

大学でできる再使用型ロケット実験（その6）

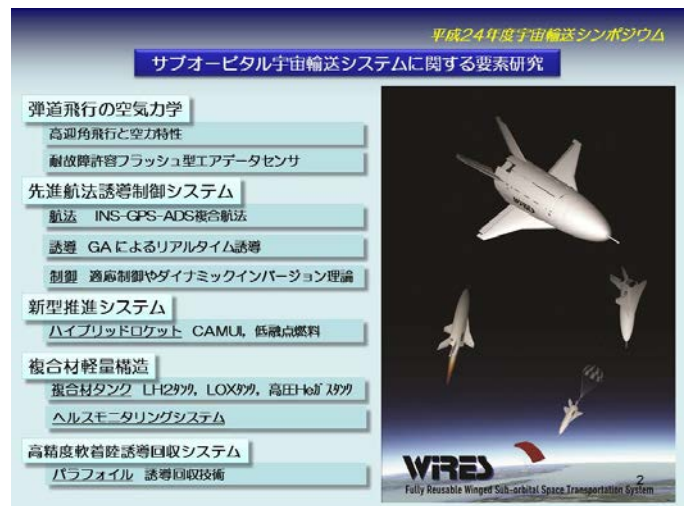
米本浩一（九州工業大学）、相良慎一（九州工業大学）、松本剛明（九州工業大学）、
永田晴紀（北海道大学）、越智徳昌（防衛大学校）、
石本真二（宇宙航空研究開発機構）、麥谷高志（宇宙航空研究開発機構）
牧野隆（IHI）、木元健一（IHI）

要約

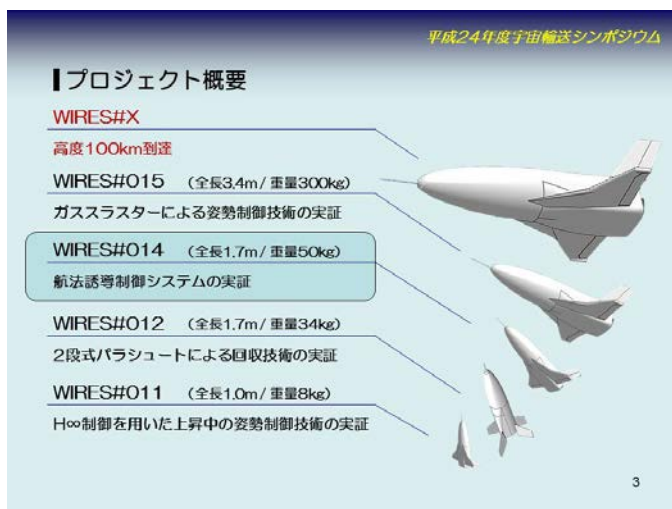
九州工業大学では、2005 年より有翼ロケットによる無人のサブオービタル飛行システムの研究を進めてきた。航法誘導制御システム、推進システム、回収システムや複合材構造設計技術等の個別要素研究を進める一方、それらの技術実証を目的とした小型有翼ロケット実験機を用いた飛行実験を行ってきた。2010 年からは、北海道大学、防衛大学大学校および JAXA 宇宙輸送ミッション本部や航空宇宙機メーカー等と連携し、高々度飛行を目指す有翼ロケット実験機の開発を進めている。これまでに行ってきた飛行実験結果を紹介し、サブオービタル飛行を目指す将来計画についても報告する。



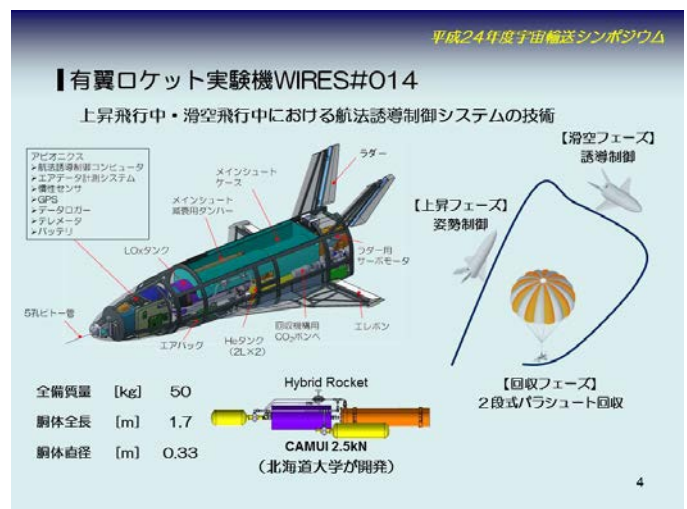
1



2



3



4

有翼ロケット実験機WIRES#014の航法誘導制御

航法

位置・姿勢を算出

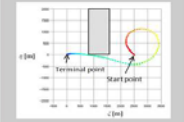
ADS/INS/GPS複合航法
エアデータ・慣性データ・GPSデータを複合して正確な航法データを生成



