

アリアン5型ロケット1号機の失敗について

宇宙開発事業団

平成8年6月19日

1. 概要

欧州宇宙機関（ESA）が開発したアリアン5型ロケットの1号機が、ギアナ宇宙センター（南米仏領ギアナ、クールーに位置）より、現地時間平成8年6月4日午前9時34分頃（日本時間同日午後9時34分頃）打ち上げられたが、発射後約37秒、高度約3400mを飛行中に機体の姿勢が大きく乱れ、直後に機体が破壊・炎上し、ペイロードであるクラスター衛星4機とともに失われた。

事故後の現地での記者会見（現地時間6月5日午前9時～）において、搭載コンピュータのソフトウェアに異常があった可能性が示唆されている。なお、ESA及びCNESにより事故調査委員会が直ちに設置され、事故原因の解明及び必要な是正対策処置等についての調査が開始された。7月15日までに調査結果がまとめられる予定。

2. 主要状況

2. 1 事故状況

記者会見での発表情報等から、発射から事故に至るまでのアリアンロケット1号機の事故状況は、以下のとおりである。

- （1）天候不順のため、当初打上げ予定時刻より約1時間遅れて発射。エンジン及び固体ロケットの点火は正常に行われ、機体はゼロ・プラス7.5秒で離陸。ゼロ・プラス37秒まですべて順調。機体のテレメトリーデータもすべて正常。
- （2）ゼロ・プラス37秒に、突如2本の固体ロケットブースターのノズル方向を制御するアクチュエーターが異常動作し、ノズルが限界まで振り切れて固定。次いでバルカンエンジンのノズルアクチュエーターも同じ異常を示し、ノズルが振りきれたまま固定。
- （3）ノズル（推力）方向制御の異常により、機体の飛行姿勢が急激に傾き、空気力により機体に過大な曲げ応力が発生（この時点での機体の飛行高度約3400m、速度マッハ0.73）。これにより、機体構造が破壊、機体の自爆機構も作動し機体全体が爆発炎上。ゼロ・プラス41秒でテレメトリーデータ途絶。

- (4) ゼロ・プラス61秒に地上の管制センターからも指令破壊信号を送信。機体破片は、東方*のマンガローブ林を中心に落下し、アリアン5射点であるELA3から、旧ダイヤモンド射点を含む500m～5kmの範囲にわたって飛行方向に沿って散乱。人員・地上等への被害はなかった模様。

*）アリアン5型1号機（501フライト）は、クラスタ衛星4機をGTO軌道まで打ち上げる計画であったため、射点から東方に向けて発射されている。

2. 2 事故原因

正確な事故原因については、事故調査委員会の調査結果を待つ必要がある。現在までのところ、以下のような状況から搭載コンピュータのソフトウェアに異常があった可能性が示唆されている。

- (1) 機体及び第1段エンジン、固体ロケットブースターの作動状況は、事故直前まで計画通り良好であり、異常な兆候は見られない。
- (2) ノズルの振り切れは、アクチュエータの異常ではなく搭載コンピュータからの操舵信号によるものと考えられる。なお、固体ロケットブースターに続き、バルカンエンジンのノズルも同様に振り切れている。正常な飛行であれば、固体ロケットブースター燃焼中は、バルカンエンジンは中立位置に保持され、機体の姿勢制御はすべて固体ロケットブースターの推力方向制御だけで実施される。
- (3) ゼロ・プラス37秒時点で、搭載コンピュータに機体姿勢異常等を示すセンサー誤信号が入力され、これに反応して搭載コンピュータがノズルを振り切る操舵信号を出した可能性については、搭載コンピュータを介さず取得されているテレメータデータに、そのような機体姿勢異常を示すセンサー出力が確認されていないことから、考えにくい。

これらより、ゼロ・プラス37秒時点で搭載コンピュータまわりに異常が発生し、異常な操舵信号がアクチュエータに送られた可能性が高いと考えられる。なお、搭載コンピュータを含む誘導制御ハードウェアは二重冗長構成となっており、単純なハードウェア異常は考えにくいことから、搭載ソフトウェア異常の可能性が原因として示唆されているようである。

