

小型自動着陸実験 (ALFLEX) に係る開発結果の評価について
(宇宙開発委員会技術評価部会報告書概要)

1 小型自動着陸実験 (ALFLEX) の概要

(1) 目的

- ① 宇宙往還技術試験機 (HOPE-X) 形状を有した機体の自動着陸技術の実証及び低速飛行特性データの取得
- ② 小型実験機による飛行実験技術の確立

(2) 実験の概要 (表-1)

実験は、オーストラリアのウーメラ飛行場で行われた。

- ① フェーズⅠ：自動着陸システムの設計の妥当性を確認
- ② フェーズⅡ：飛行の各種条件を変化させて技術データを蓄積

(3) 実験機の主要諸元等 (図-1)

実験機は、現在想定しているHOPE-Xの形状のうちの1つをベースとし、スケール比37%で製作されている。実験機固有の特徴は、脚が固定であること、懸吊用ケーブルを取り付けるための開口部を胴上に有することなどである。

2 実験結果の分析及び今後の課題

(1) 実験結果の分析

13回すべての自動着陸実験において、実験機は滑走路方向位置、滑走路垂直方向位置とも安定して所定の経路を飛行した。主な分析結果は次のとおりである。

ア 接地位置 (図-2)

- ① 滑走路方向位置 (X)：設計上の制限 (0 m以上) に対し十分な余裕
- ② 滑走路垂直方向位置 (Y)：設計上の制限 (± 18 m以内) に対し十分な余裕

イ 停止位置 (図-3)

- ① 滑走路方向位置 (X)：制動用パラシュートを使用しない場合でも設計上の制限 (1000 m以下) 内
- ② 滑走路垂直方向位置 (Y)：設計上の制限 (± 21 m以内) に対し十分な余裕

ウ 沈下率 (図-4)

設計上の制限 (3.1 m/s以下) に対し十分な余裕

エ その他

実験機飛行時の風、実験機の分離点等についても、各種の条件のもとで実験を実施

(2) 今後の課題

接地位置（滑走路方向）は、予測値（263m）に比較してすべて遠方であった（図-2）。

センサ系時間遅れを実測値に設定するとともに、風の影響及び航法誤差を考慮したシミュレーション結果は、実際の飛行経路にかなり近くなることが解析されたが、さらに解析検討を進め、接地位置の予測精度を向上させることが望まれる。

3 総合意見

基本的飛行条件下での自動着陸実験フェーズⅠの3回、実験機の分離点、実験機飛行時の風等の条件を変化させた自動着陸実験フェーズⅡの10回を実施し、すべてについて安定な飛行／着陸及び良好なデータ取得に成功した。

ALFLEXによって、技術課題であったHOPE-X形状を有した機体の自動着陸技術の実証及び低速飛行特性データの取得並びに小型実験機による飛行実験技術の確立が達成され、HOPE-Xの着陸技術に関して開発の見通しが得られた。

以上のことから、ALFLEXの所期の目的は達成されたと評価する。

表 一 1 実験項目及び実験目的

フイ-λ'	実験号	実験項目	風条件	実験目的
フェーズ I	#01	基本性能評価 1	60%設計風	機体及び地上設備の基本性能の確認
	#02	基本性能評価 2	同上	同上
	#03	オフセット分離 1 (左 80m)	同上	誘導性能確認
フェーズ II	#04	ピッチマヌーバ 1 (IL α' - α 加振 1.5deg)	向風、横風 100% 追風 150%設計風	空力特性データ取得 (ピッチ関連)
	#05	ヨーマヌーバ 1 (ラ α' -加振 3deg)	同上	空力特性データ取得 (ヨー関連)
	#06	ピッチマヌーバ 2 (IL α' - α 加振 2deg)	同上	空力特性データ取得 (ピッチ関連)
	#07	ロールマヌーバ 1 (IL α 加振 1deg)	同上	空力特性データ取得 (ロール関連)
	#08	オフセット分離 2 (手前 100m) 及び ヨーマヌーバ 2 (ラ α' -加振 3deg)	同上	誘導性能確認 空力特性データ取得 (ヨー関連)
	#09	オフセット分離 3 (左 100m 下 50m)	同上	誘導性能確認
	#10	オフセット分離 4 (左 200m)	同上	誘導性能確認
	#11	オフセット分離 5 (手前 100m) 及び ロールマヌーバ 2 (IL α 加振 1deg)	同上	誘導性能確認 空力特性データ取得 (ロール関連)
	#12	オフセット分離 6 (上 50m) 及び ピッチマヌーバ 3 (IL α' - α 加振 2deg)	同上	誘導性能確認 空力特性データ取得 (ピッチ関連)
	#13	オフセット分離 7 (手前 100m) 及び ピッチマヌーバ 4 (IL α' - α 加振 2deg)	同上	誘導性能確認 空力特性データ取得 (ピッチ関連)

主要諸元

設計重量	760 kg
全長(除ピトー管)	6.105 m
全幅	3.785 m
全高(除脚)	1.350 m
主翼面積	9.45 m ²
基本重心位置(縦)	61.5 %lb
前縁後退角	75° / 60°
主翼上反角	5°
スケール比	37 %