誘導

飛行経路を算出

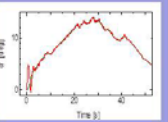
GAIによるリアルタイム誘導
遺伝的アルゴリズムをFPGAに実装することによりリアルタイムで最適飛行経路を生成



制御

制御入力算出

H ∞ 制御・適応制御
ロケットのような広範囲の飛行環境に対応できるロバストな制御理論



5

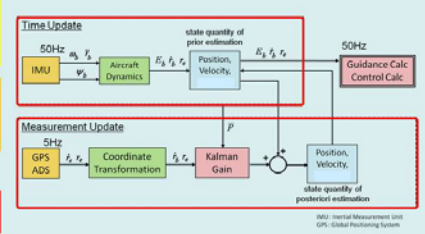
◆ADS/INS/GPS複合航法

- 位置情報をより早い更新周期で精度よく取得
- 疑似Air Dataの取得, **Air Data System**の動作不良時に使用

INS
更新時間が早い, 積分による誤差が時間毎に蓄積

OGPS・ADS
精度が時間に依存しない, GPSの更新時間が遅い

複合することで高精度の航法システムを実現

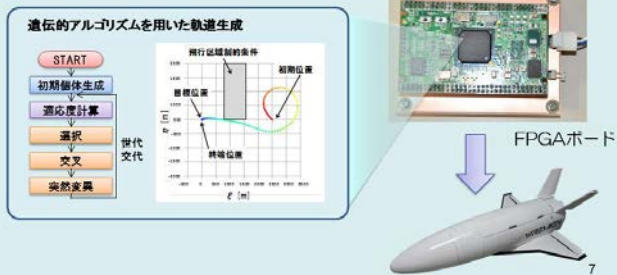


6

6

◆GAIによるリアルタイム誘導

- 滑空飛行開始時から減速シュート放出直前までの区間においてリアルタイム軌道生成を行う
- 高速演算が可能なFPGAによるリアルタイム誘導システムの開発



7

◆H ∞ 制御・適応制御

有翼ロケットの飛行領域

亜音速域~極超音速域
空力特性の変化
(正確な予測が困難)

機体制御の不確かさ

H ∞ 制御

- 外乱にロバスト安定な姿勢制御

ディジタル適応制御

- きめ細かいゲイン設定が不要
- パラメータ変動にロバスト
- アバートや故障等の非常時にも柔軟に対応

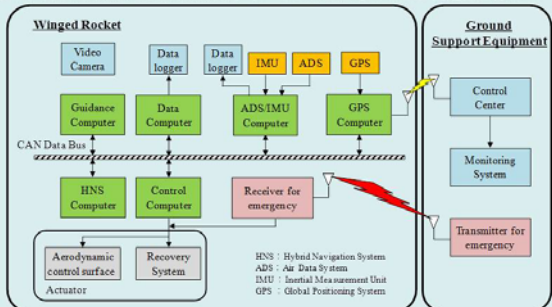
8

8

有翼ロケット実験機WIRES#014のアビオニクス (1/2)

◆メインシステム

機能ごとに別のコンピュータに搭載
CAN (Controller Area Network) データバスによりマイコン間通信を行う



9

有翼ロケット実験機WIRES#014のアビオニクス (2/2)