3. アリアン5型ロケットについて

3. 1 全体概要

アリアン5型ロケットは、アリアン4型ロケットに続く欧州の次期主力ロケットとして、1987年より約10年の期間をかけて開発されたロケットである。アリアン5型ロケットの機体規模及び打上げ性能を、H-II（H-IIA）ロケットと比較して、表-1に示す。H-IIロケットに比べて約2倍、ほぼ静止4トン級H-IIAロケットに匹敵する打上げ性能を持つ他、有人打ち上げを想定して98.5%の機体信頼度を持ち、主要な誘導・制御系統は冗長化構成となっている。大型でありながら、機体の構成がシンプルで、信頼度が高いことがアリアン5型の特徴である。

アリアン5型ロケットの機体コンフィギュレーション及び各製造契約先を図-1に示す。問題の可能性のある搭載コンピュータを含む誘導制御系は、電子機器搭載部（VEB）に搭載されており、マトラマルコーニスペース社がハードウェア製造の主契約者となっている。また、飛行プログラム及び機体の搭載電子機器の全体設計についてはアエロスパシアル社が主契約者となって責任を負っている。

3. 2 誘導制御系統の概要

アリアン5型ロケットの誘導制御系の全体概要を図-2に示す。リングレーザージャイロ3式及び加速度計4式と内部コンピュータ及び電源を内蔵する慣性基準装置（IMU）及び固体ロケットブースターに搭載されたジャイロ装置（BGY）からの計測信号に基づき、航法・誘導用搭載コンピュータ（OBC）で航法・誘導及び制御のために必要な計算を実施、機体（LAUNCHER）を制御する。

信頼度を上げるために、IMU及びOBCを各2式ずつ搭載する冗長系構成となっており、OBCにおいて冗長管理（REDUNDANCY COMMUTATION）が行われている。なお、これらの機器間は、データバスと呼ばれるデジタルインターフェースで結合されている。

冗長系構成の基本原理を図-3に示す。各OBC上に各IMU用の航法計算部（NAV1、NAV2）、冗長系管理部（COMMUTATION）、誘導計算部（GUIDANCE）、制御計算部（CONTROL）を構成するソフトウェアが搭載され、冗長系管理部においてIMU及びOBCの異常検出及び切替管理を実施している。ただし、切替管理の具体的内容及び方式等については、現時点では不明である。