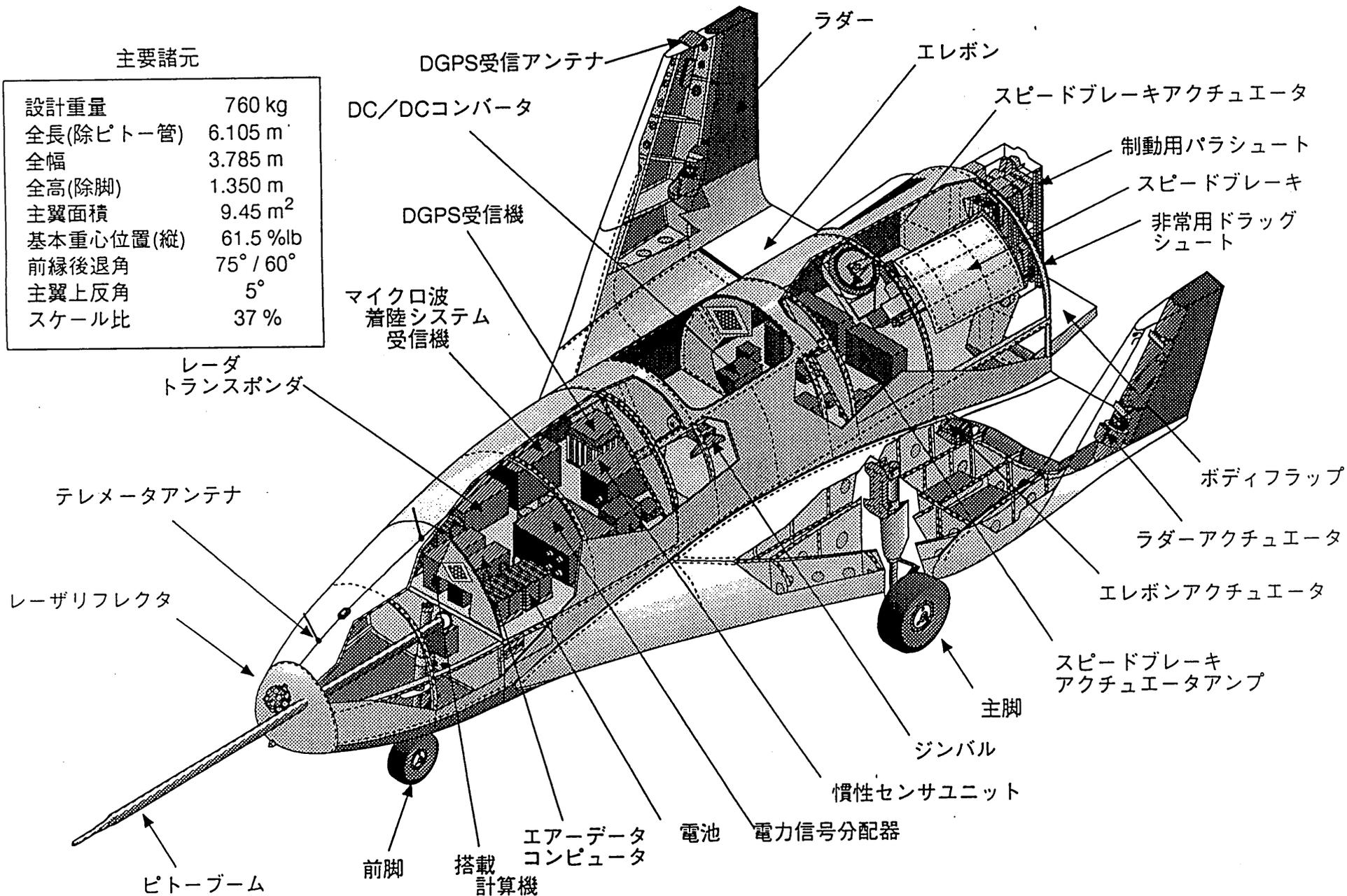


図-1 実験機機体構成図

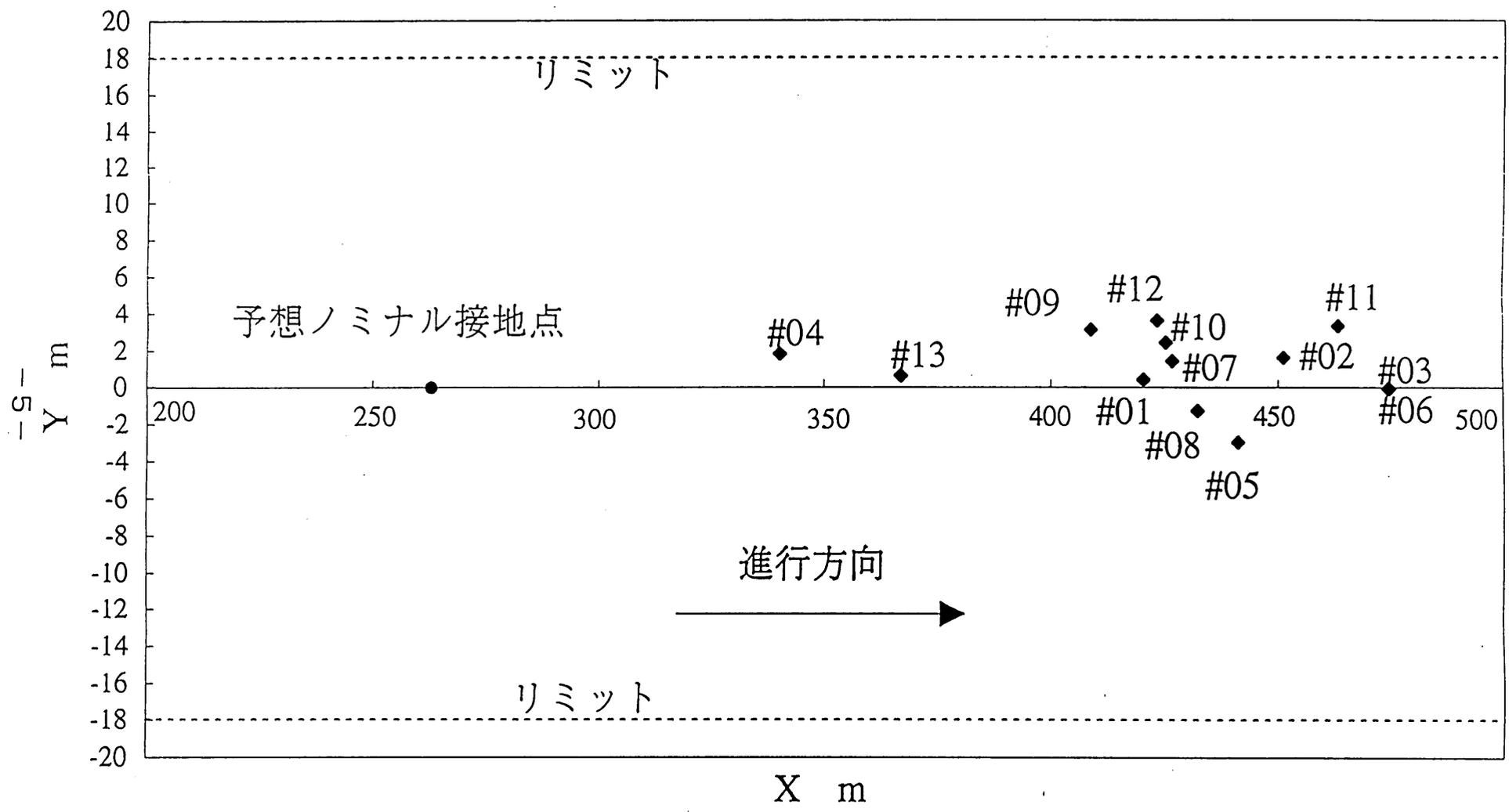


図-2 接地位置

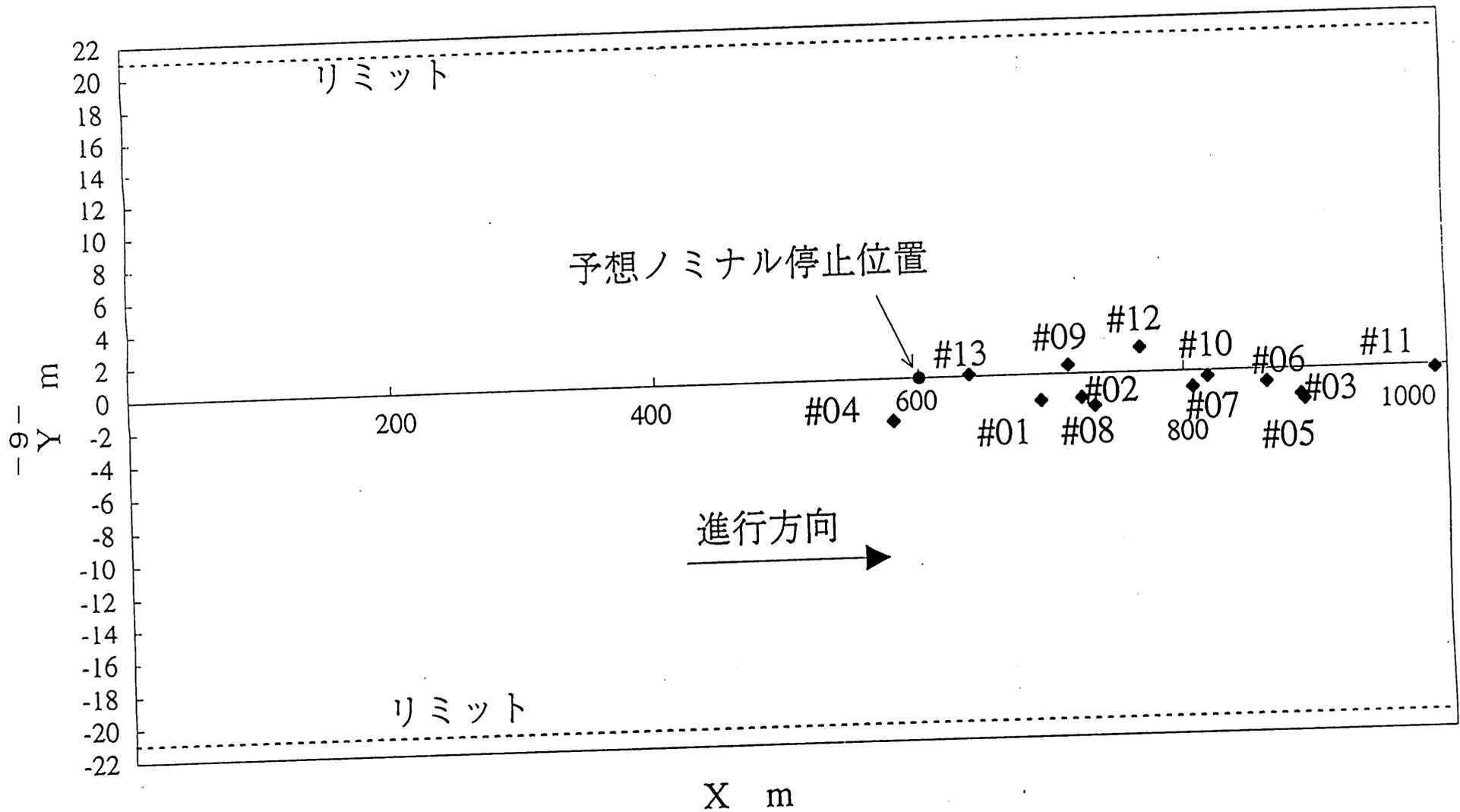


図-3 停止位置

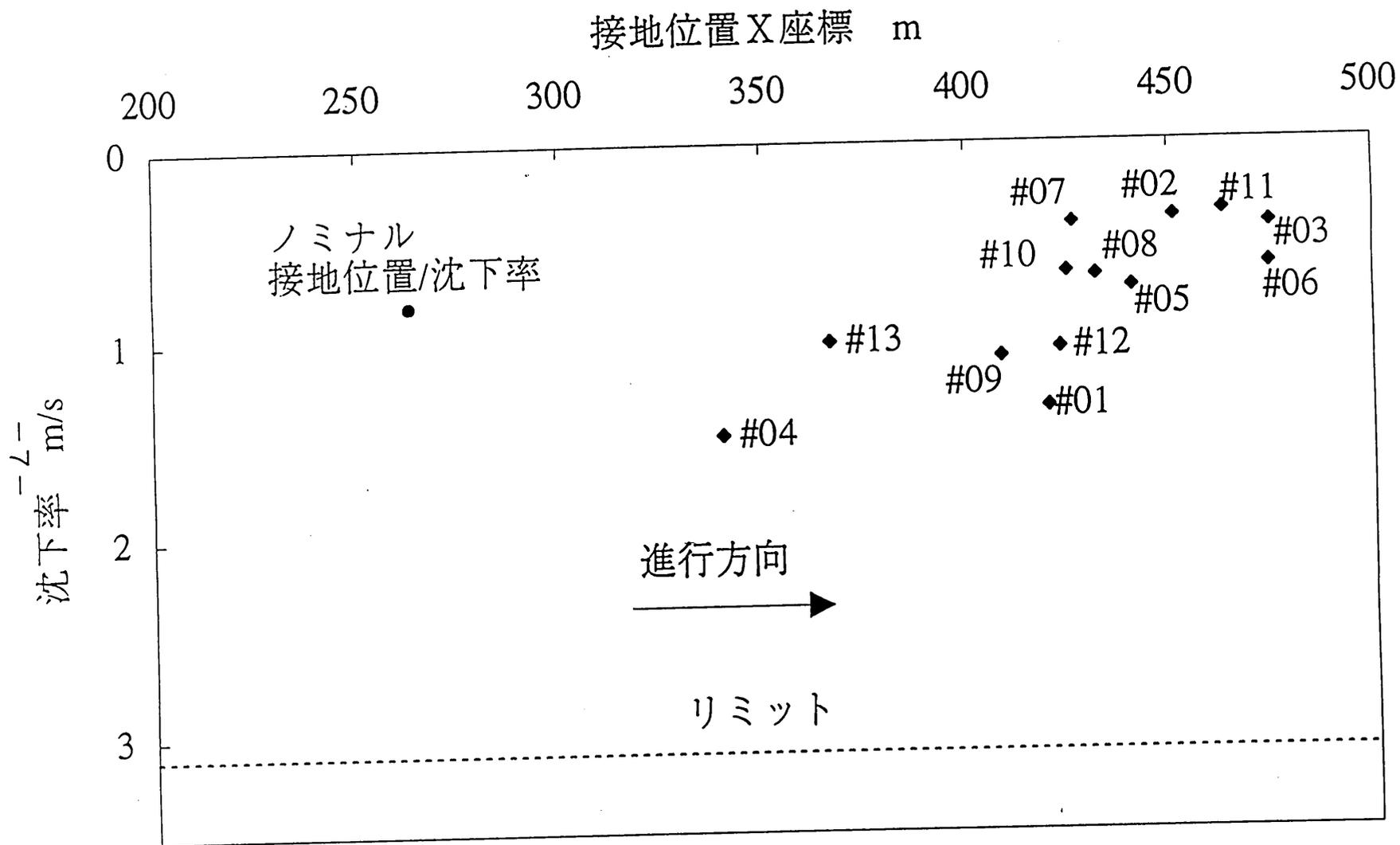


図-4 接地時沈下率

小型自動着陸実験（ALFLEX）に係る
開発結果の評価について（報告）

（案）

平成8年12月4日

宇宙開発委員会技術評価部会

小型自動着陸実験（ALFLEX）に係る開発結果の評価について

平成8年12月4日
技術評価部会

宇宙開発委員会技術評価部会は、平成8年7月6日～8月15日に科学技術庁航空宇宙技術研究所及び宇宙開発事業団が実施した小型自動着陸実験（ALFLEX）に係る開発結果を評価するため、平成8年11月12日以来調査審議を行ってきたが、このたびその結果をとりまとめたので報告する。

— 目 次 —

1	小型自動着陸実験 (ALFLEX) の概要	1
(1)	目的	1
(2)	実験の概要	1
(3)	実験機の主要諸元等	2
(4)	開発等の体制	2
(5)	実験の経過及び結果	2
2	実験結果の分析及び今後の課題	3
(1)	実験結果の分析	3
(2)	今後の課題	4
3	総合意見	5
	【別添】ディファレンシャル全地球測位システム (DGPS) 及び電 波高度計 (RA) の異常について	20
	(参考1) 宇宙実験・観測フリーフライヤ (SFU) 計画に係る開発 結果の評価及び小型自動着陸実験 (ALFLEX) に係る 開発結果の評価について	27
	(参考2) 宇宙開発委員会技術評価部会構成員	28

1 小型自動着陸実験 (ALFLEX) の概要

(1) 目的

今回の実験は、宇宙往還技術試験機 (HOPE-X) 形状を有した機体の自動着陸技術の実証及び低速飛行特性データの取得並びに小型実験機による飛行実験技術の確立を目的としたものである。

(2) 実験の概要

安全性、実験場の規模等の要求から、実験はオーストラリアのウーメラ飛行場で行われた。実験場の概要は、図-1 に示すとおりである。

実験のシーケンスは、図-2 に示すとおりである。実験機は、母機 (ヘリコプタ) により滑走路手前約 2700m、高度約 1500m の位置へ運搬され、その地点で母機より分離された後、滑空し、着陸する。実験機の基準経路は、図-3 に示すとおりである。

実験は、自動着陸システムの設計の妥当性の確認を行うフェーズ I と、飛行の各種条件を変化させて技術データの蓄積を行うフェーズ II にわかれている (表-1)。

ア フェーズ I (最初の 3 フライト)

母機からの実験機の分離点、実験機飛行時の風等を基本的な技術データを取得するための条件に設定して飛行実験を実施し、自動着陸についての設計の妥当性の確認を行う。

この結果により、HOPE-X の設計に必要な技術データ等が取得できる。

イ フェーズ II (次の 10 フライト)

母機からの実験機の分離点、実験機飛行時の風等の条件を変化させた飛行実験を実施し、機体空力データ及び航法・誘導・制御に関する技術データの蓄積を行う。

この結果を飛行解析ソフトウェア等に反映することで、航法・誘導・制御系の信頼性を上げるとともに、HOPE-X の設計データの信頼性向上へ寄与する。

(3) 実験機の主要諸元等

実験機の主要諸元及び形状は、図-4に示すとおりである。

実験機は、現在想定しているHOPE-Xの形状のうちの1つをベースとし、スケール比37%で製作されている。実験機固有の特徴は、脚が固定であること、懸吊用ケーブルを取り付けるための開口部を胴上に有することなどである。

(4) 開発等の体制

実験機の開発及び実験の実施は、科学技術庁航空宇宙技術研究所及び宇宙開発事業団により共同で行われた。

(5) 実験の経過及び結果

平成8年3月に現地で地上設備の据付け調整及び実験機の整備を実施し、以降、図-5のスケジュールで実験が行われた(注)。

(注) 第1回目の自動着陸実験に向けて準備中、ディファレンシャル全地球測位システム及び電波高度計に異常が生じたが、それらの原因と対策については、「【別添】ディファレンシャル全地球測位システム(DGPS)及び電波高度計(RA)の異常について」を参照。

平成8年7月6日に第1回目の自動着陸実験を実施した後、実験機の分離点、実験機飛行時の風等の条件を変化させ8月15日まで計13回の自動着陸実験を実施し、所定のデータ取得を行った。

2 実験結果の分析及び今後の課題

(1) 実験結果の分析

13回すべての自動着陸実験において、実験機は滑走路方向位置、滑走路垂直方向位置とも安定して所定の経路を飛行した。また、分離、接地、走行及び停止に関する結果は、表-2のとおりであり、主な分析結果は次のとおりである。

ア 接地位置

実験機の接地位置は、図-6に示すとおりである。すべての自動着陸実験において、接地時の滑走路方向位置(X座標)は、設計上の制限(0m以上)に対し十分余裕を持っている。また、接地時の滑走路垂直方向位置(Y座標)も、設計上の制限(± 18 m以内)に対し十分な余裕を持っている。

以上のことから接地位置を制御するための設計の妥当性が確認できた。

イ 停止位置

実験機の停止位置は、図-7に示すとおりである。制動用パラシュートを使用しない場合(#09~#12)を含むすべての自動着陸実験において、停止時の滑走路方向位置(X座標)は、設計上の制限(1000m以下)を超えていない。また、停止時の滑走路垂直方向位置(Y座標)は、設計上の制限(± 21 m以内)に対し十分な余裕を持っている。