◆非常系

異常飛行時に安全の確保のため地上から指令を送り, 飛行中断して安全区域内に落下させる

異常飛行時操作
エンジンのシャットオフ
減速シュートの放出
動翼の非対称操舵



- 2故障許容 (2箇所故障しても飛行中断可能) のシステム構成とする
- 落下分散シミュレーションを行い安全区域外に落下しないことを確認

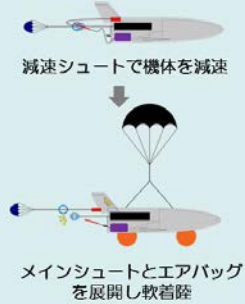
10

10

有翼ロケット実験機WIRES#014の回収システム

◆通常回収と非常系による飛行中断

2段式パラシュート回収システムを採用



WIRES#012によるデモンストレーション

11

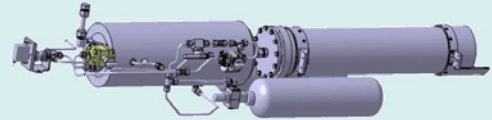
1 1

有翼ロケット実験機WIRES#014の推進システム

北海道大学が開発／極松電機が設計製作

CAMUI型ハイブリッドロケットエンジンを搭載

酸化剤	： 液体酸素	燃焼時間	3.8 [s]
推進剤	： ポリエチレン	最大推力	310 [kgf]
		比推力	240 [s]



取扱いが容易で低コストなエンジン

12

1 2

有翼ロケット実験機WIRES#014のランチャー

- ランチャは機体の運搬に使うトレーラーを土台とし、3段に分かれたレール台、7段に分かれたレールからできている。
- 垂直に立ち上げた場合、高さ約7mになる。



1 3

有翼ロケット実験機WIRES#014の飛行管制システム

移動式飛行管制システム(飛行管制車)を使用

飛行管制センタの役割

- ・ランチャ側の情報の取得、表示
- ・ランチャコントロール
- ・機体のテレメトリデータの取得、表示
- ・非常系の操作

飛行管制車の天井上に情報取得用アンテナとスピーカーを設置

飛行管制車内にはデータ処理用PCと情報表示用モニタ、操作用モニタを設置



飛行管制車内の様子

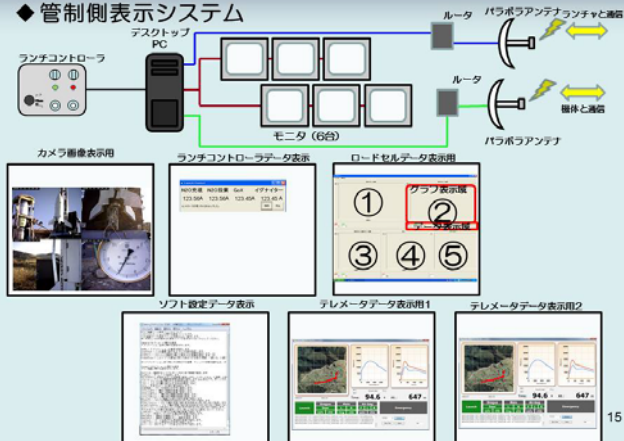


アンテナ、スピーカー設置

14

1 4

◆管制側表示システム



15

1 5

予備ロケット実験機WIRES#012飛行実験 (3回目) 回収システムの技術実証



1 6

有翼ロケット実験機WIRES#014の開発状況

◆地上燃焼試験

- 機体の構造強度確認
- 飛行安全確保のための非常系システム動作確認
- CAMUI型ハイブリッドロケットの運用方法確認

◆WBS (Work Breakdown Structure) に従って
打上げ前の各種機能試験

◆Hardware-in-the-Loop Simulation

飛行時の状態を模擬し、制御系の機能性能を確認

17

17

有翼ロケット実験機WIRES#014の地上燃焼試験-第1回
(1/2)

試験日時 2012/2/29

試験場所 平尾台自然の郷駐車場



●燃焼が不十分

バルブが閉じられていないまま
燃焼を開始してしまった
→ バルブの動作確認の方法に
工夫が必要

●減速シュートの不時放出

→ リレー回路の設計にミス

18

18

有翼ロケット実験機WIRES#014の地上燃焼試験-第1回
(2/2)

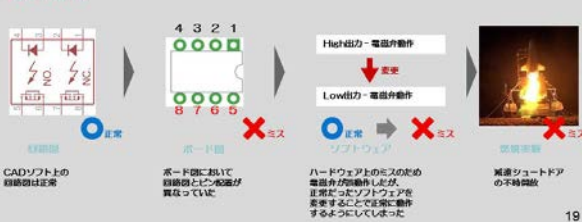
●不具合事象

減速シュートの不時放出

●原因

リレー回路の設計ミスとそれに合わせてソフトウェア
を変更したこと

エラーフロー図



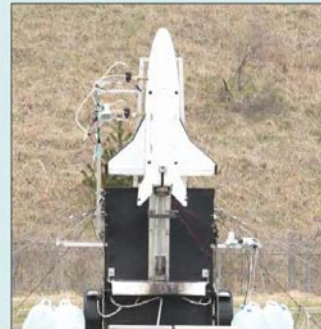
19

19

有翼ロケット実験機WIRES#014の地上燃焼試験-第2回
(1/3)