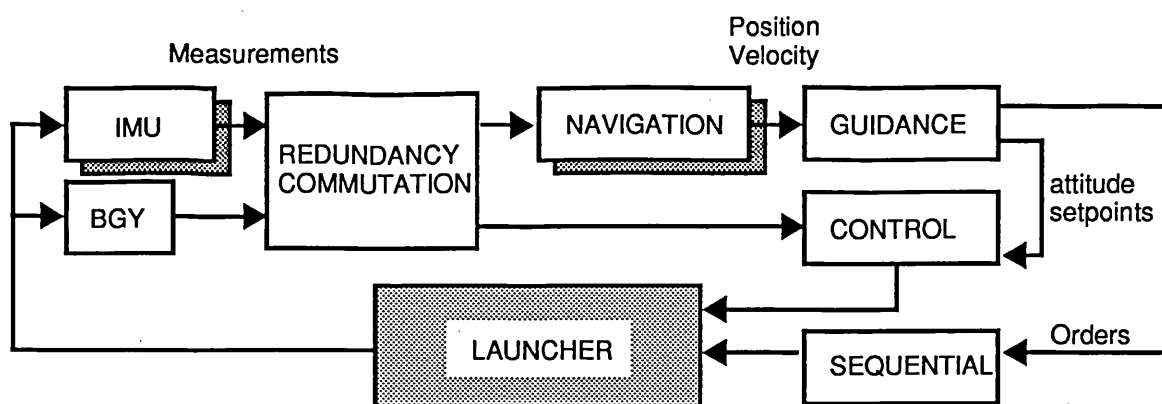
表ー１ アリアン５、ＨーII及びＨーII A ロケット主要諸元比較

	アリアン５	ＨーII	参考：ＨーII A（静止４トン級）	
打上げ能力				
低高度軌道	18 ton	9 ton	18 ton（第２段を使用しない）	
軌道高度	70 km×300km	250 km	150 km（当該円軌道速度－100m/sec）	
軌道傾斜角	51.6 deg	51.6 deg	51.6deg	
静止遷移軌道	6.8 ton	4.0 ton	8.0 ton（第２段を使用）	
軌道傾斜角	7 deg	28.0 deg	28.0 deg	
信頼度	98.5%	97.0 %	ＨーIIと同等（TBD）	
全 長	45.7m-51.4m	50 m	52 m	
外 径	5.4 m	4.0 m	4.0 m	
打上時重量	737 ton	260 ton	500 ton	
ブ-スタ-（2本分）	P230 ×2	SRB×2	SRB-A×2	（H-IIA S1/LE-7A×2）×2
推進剤	固体推進薬	固体推進薬	固体推進薬	LOX/LH2
推進剤重量	474 ton	118 ton	128 ton	192 ton
全備重量	546 ton	141 ton	147 ton	221 ton
推力（海面上）	1100 tonf	316 tonf	368 tonf	344 tonf
比推力（真空中）	271 sec	273 sec	277 sec	441.0 sec
燃焼時間	130 sec	94 sec	99 sec	200 - 250 sec（TBD）
第１段/ エンジン	H155/HM-60	H-II S1 / LE-7	H-IIA S1 / LE-7A	
推進剤	LOX/LH2	LOX / LH2	LOX / LH2	
推進剤重量	158 ton	86 ton	96 ton	
全備重量	170 ton	98 ton	110 ton	
推力（真空中）	115 tonf	110 tonf	110 tonf	
比推力（真空中）	430 sec	445.4 sec	441.0 sec	
燃焼圧	110 bar	131 bar	131 bar	
燃焼時間	600 sec	350 sec	380 sec	
第２段/ エンジン	L9.7/AESTUS	H-II S2/LE-5A	H-II S2/LE-5A	
推進剤	MMH / N2H4	LOX / LH2	LOX / LH2	
推進剤重量	MAX 9.7 ton	16.7 ton	16.7 ton	
全備重量	10.9 ton	19.6 ton	19.6 ton	
推力（真空中）	3 tonf	14 tonf	14 tonf	
比推力（真空中）	324 sec	450 sec	450 sec	
燃焼圧	17.8 bar	38.1 bar	38.1 bar	
燃焼時間	1100 sec	535 sec	535 sec	