以上のことから停止位置を制御するための設計の妥当性が確認できた。

ウ 沈下率

接地時の沈下率(高度方向速度)は、図-8に示すとおりである。すべての自動着陸実験において、接地時の沈下率は、設計上の制限(3.1m/s以下)に対し十分な余裕を持っている。

以上のことから接地時の沈下率を制限するための設計の妥当性が確認できた。

エ 実験機飛行時の風

接地時の地上風は、図-9に示すとおりである。風は右風のほぼ全域にわたり満遍なく分布しており、実験機の左右対称性を考慮すれば、各種の風条件のもとで実験を実施できた。

オ 実験機の分離点

母機からの実験機の分離点は、図-10に示すとおりである。各種の分離点の条件のもとで実験を実施できた。

カ 舵面加振

舵面加振試験は13回中8回の自動着陸実験で実施された（エレベータ加振試験4回、エルロン加振試験2回、ラダー加振試験2回）。舵面加振試験は、平衡滑空中に実験機の舵面に矩形波を入力することにより動的運動を励起し、その運動データを解析することにより機体の空力特性を推定するものである。

図-11はエレベータ加振試験の例（#12）である。実験データは良好に取得され、今後のHOPE-Xの開発に向けて有用であった。

(2) 今後の課題

実験機の接地位置（滑走路方向）については、ばらつきは予測値（450m（ 3σ ））に比較して十分小さいもの（最大135m）であったが、接地位置自体は予測値（263m）に比較してすべて遠方であった（図-6）。

この要因は、航法誘導制御系の設計においてセンサ系時間遅れを実際よりも多く（すなわち安全側に）見積もっていたことであると考えられる。さらに風の影響等があったと考えられる。

図-12は、#02の接地直前の飛行経路であるが、センサ系時間遅れを実測値に設定するとともに、風の影響及び航法誤差を考慮した場合には、シミュレーション結果と実際の飛行経路とがかなり近くなることが解析された。

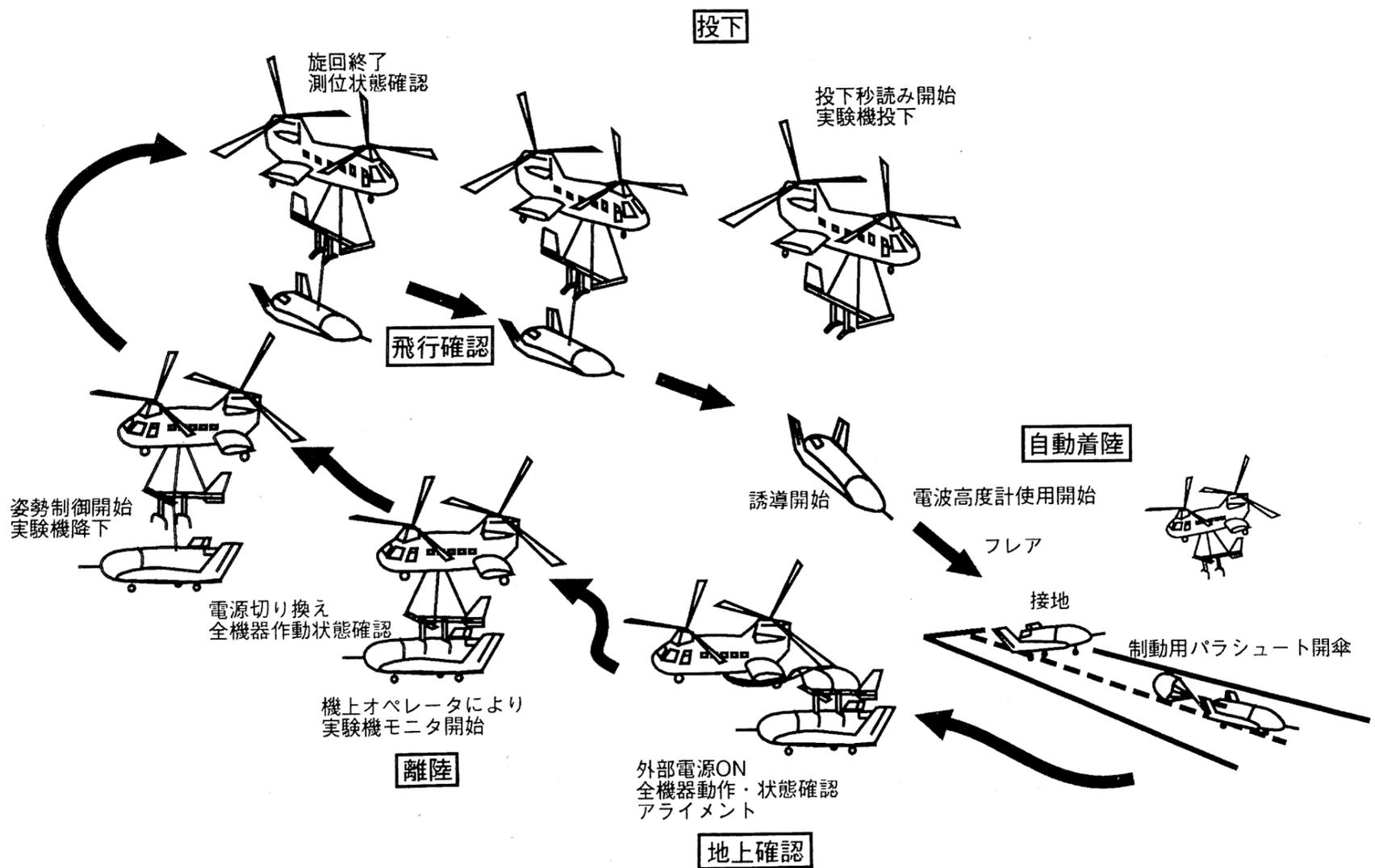
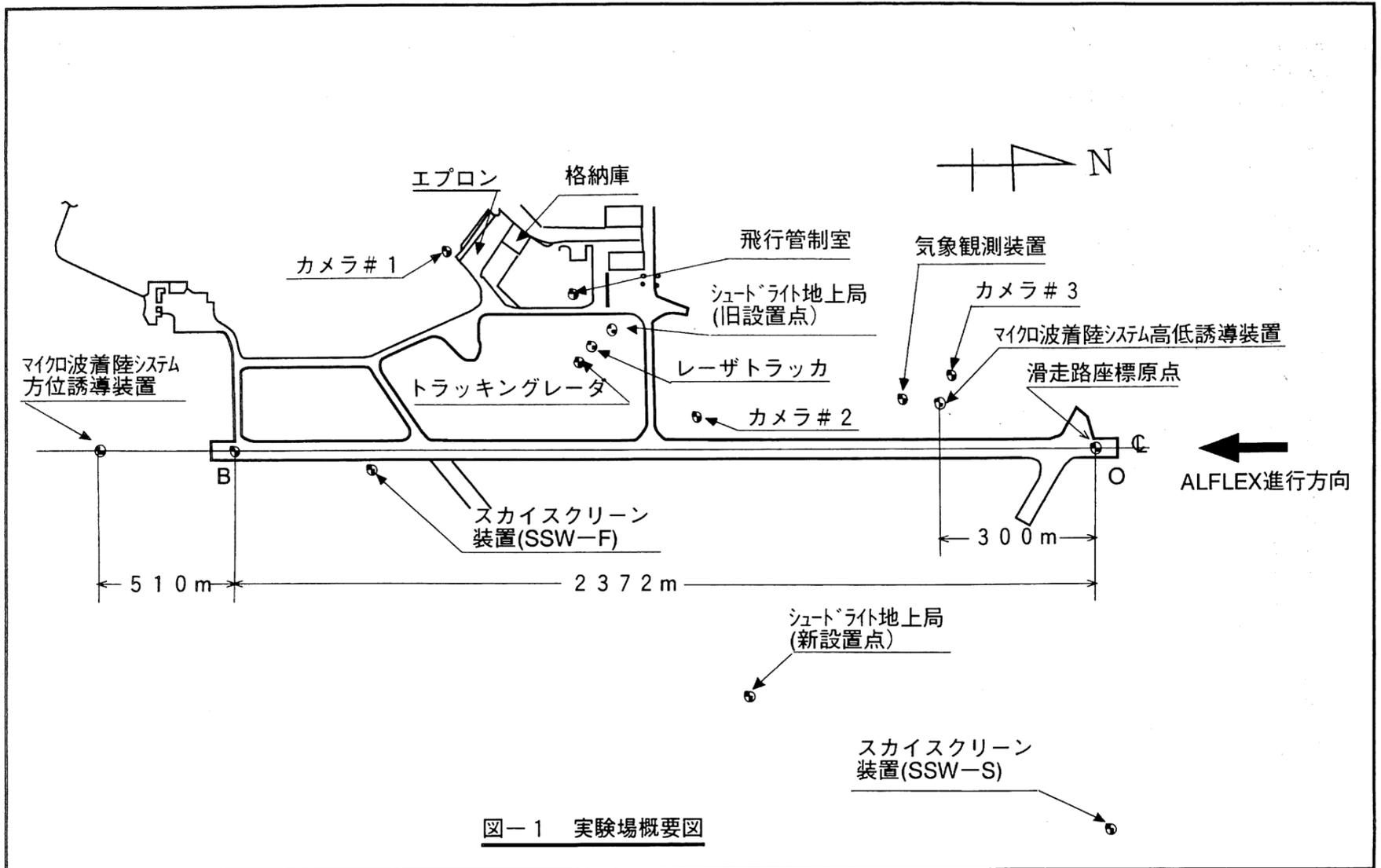
今後さらに解析検討を進め、接地位置の予測精度を向上させることが望まれる。

3 総合意見

基本的飛行条件下での自動着陸実験フェーズIの3回、実験機の分離点、実験機飛行時の風等の条件を変化させた自動着陸実験フェーズIIの10回を実施し、すべてについて安定な飛行/着陸及び良好なデータ取得に成功した。

ALFLEXによって、技術課題であったHOPE-X形状を有した機体の自動着陸技術の実証及び低速飛行特性データの取得並びに小型実験機による飛行実験技術の確立が達成され、HOPE-Xの着陸技術に関して開発の見通しが得られた。