試験日時 2012/2/29

試験場所 平尾台自然の郷駐車場



●燃焼開始後1秒は正常な燃焼

●燃焼開始1秒後非常系不時動作により減速シュート放出およびエンジンシャットオフが発生

20

20

有翼ロケット実験機WIRES#014の地上燃焼試験-第2回
(2/3)

●不具合事象

非常系不時動作

(燃焼開始約1秒後動作, 試験後非常系動作をLEDの点滅により確認)

●原因

1. ソフトウェアのミス

非常系受信機から出力される非常系動作信号を20回連続カウントすると動作するはずが、1回のカウントで非常系が動作するようにソフトウェアのミスがあった

2. ハードウェアのミス

非常系受信機～非常系回路信号線のプルダウン抵抗の設置忘れ(設計ミス)

*プルダウン抵抗を設置して論理レベルを安定化する必要があった

3. ノイズ

1回のカウントが発生するには何らかのノイズが信号線にのったことが考えられる

21

21

有翼ロケット実験機WIRES#014の地上燃焼試験-第2回
(3/3)

●振動試験

振動によりノイズが発生したのではないかな?

加振方向: XYZ軸方向に加振

負荷: 2G

周波数: 10Hz~1kHz

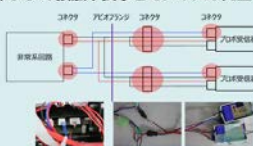
振動による非常系の不時動作は発生しなかった



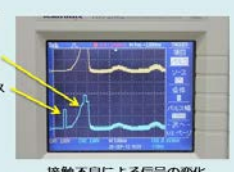
振動試験

●非常系周辺コネクタの接触確認

コネクタの接触不良などでノイズが発生しないかな?



ノイズ



接触不良による信号の変化

非常系受信機のコネクタの接触不良でノイズによる非常系誤動作を確認

22

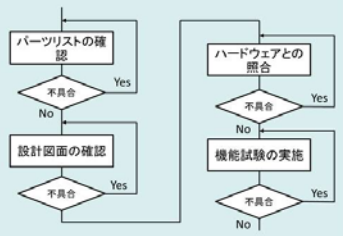
22

有翼ロケット実験機WIRES#014の総点検

● 目的

いずれの燃焼試験においても、設計ミスが実験失敗の原因となっていた。
そこで、パーツや試験等のリスト管理を徹底し、不具合を洗い出すこととした。

● 総点検フローチャート



● 総点検の結果

新たにソフト・ハードウェアの設計ミスが複数発見された。



発見された不具合全てに
対策を講じ、3回目の地上
燃焼試験を行った。

23

23

有翼ロケット実験機WIRES#014の地上燃焼試験-第3回

A movie of the ground combustion test



2012.10.31 平尾台自然の郷駐車場

24

有翼ロケット実験機WIRES#014の地上燃焼試験-第3回

A movie of the ground combustion test



2012.10.31 平尾台自然の郷駐車場

25

有翼ロケット実験機WIRES#014の地上燃焼試験-第3回
試験結果 (3/3)