全長:51.4m
重量(打上げ時):745t
推力(打上げ時):1300t

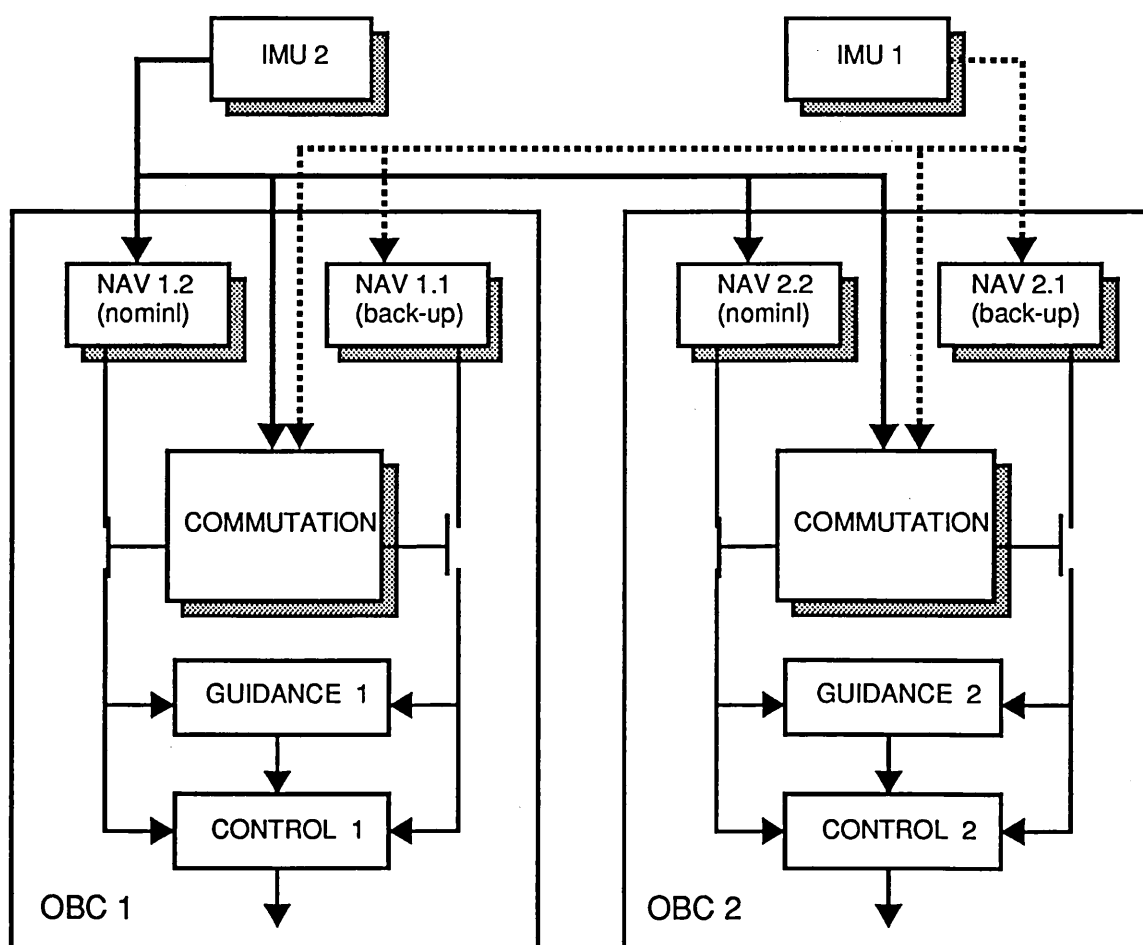
推力(打上げ時):1300t





図一 2 誘導制御系全体概要

(出典：アエロスパシアル社説明資料)