以上のことから、ALFLEXの所期の目的は達成されたと評価する。



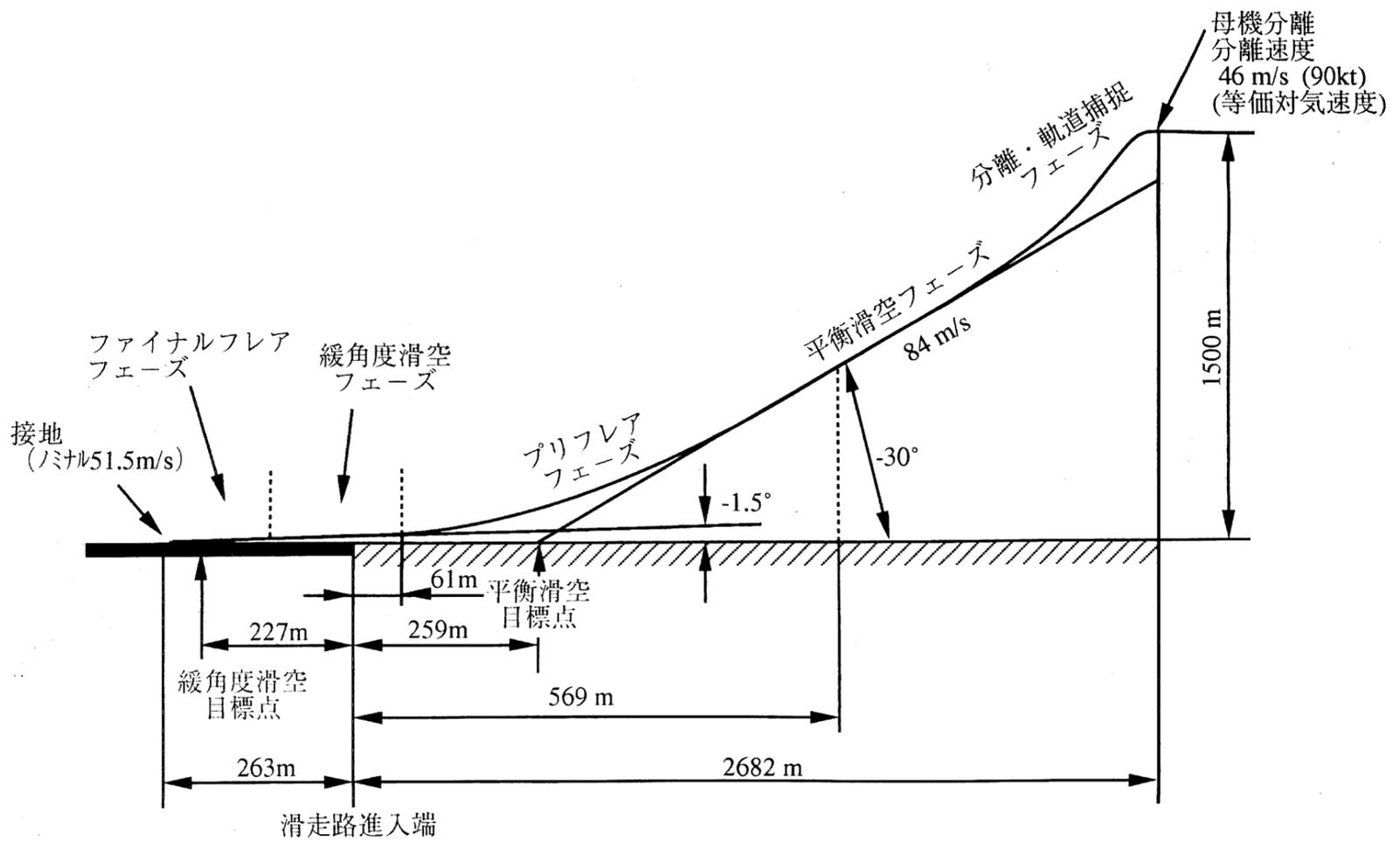
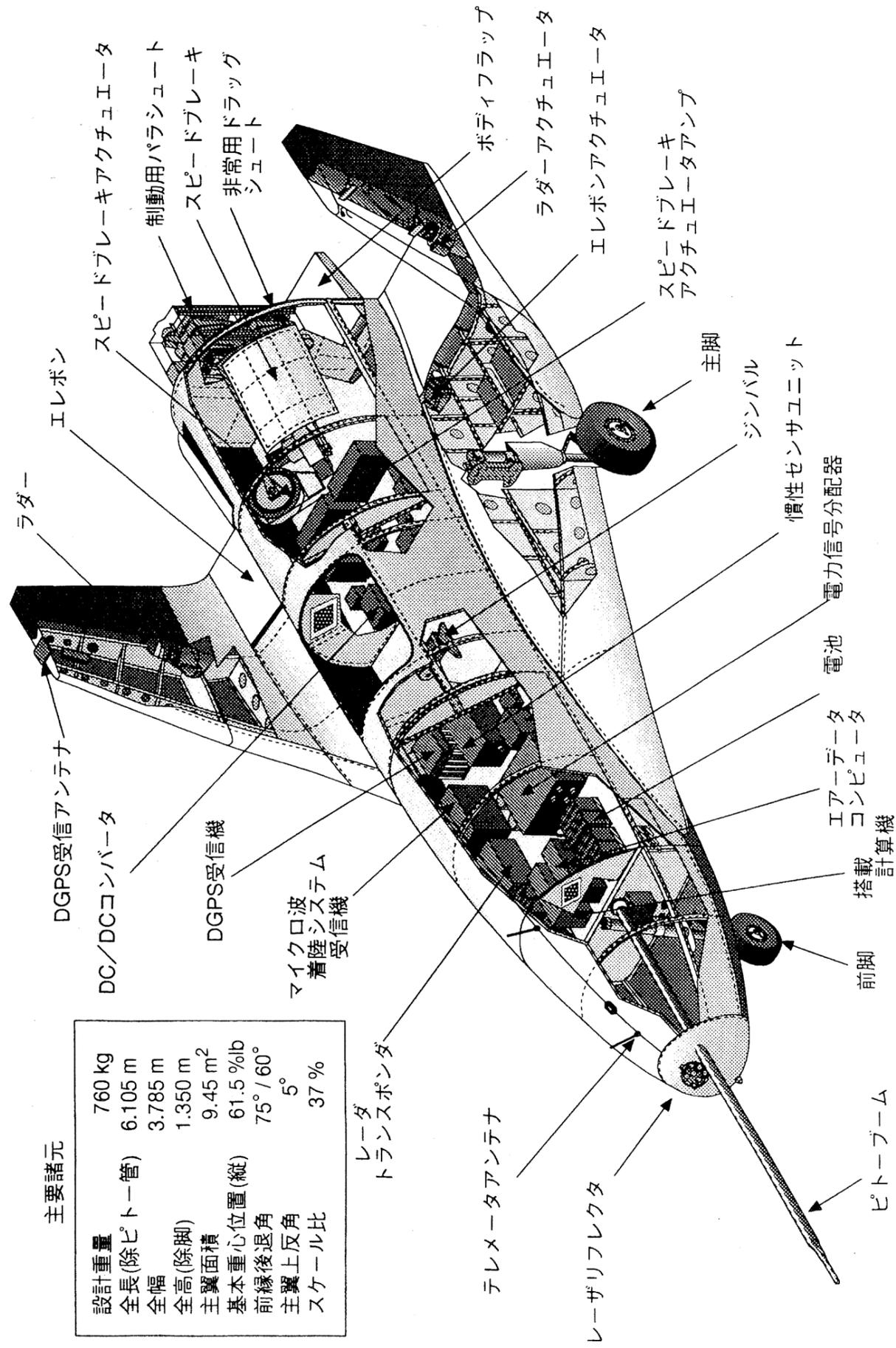


図-3 基準経路

表-1 実験項目及び実験目的

フェーズ	実験番号	実験項目	風条件	実験目的
フェーズI	#01	基本性能評価1	60%設計風	機体及び地上設備の基本性能の確認
	#02	基本性能評価2	同上	同上
	#03	オフセット分離1 (左80m)	同上	誘導性能確認
フェーズII	#04	ピッチマヌーバ1 (IL $\dot{\alpha}$ - α 加振1.5deg)	向風、横風100% 追風150%設計風	空力特性データ取得 (ピッチ関連)
	#05	ヨーマヌーバ1 (ラ $\dot{\alpha}$ - α 加振3deg)	同上	空力特性データ取得 (ヨー関連)
	#06	ピッチマヌーバ2 (IL $\dot{\alpha}$ - α 加振2deg)	同上	空力特性データ取得 (ピッチ関連)
	#07	ロールマヌーバ1 (IL $\dot{\alpha}$ - α 加振1deg)	同上	空力特性データ取得 (ロール関連)
	#08	オフセット分離2 (手前100m) 及び ヨーマヌーバ2 (ラ $\dot{\alpha}$ - α 加振3deg)	同上	誘導性能確認 空力特性データ取得 (ヨー関連)
	#09	オフセット分離3 (左100m下50m)	同上	誘導性能確認
	#10	オフセット分離4 (左200m)	同上	誘導性能確認
	#11	オフセット分離5 (手前100m) 及び ロールマヌーバ2 (IL $\dot{\alpha}$ - α 加振1deg)	同上	誘導性能確認 空力特性データ取得 (ロール関連)
	#12	オフセット分離6 (上50m) 及び ピッチマヌーバ3 (IL $\dot{\alpha}$ - α 加振2deg)	同上	誘導性能確認 空力特性データ取得 (ピッチ関連)
	#13	オフセット分離7 (手前100m) 及び ピッチマヌーバ4 (IL $\dot{\alpha}$ - α 加振2deg)	同上	誘導性能確認 空力特性データ取得 (ピッチ関連)



主要諸元

設計重量	760 kg
全長(除ピトー管)	6.105 m
全幅	3.785 m
全高(除脚)	1.350 m
主翼面積	9.45 m ²
基本重心位置(縦)	61.5 %lb
前縁後退角	75° / 60°
主翼上反角	5°
スケール比	37 %

図-4 実験機機体構成図

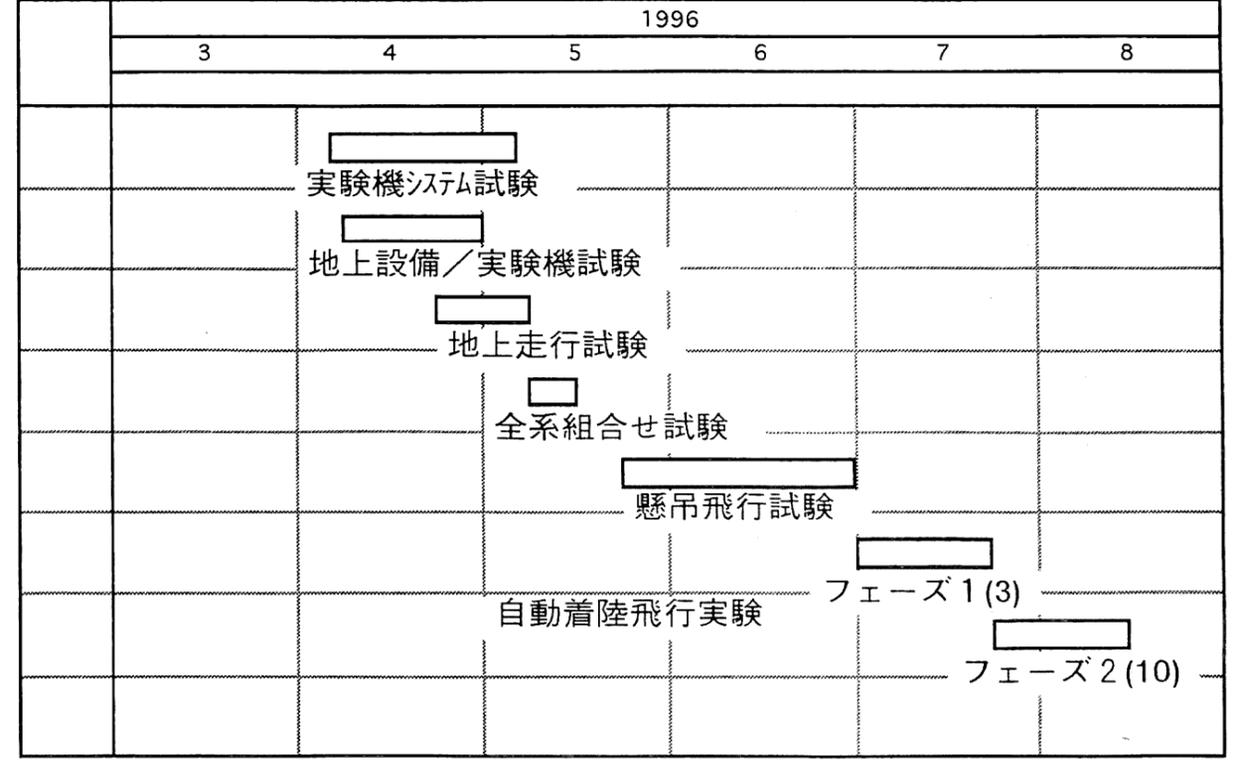


図-5 オーストラリア実験スケジュール

表-2 ALFLEX自動着陸実験 着陸性能評価

ノミナル値の下段は評価規定範囲
 実験値の下段はノミナル値からの偏差
 地上風はADS, IMU, LTによる推定値, H:向風, T:追風, R:右横風, L:左横風
 ADS:エアデータシステム, IMU:慣性センサユニット, LT:レーザトラックカ