- 実機搭載時CAMUIエンジン
推力プロファイルの取得

成功

- アビオニクスシステム正常動作確認試験

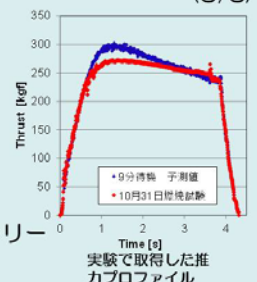
成功

エアバッグ放出指令をテレメトリ
データのモニタリングで確認

- 非常系システムの正常動作確認試験

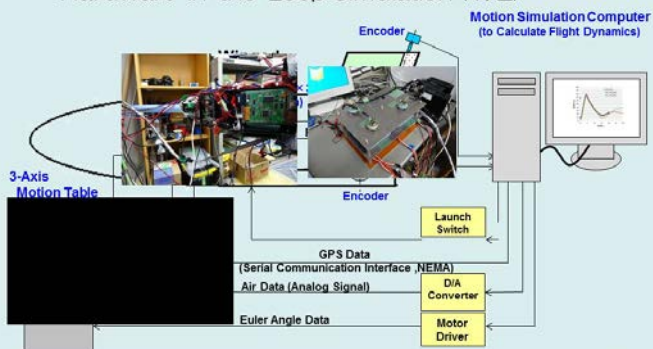
成功

減速シュート放出・動翼非対称操舵を確認



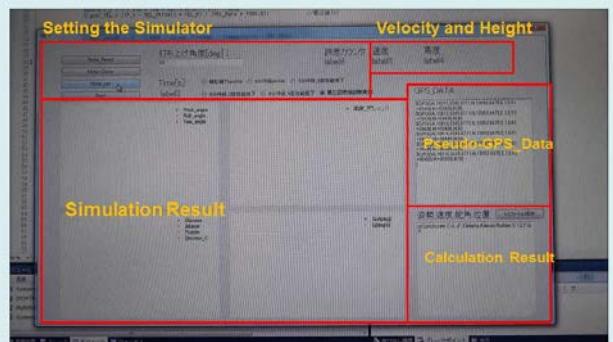
26

26

有翼ロケット実験機WIRES#014の
Hardware-in-the-Loop Simulation (1/2)

27

27

有翼ロケット実験機WIRES#014の
Hardware-in-the-Loop Simulation (2/2)

28

28


平成24年度宇宙輸送シンポジウム

有翼ロケット実験機WIRES#014の飛行試験計画

◆3月に平尾台において1回目飛行実験を予定

飛行安全の関係からエンジン性能を落とし到達高度を1200m程度とする

◆数回に渡り伊豆大島三原山裏砂漠において飛行実験を予定(到達高度1700m程度)



29

平成24年度宇宙輸送シンポジウム

有翼ロケット実験機の将来計画 ～サブオービタル宇宙輸送システムの実現



30

平成24年度宇宙輸送シンポジウム

全体開発計画(構想)

平成25年度	平成26年度	平成27年度	平成28年度	平成29年度
小型有翼ロケット実験機(研究機)				
基本/詳細設計	要素研究	機体製作	飛行試験結果の反映	維持設計
Test Vehicle	Proto-type Vehicle			
Body Length(m): 3.0	Body Length(m): 7.99 ~ 8.20			
Total Weight(kg): 300	Total Weight(kg): 5,240 ~ 4,640			
Engine: Hybrid	Engine: Hybrid / LNG			

主要な要素研究等に関わる飛行試験を実施する

FLT#1, FLT#2, FLT#3

プロトタイプサブオービタル機(技術実証機)

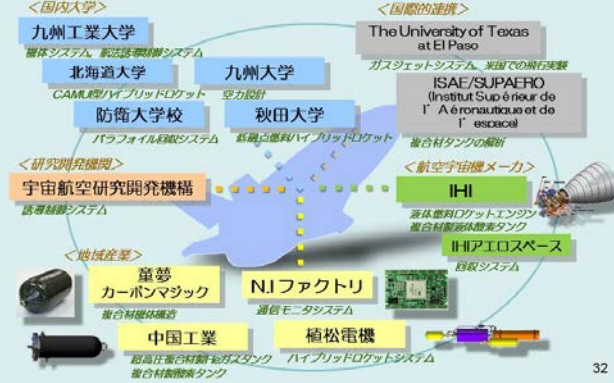
基本設計 → 詳細設計 → 試作試験 → 機体製作 → 維持設計

PDR, CDR1, CDR2, PSR, FRR, FL#1 #1~#10

31

平成24年度宇宙輸送シンポジウム

産官学連携による基盤技術の整備、開発及び飛行実験体制



<国内大学>
九州工業大学, 北海道大学, 九州大学, 防衛大学校, 秋田大学

<国際的連携>
The University of Texas at El Paso, ISAE/SUPAERO (Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'espace)

<研究開発機関>
宇宙航空研究開発機構

<航空宇宙機メーカー>
IHI, IHIエアロスペース

<地域産業>
産夢, カーボンマジック, NIファクトリ, 中国工業, 植松電機

32

平成24年度宇宙輸送シンポジウム

おわりに
国の研究機関や一般の企業、そして大学が身の丈に合った範囲で手を組み、サブオービタル宇宙輸送システムの研究を進めて行きたいと思ひます

目指せ「みんなの宇宙」!



33