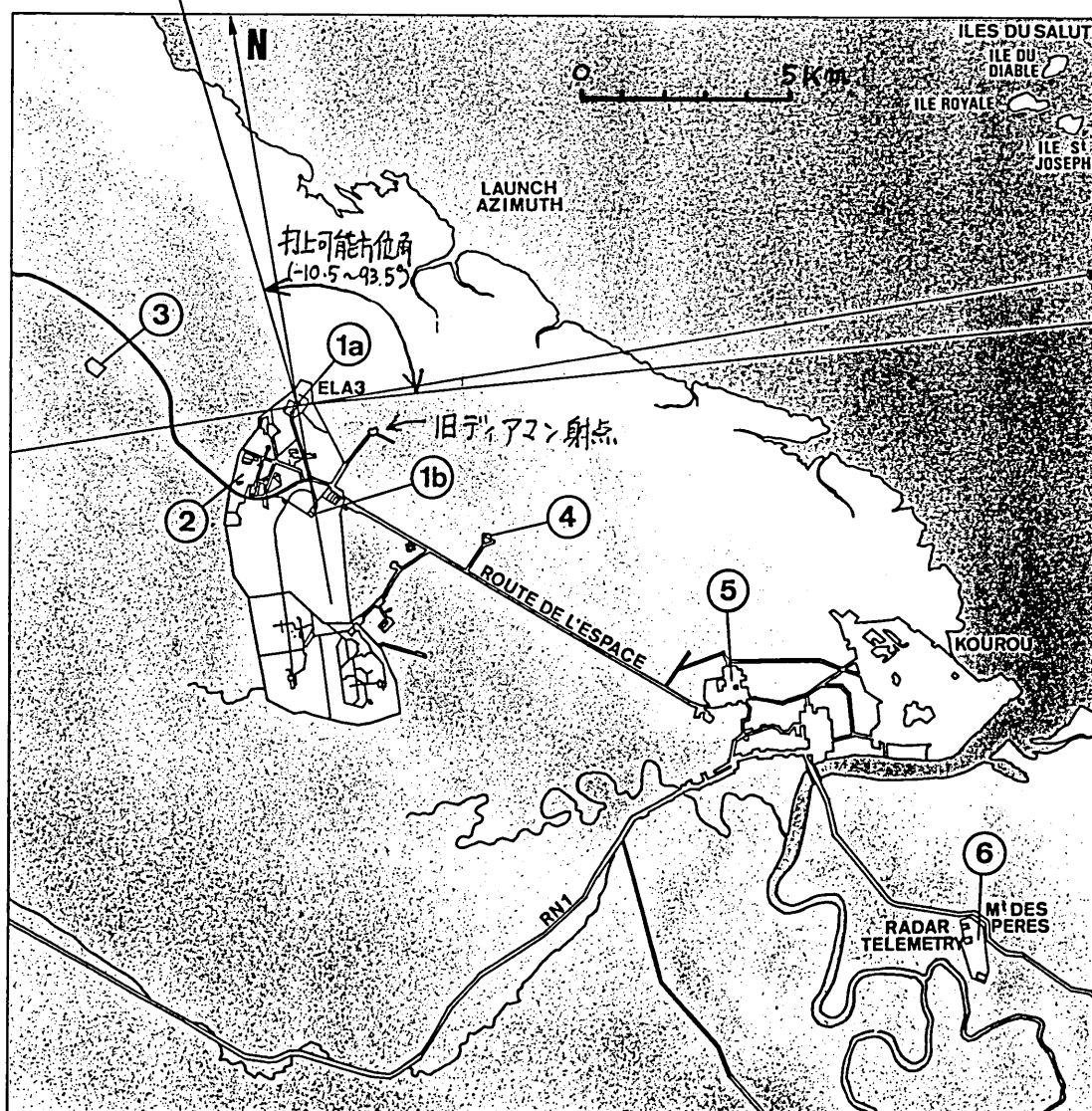
図一 3 冗長系構成原理

(出典：アエロスパシアル社説明資料)

アリアン5射点概要

(出典: アリアン5ユーザーズマニュアル)

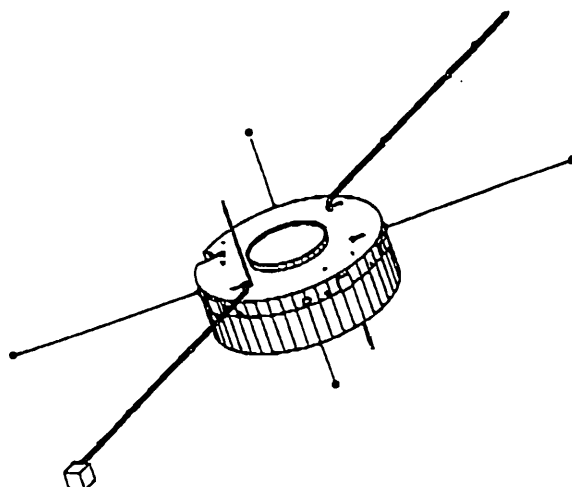
- ① ARIANE LAUNCH COMPLEX N°3
 - ①a LAUNCH PAD (アリアン5型打上げ射点)
 - ①b PREPARATION AREA (CDL 3, BIL, BAF)
- ② ARIANE LAUNCH COMPLEX N°2 (ZP, ZL, S2, S3, S4, ZSP, ZES and ZSE)
- ③ SATELLITE NETWORK STATION (KRU 92) - S Band
- ④ STORAGE (MISCELLANEOUS EQUIPMENT)
- ⑤ C.S.G. TECHNICAL CENTRE (S1, Control Centre)
- ⑥ TRACKING STATION and SATELLITE NETWORK STATION (KRU 98, KRU 100) - S Band