試験項目	ノミナル	#01	#02	#03	#04	#05	#06	#07	#08	#09	#10	#11	#12	#13	
		96/07/06	96/07/14	96/07/24	96/07/27	96/07/28	96/07/30	96/08/05	96/08/07	96/08/08	96/08/09	96/08/10	96/08/14	96/08/15	
時刻 (WT)	-	11:11:53	11:15:17	16:08:51	14:11:42	13:42:32	12:06:19	11:55:46	11:22:03	11:15:48	11:10:14	11:11:15	10:55:21	11:21:09	
分離	x座標 (m)	-2682.0	-2673.1	-2676.5	-2661.9	-2691.4	-2683.1	-2666.3	-2680.3	-2782.6	-2674.4	-2673.7	-2749.5	-2683.1	-2778.6
	y座標 (m)	0.0	+8.9	+5.5	+20.1	-9.4	-1.1	+15.7	+1.7	#-100.6	+7.6	+8.3	#-67.5	-1.1	#-96.6
	高度 (m)	1500.0	1497.0	1494.2	#1495.6	1509.2	1498.0	1502.3	1490.8	1495.6	#1454.0	#1502.1	1499.3	#1546.9	1499.7
地上風	前後風 (m/s)	0.0	H 4.1	H 3.7	T 1.5	H 7.9	T 5.6	T 2.7	H 2.4	H 3.1	H 6.1	T 0.6	T 5.1	H 3.1	H 6.2
	横風 (m/s)	0.0	R 4.1	R 3.3	R 4.0	R 8.4	R 14.9	R 7.1	R 6.4	R 3.2	L 6.5	L 15.9	R 13.6	L 3.0	R 6.8
接地	分離後の時間 (s)	規定なし	49.3	49.8	45.1	51.6	46.0	45.7	45.8	52.1	51.1	46.9	45.6	47.6	50.2
	x座標 (m)	263.1	420.4	451.3	474.8	340.2	441.1	474.5	426.6	432.2	408.8	425.2	463.4	423.3	366.8
	y座標 (m)	0.0	+0.4	+1.1	-0.1	+1.8	-3.0	-0.1	+1.4	-1.1	+3.1	+2.4	+3.3	+3.6	+0.6
	対地速度 (m/s)	51.6	48.1	48.6	48.6	46.7	47.0	49.3	47.2	48.9	48.9	49.0	48.4	47.8	48.6
	対地速度 (m/s)	51.6	46.2	46.3	51.2	41.3	53.1	51.6	50.0	46.5	45.4	48.9	53.4	46.1	43.9
	沈下率 (m/s)	0.82	1.37	0.40	0.44	0.50	0.76	0.65	0.43	0.70	1.11	0.68	0.37	1.07	0.33
	迎角 (deg)	規定なし	17.1	17.5	16.2	19.0	16.5	18.4	16.7	15.6	16.9	15.5	16.8	17.4	17.7
	ピッチ姿勢角 (deg)	13.3	13.5	13.7	12.1	14.4	12.5	14.4	13.3	12.5	13.9	11.5	13.3	13.8	13.8
	ロール姿勢角 (deg)	0.0	-0.4	+0.5	-1.2	+0.4	-2.0	-0.6	+0.6	-2.1	+0.7	+0.7	+0.5	+0.9	+0.2
	ヨー姿勢角 (deg)	0.0	+0.7	-0.6	+2.3	-4.1	+3.3	+1.6	-2.1	+4.3	-2.6	-1.6	-0.9	-3.1	-0.9
走行	ピッチ角速度 (deg/s)	-32.6	-28.7	-25.5	-26.1	-30.4	-30.1	-25.5	-26.1	-28.3	-29.4	-28.1	-26.4	-24.9	-25.3
	滑走距離 (m)	規定なし	272.7	272.3	414.7	240.5	450.9	389.1	380.8	301.3	*305.1	*393.4	*526.4	*344.7	*272.0
停止	y座標最大値 (m)	0.0	-1.6	+1.6	-1.6	-2.6	-3.6	-1.8	+1.4	-3.7	+3.1	+2.4	+3.3	+3.6	-1.2
	分離後の時間 (s)	57.0	61.8	62.1	63.1	63.9	64.2	62.3	61.9	65.9	64.4	63.7	65.9	62.7	63.5
停止	x座標 (m)	601.0	693.1	723.6	889.5	580.7	892.0	863.6	807.4	733.5	713.9	818.6	991.0	767.9	638.8
	y座標 (m)	0.0	+92.1	-122.6	-288.5	-20.3	+291.1	+262.6	+206.4	+132.2	+112.9	+217.6	+390.0	+166.9	+37.8

