスファ/静止軌道用「GPS受信機」を搭載することで実現する。自律的な軌道制御は、この軌道決定値を基に、軌道遷移及び軌道保持のための航法アルゴリズムを用いて実現する。

さらに、将来衛星バスでは、打上げロケットに制約されない自在性を保証するために、国内外のロケットへの搭載性を確保できる必要がある。これに向けて、H3ロケット試験機2号機で打上げる次期技術試験衛星においても、国内外のロケットに対する搭載インタフェースや打上げ環境への適合性を考慮する。