Guiana Space Centre (CSG)

クラスター衛星の概要

衛星外観図



(衛星の概要)

- (1) 4機の衛星からなり、ESAのホライゾン2000計画の一部(CS1)で、地球と太陽の物理的な相互作用を調査する国際協力の一環となる。
- (2) 楕円極軌道(25,500-140,300km)衛星で、運用軌道に適したあと地球と太陽の相互作用の僅かな変化でも観測できるように4機で編隊飛行を行う。
- (3) 太陽からの粒子(風)と地球磁場との相互作用を調査する。地球磁場とそこに取り込まれた粒子を直接観察することにより、太陽と地球の間の磁氣的、電氣的な相互作用を前例のないほど詳細に調査する。最初に、4機の個々の衛星で、惑星間空間の小規模のゆらぎが測定される。
- (4) スピン安定方式の円筒形の同一形状の衛星。電力は、太陽電池アレー(日陰の時は5個のバッテリー)を使用する。衛星上部に観測機器を搭載。磁気センサは、2本の放射上に展開できるブームに取り付けられている。電界観測機器は、長さ50mの4本のワイヤーブームに取り付けられている。

(主要諸元)

ミッション運用期間	: 2年
直径	: 2.9m
高さ	: 1.3m
ドライ重量	: 550kg
燃料重量	: 650kg
太陽電池出力	: 224W
バッテリー容量	: 80Ah
観測機器重量	: 72kg
観測機器消費電力	: 47W
スピンレート	: 15RPM
データレコーダ記録容量	: 1Gbit
データ伝送レート	: 2~262kbps

アリアン5型ロケット試験機の失敗について

株式会社ロケットシステム

去る6月4日(JST, 21:33)仏領ギアナのクールー射場で発射されたESAのアリアン5号機の試験初号機は、打ち上げ39秒後、制御系の異常を認め指令爆破され、打ち上げは失敗に終わったと報道された。

アリアン5ロケットは2機の試験飛行で開発を終了し、その後世界の商業打ち上げ需要の約6割を供給しているアリアンスペース社に移管され、今年の後半からは商業打ち上げの主力機として利用され、1997年から1999年にかけて14機を打ち上げて1999年後半には現在のアリアン4に完全に置き換えると云う計画が大々的に宣伝されていた矢先でもあり、当事者のみならず、世界中の打ち上げ事業者にも大変大きな衝撃を与えたに違いない。

このアリアン5の失敗について、世界の関係者達は様々な見方をしているが、打ち上げ業界全体への不信、とりわけ打ち上げ保険の料率アップに繋がる可能性が有るとしながらも、アリアンスペース社にとっては現在のアリアン4をもう少しこのまま使い続けることで凌げるのでビジネス上のインパクトにはならないだろうとの見方が大勢のようだ。

将来、わが国のH-2ロケットを使って商業打ち上げ市場に参入すべく努力中の当社ロケットシステムにとってもこの失敗の報道は大きな衝撃であった。

しかし、今回の事故は開発中の試験機の失敗であり、今後の事故調査の結果、原因が特定出来れば、国際打ち上げビジネスの市場に対する実質的な影響は殆んど無いと当社では受け止めている。

また、ある欧州の宇宙保険会社幹部の一人は、開発フェーズの出来事であり、特にESAやアリアンスペースの事故の例では中国等とは異なり、原因調査の結果や情報が素早く、しかもオープンに報道される為に、今回の失敗がそれ程大きなビジネス界への悪影響を及ぼすような事はないであろうとの見解を述べている。

— 以 上 —