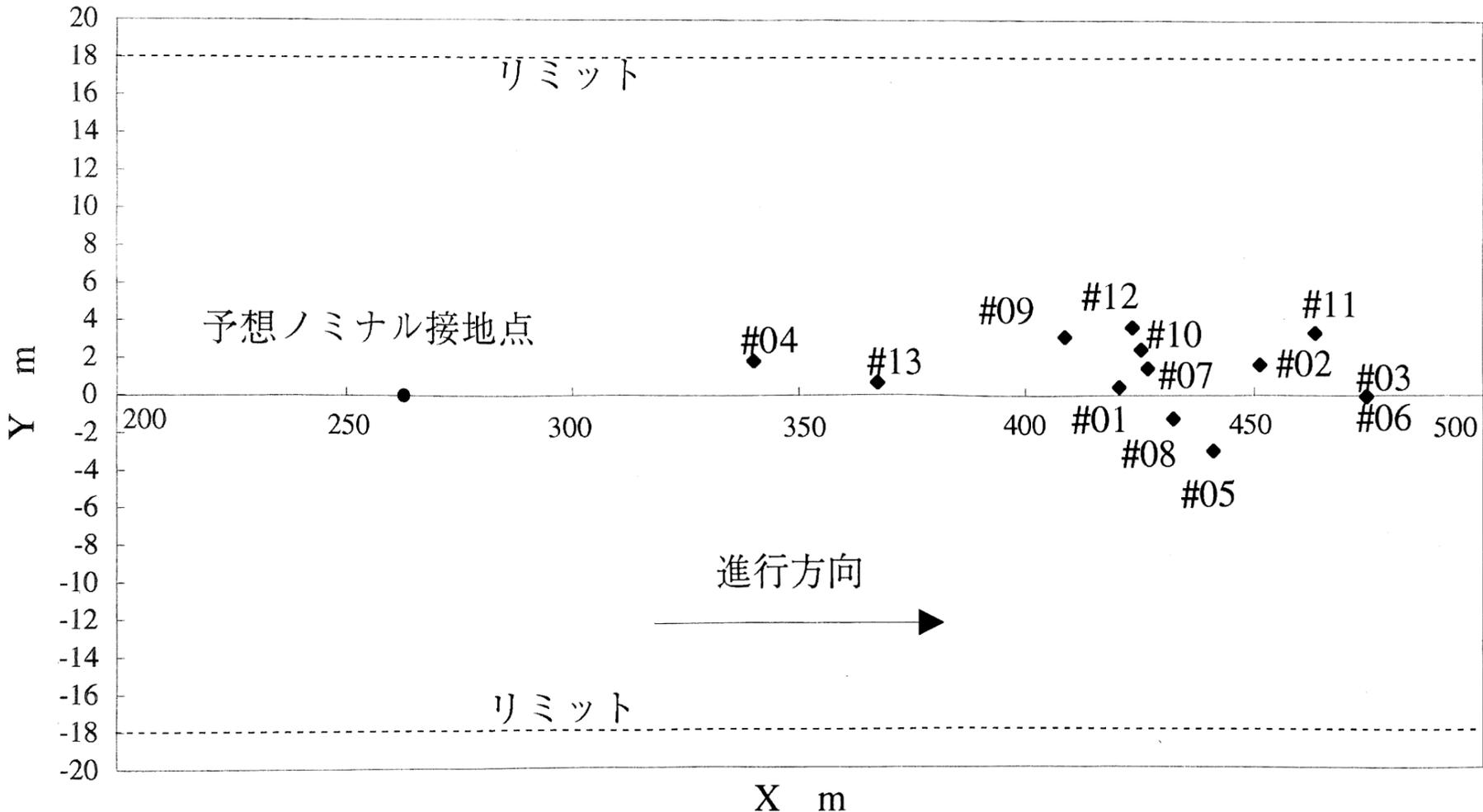


図-6 接地位置

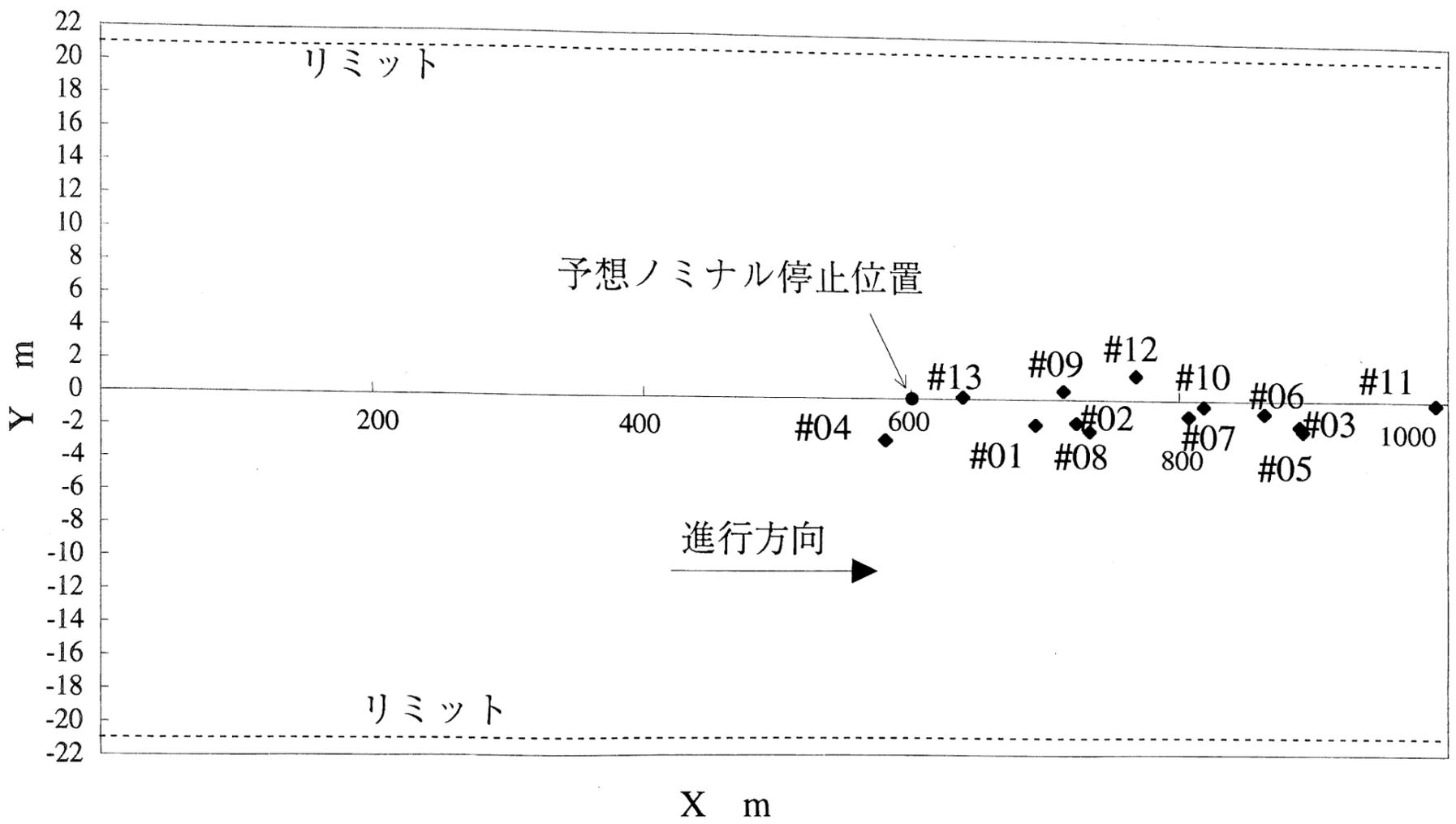


図-7 停止位置

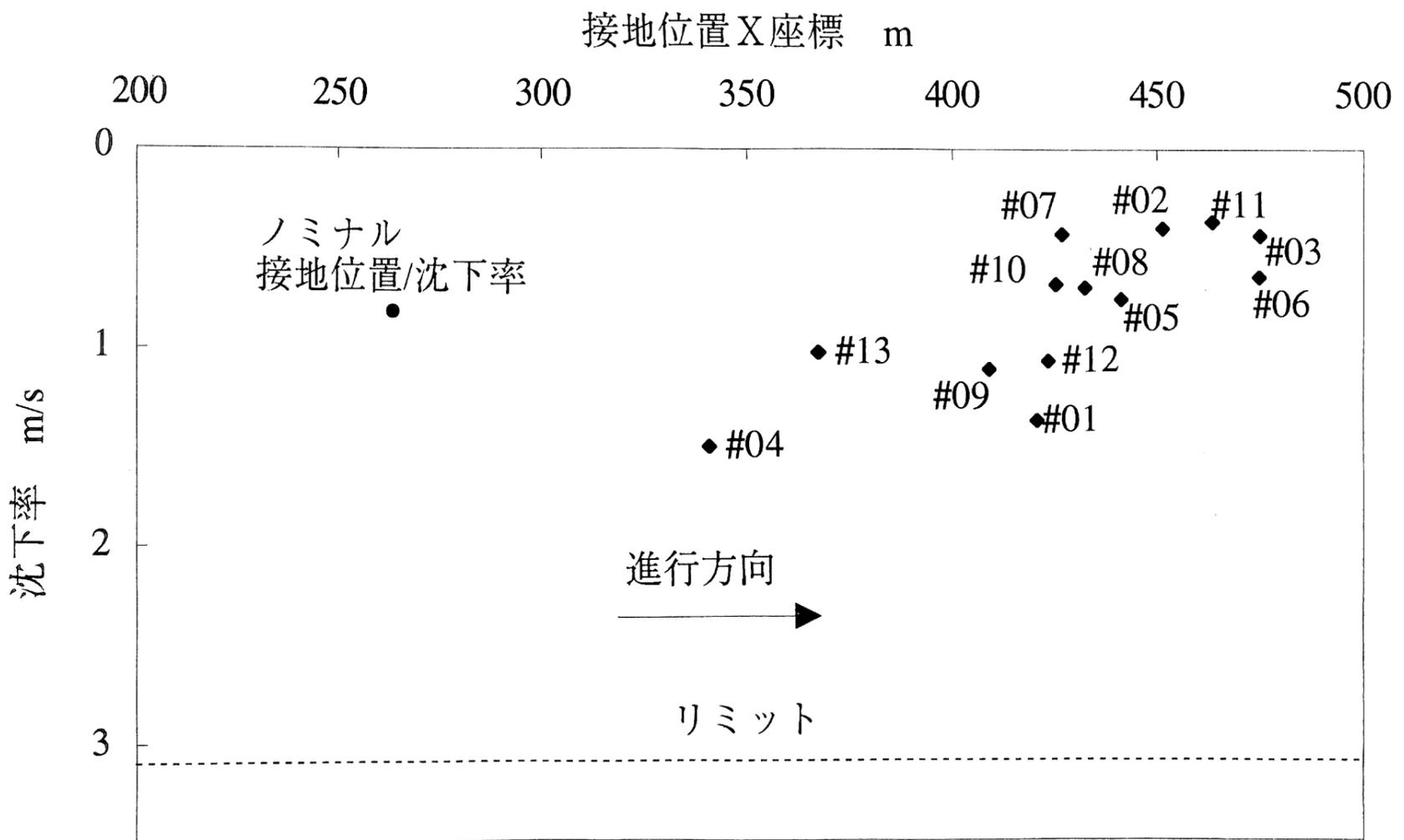


図-8 接地時沈下率

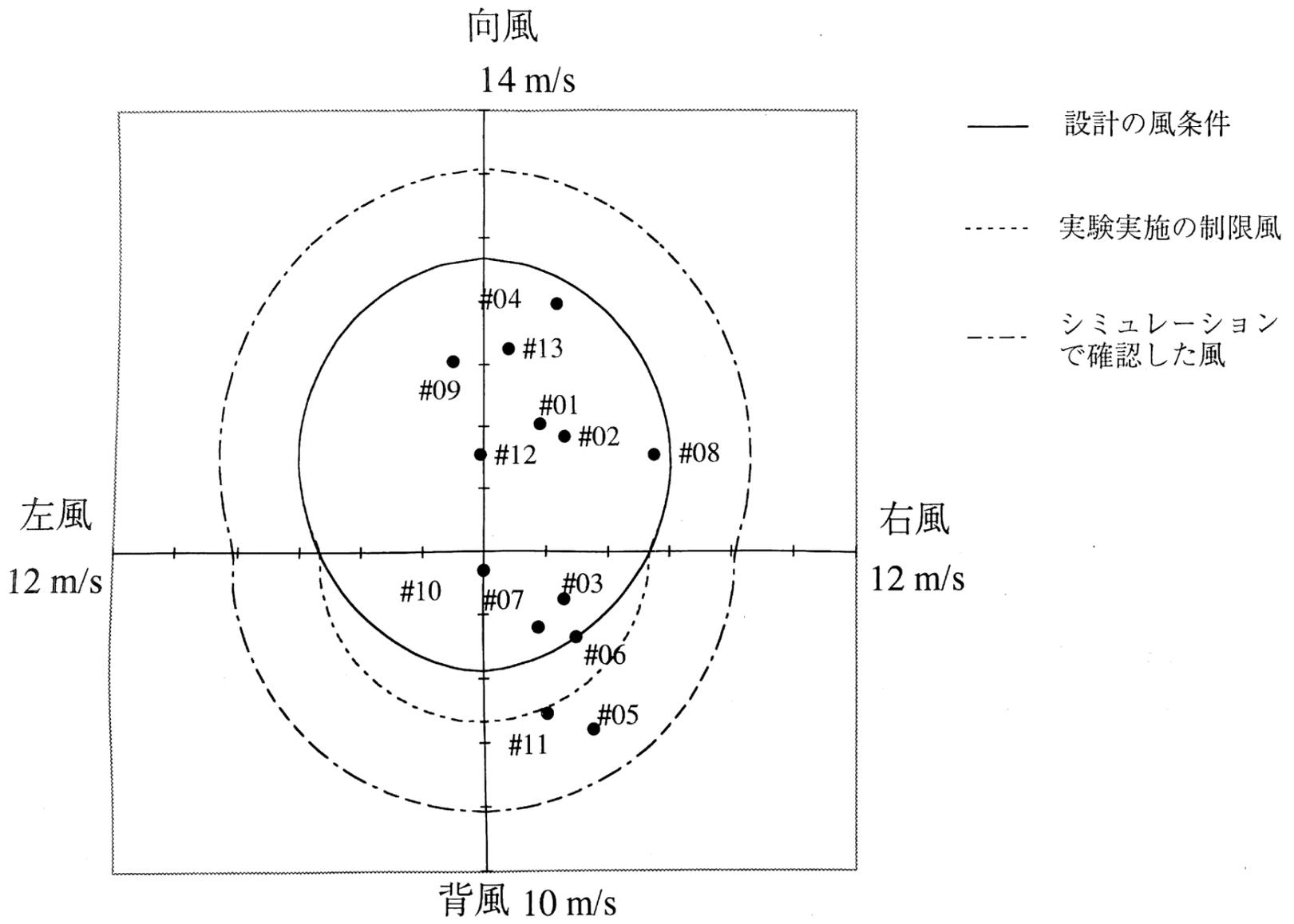


図-9 接地時の地上風（地上から6.1mの高さで計測）

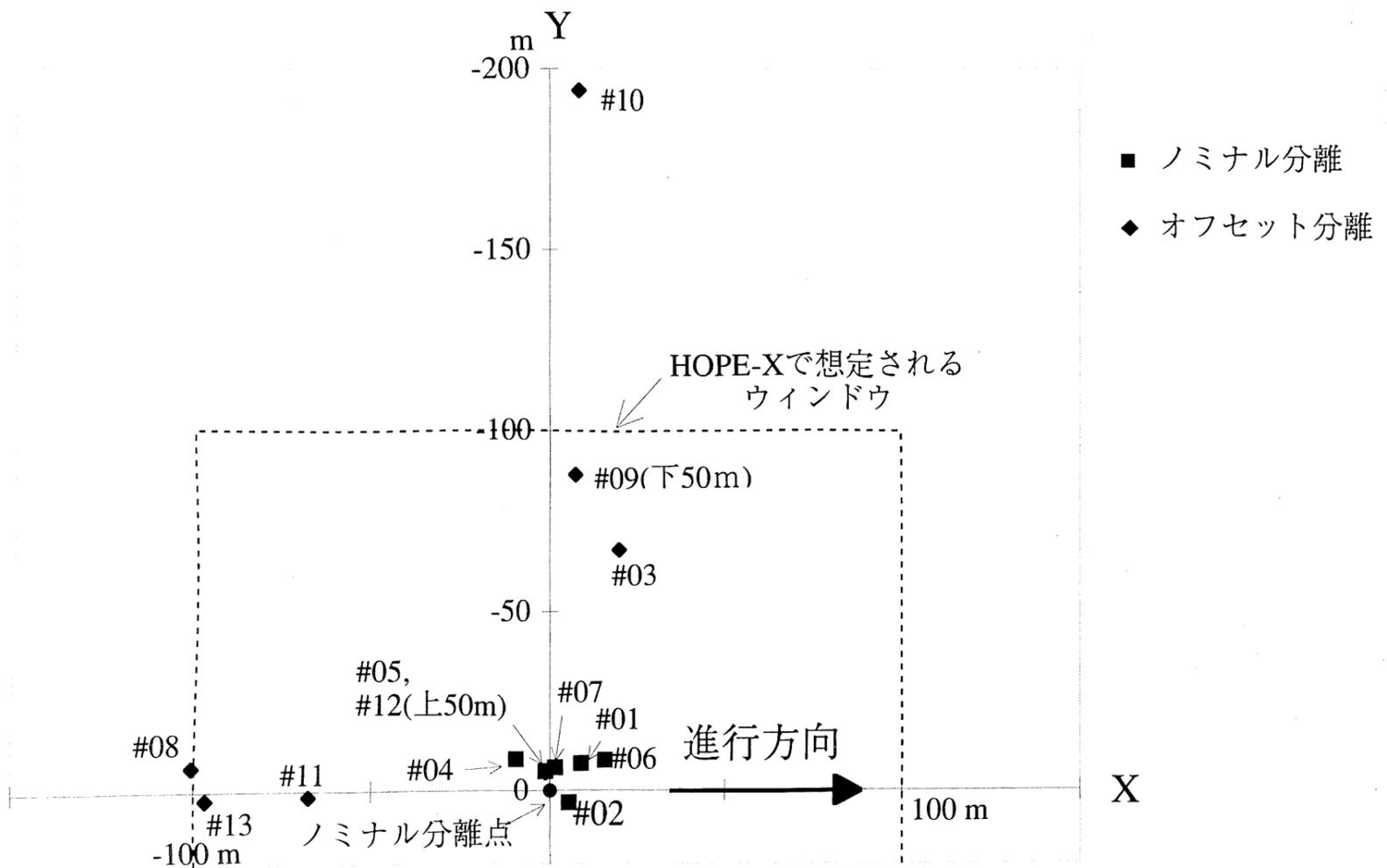


図-10 実験機分離点

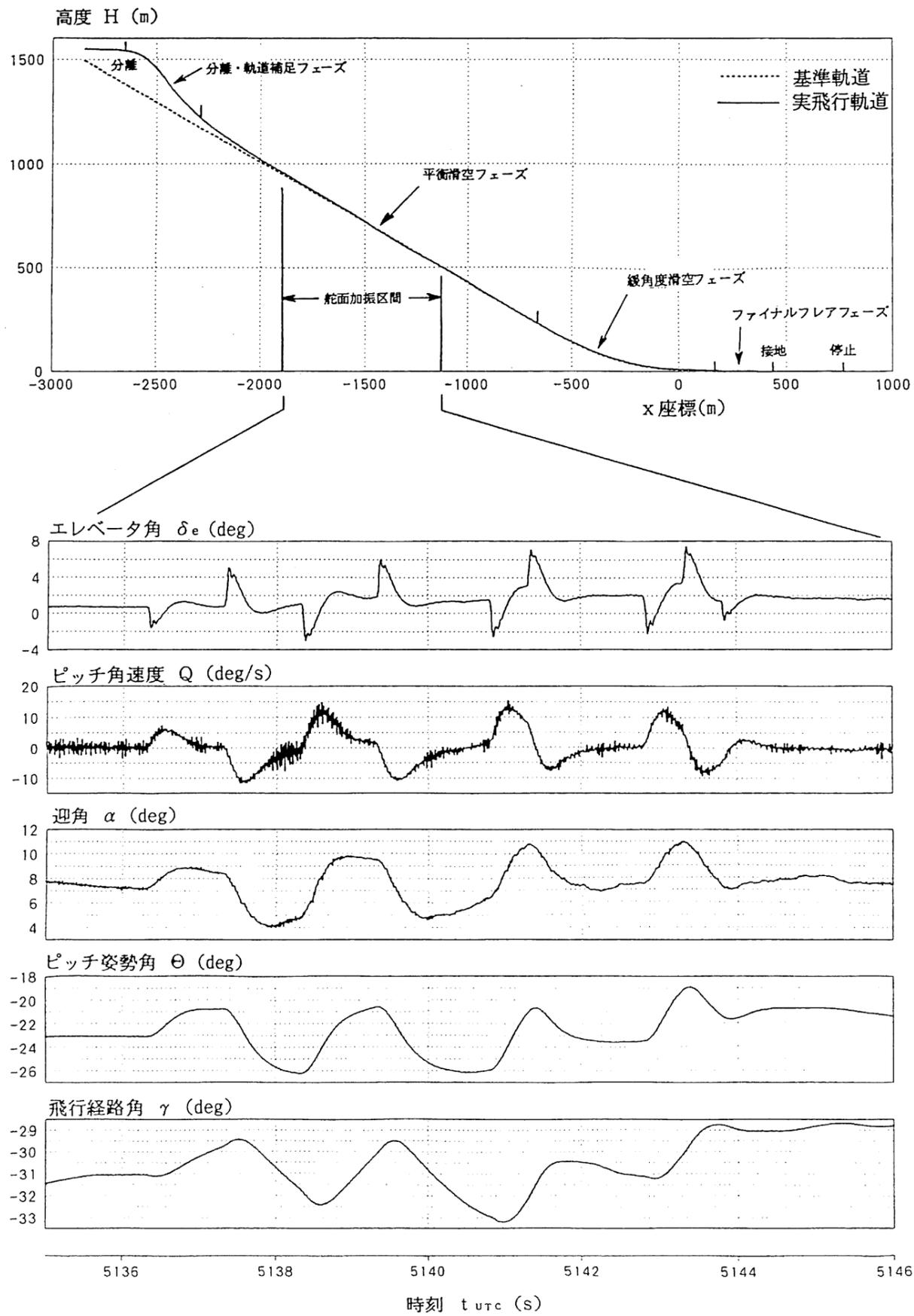


図-1 1 舵面加振試験の例 (# 1 2)

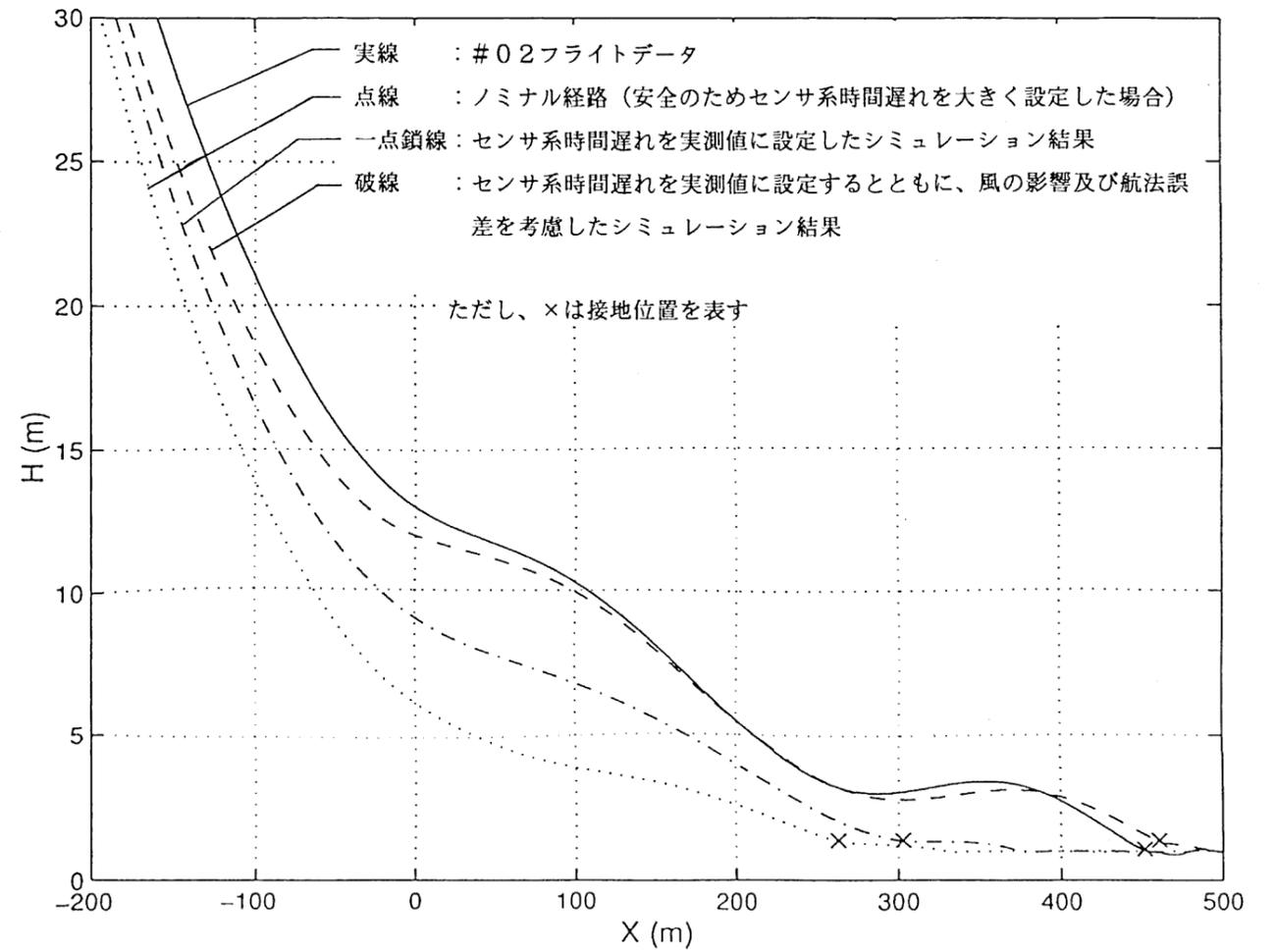


図-1 2 接地直前の飛行経路

【別添】ディファレンシャル全地球測位システム（DGPS）及び電波高度計（RA）の異常について

1 DGPSの動作異常

(1) DGPSの概要

シュードライト（疑似衛星）地上局は、GPS衛星からの信号と自身の位置情報とからGPS衛星の信号の誤差を検出し、その補正情報を送信する局である。DGPSは、シュードライト地上局からの情報により誤差を低減するとともに、シュードライト地上局を疑似衛星として用いることでさらに高精度を実現するものである（別添図-1）。

通常のGPSは精度が100m程度であるが、DGPSではシュードライト地上局を設けることで精度を25m（ 3σ ）程度に改善できる。

(2) 異常の状況、原因の推定及び対策

平成8年5月18日にDGPSの較正を行ったところ、距離データに最大30m程度のバイアスがあることが判明した。

故障解析中の6月8日にエプロン上で実験機を1m動かしたところ、距離データが20m程度変化（バイアス減少）し、同時に受信電力も大きく変化した。位置をわずかに動かした時に受信電力等が大きく変動するというのは、無線機器によくみられるマルチパス（電波が建物等で反射し複数の経路で到達すること、別添図-2）の特徴であるため、エプロン上ではマルチパスが発生していると推定された。

マルチパスの発生を抑えるため、シュードライト地上局の位置を管制棟のそばから周辺に建物等の障害物のない滑走路東側に変更した結果、マルチパスの影響は無視できる程度に抑えることができた。

2 RAの動作異常

(1) RAの概要

RAは、実験機胴体下部にとりつけられた送信アンテナからパルス状の電

波を送信し、同じく実験機胴体下部にとりつけられた受信アンテナで地面からの反射波を受信し、時間差から高度を計測するものである。

(2) 異常の状況、原因の推定及び対策

平成8年6月30日に第1回目の実験を行うため、高度約1500mで飛行中、RAのデータに異常な出力変動を発見し、実験を中止した。

RAの計測可能範囲は0～400mであるため、本来無効のままではなければならない受信ステータスが有効/無効を繰り返し、同時に出力高度が約90～400mの異常な値を示した（別添図-3）。

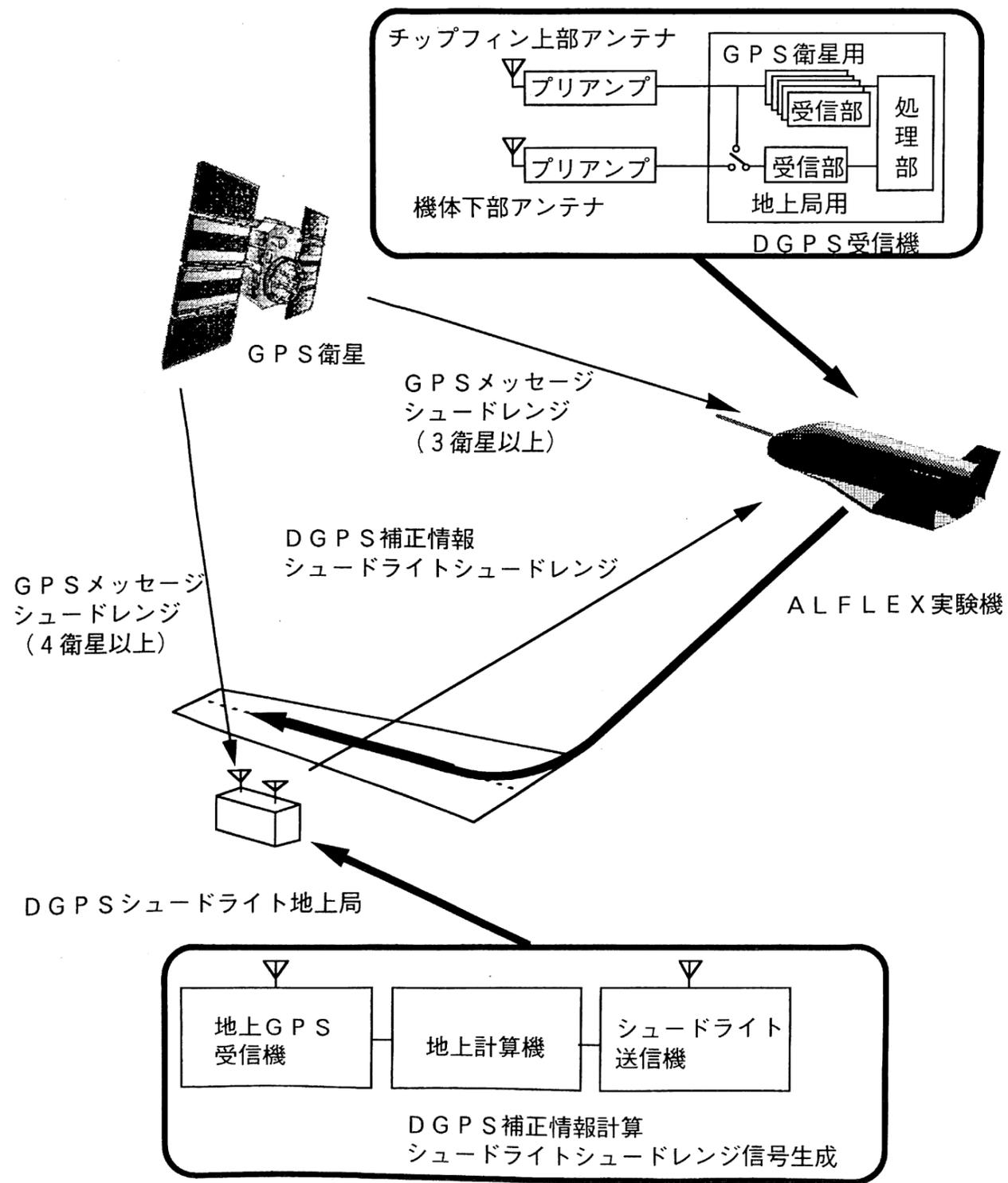
RAを機体から取り外し点検したところ、受信アンテナのコネクタの接触部分（コンタクト）にわずかなゆるみを確認された（別添図-4-1～2）。

また、RAの受信回路を確認したところ、局部発信信号の漏れがコネクタで反射され微弱な信号が後段に流れており、コネクタの接触抵抗が一定の場合には信号強度も一定で問題とならないが、接触抵抗が変化すると信号強度が変動し、あたかも受信アンテナから正常な反射波が入ってきたかのように高度を出力することが判明した（別添図-5）。なお、RAの計測可能範囲

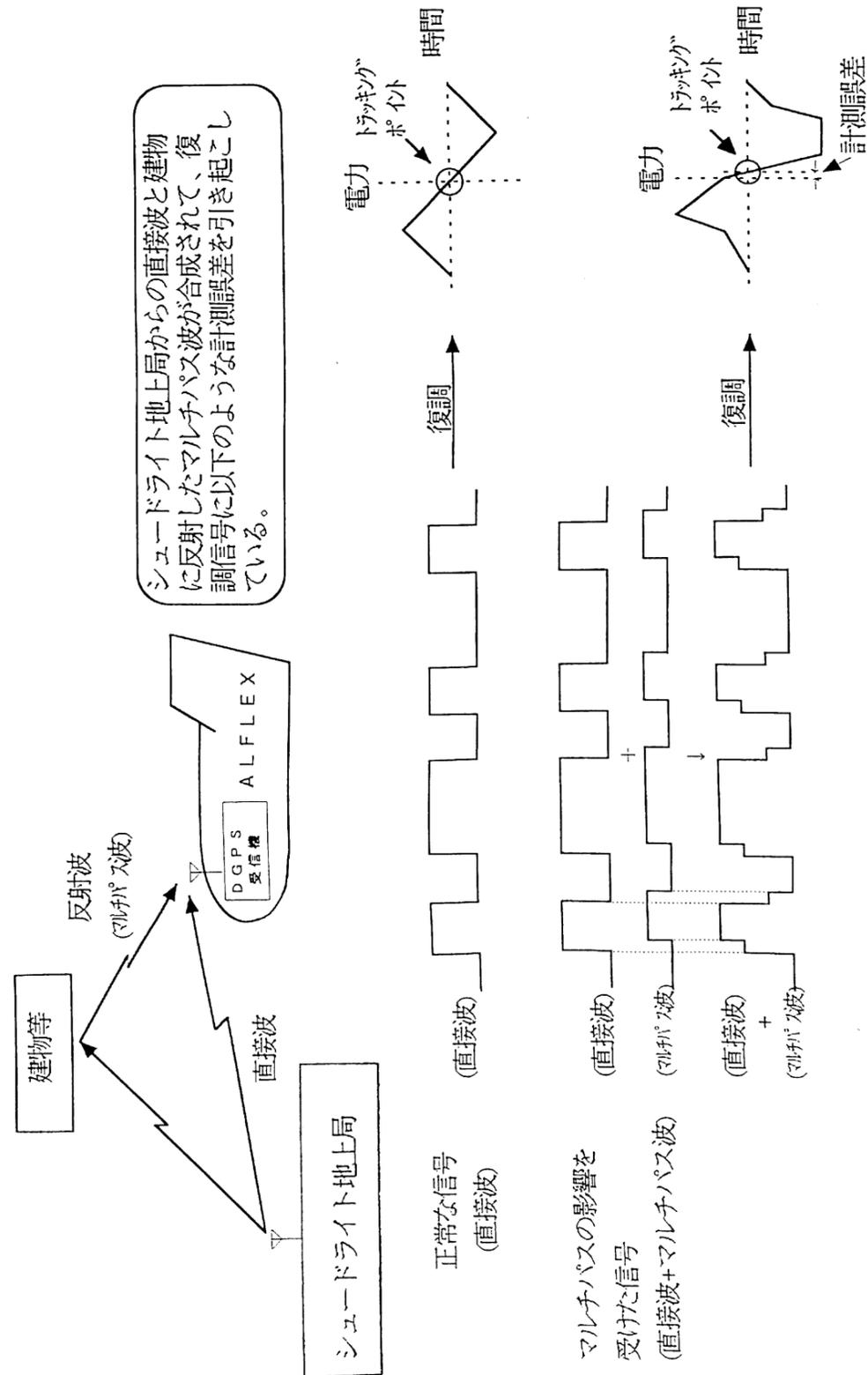
（0～400m）内では、地上からの反射波が十分強くなるため、このような動作異常は生じないことも判明した。

以上により、RAの動作異常は、受信アンテナのコネクタの接触部分のわずかなゆるみにより、コネクタの接触抵抗が変動したことが原因と推定された。

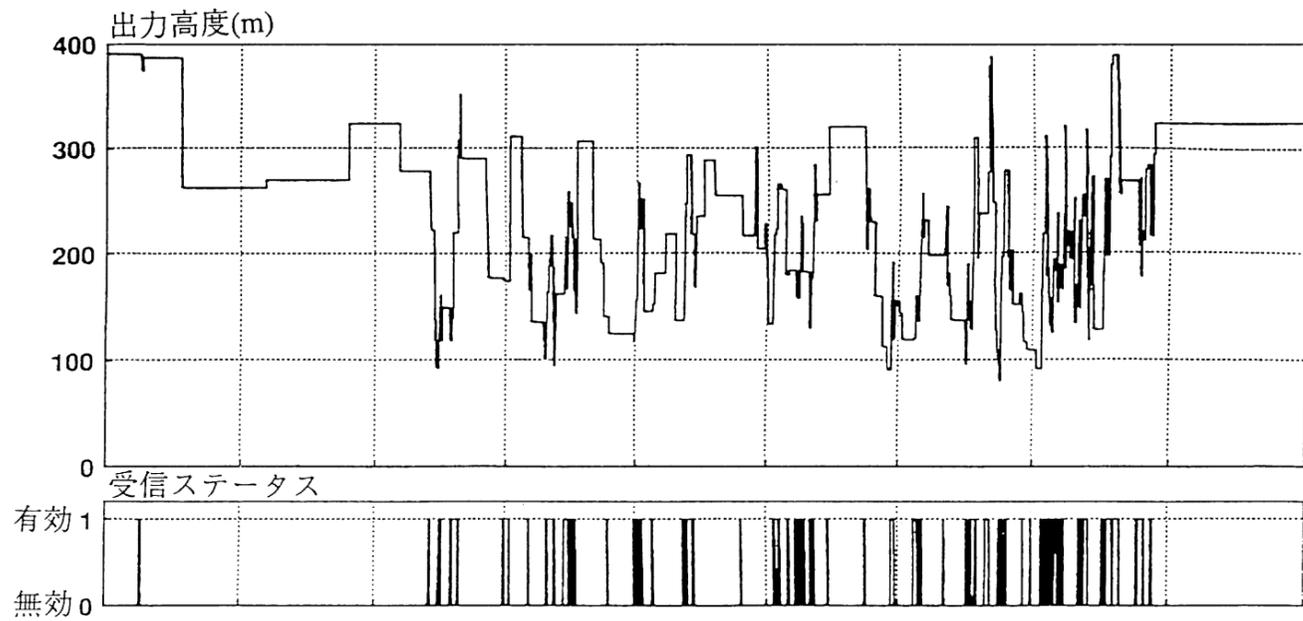
RAの動作異常は計測可能範囲（0～400m）内では発生しないことを懸吊試験等で確認したが、念のためコネクタを良品と交換し、動作異常は生じなくなった。



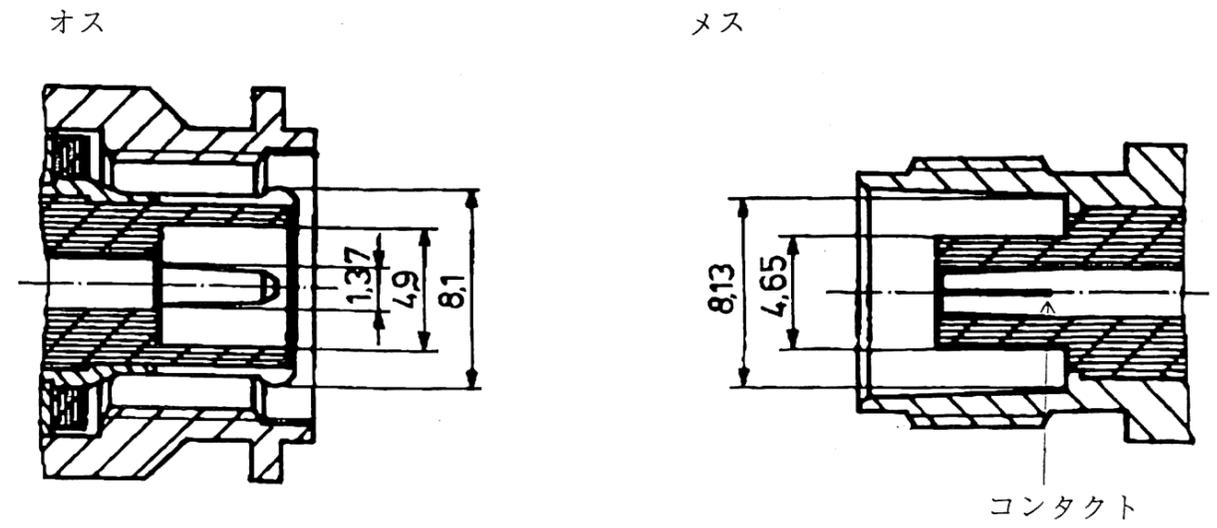
別添図-1 DGPS全体の構成



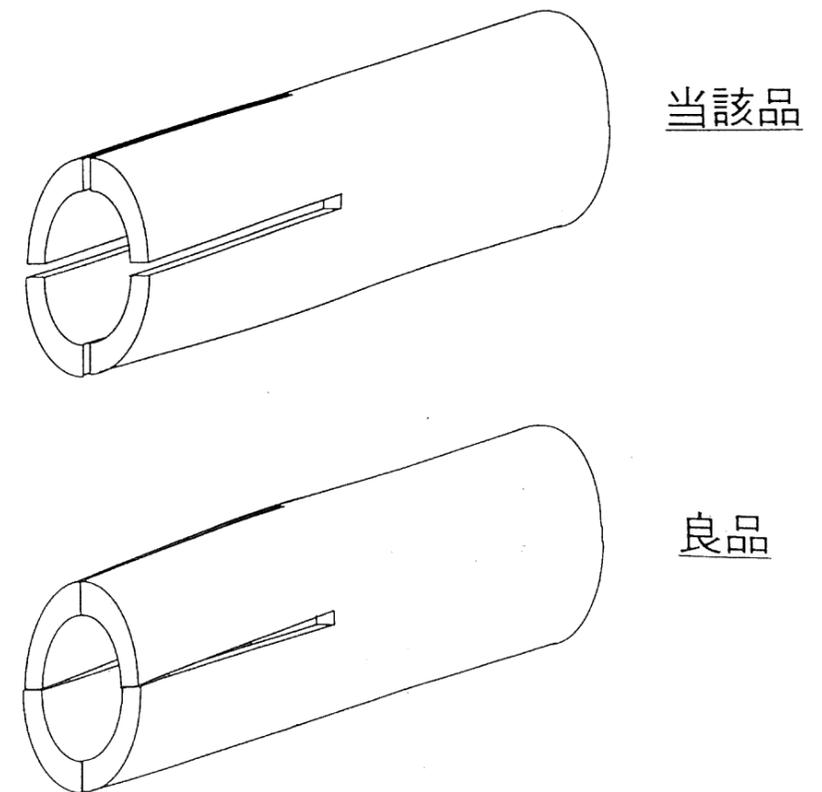
別添図-2 マルチパスによる計測誤差



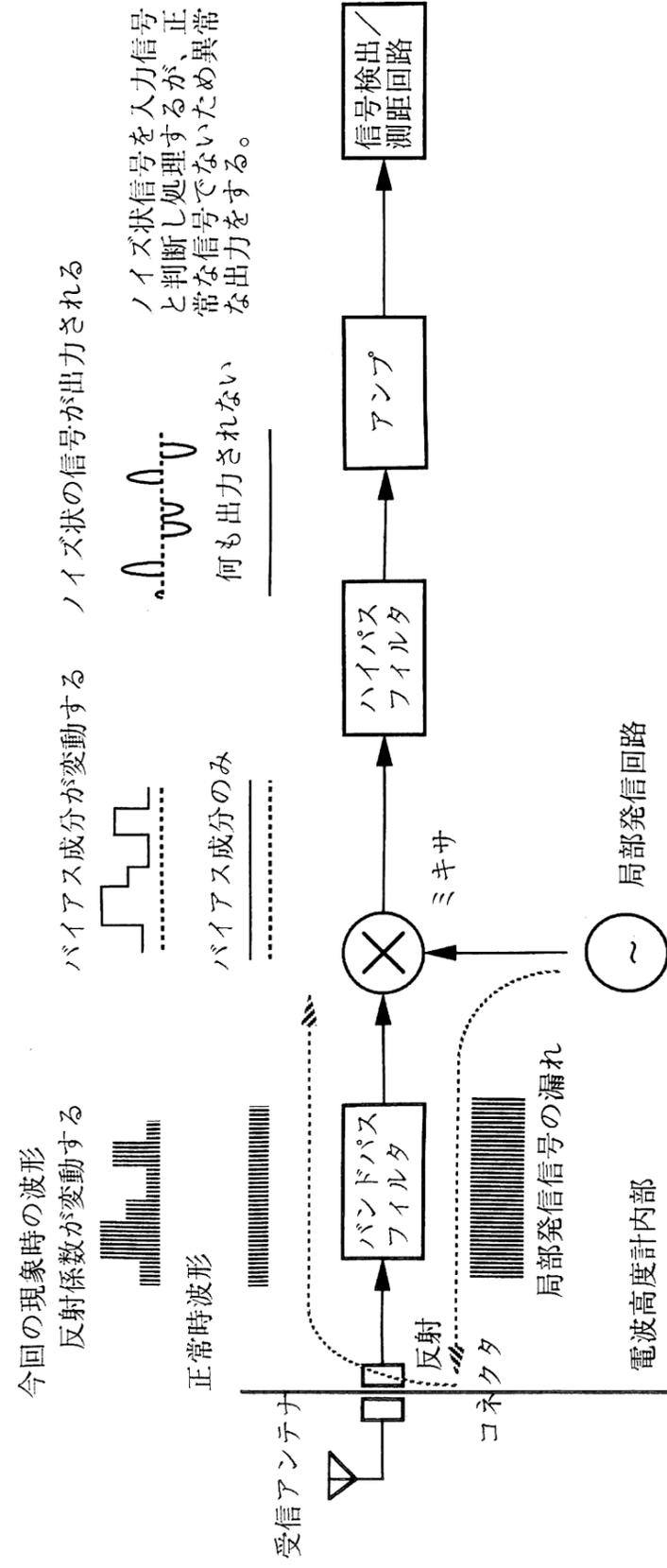
別添図-3 電波高度計の出力変動



別添図-4-1 受信アンテナのコネクタの構造



別添図-4-2 コネクタのコンタクトのゆるみ



別添図-5 電波高度計の受信回路

(参考1)

宇宙実験・観測フリーフライヤ(SFU)計画に係る開発結果の評価及び小型自動着陸実験(ALFLEX)に係る開発結果の評価について

平成8年10月9日
宇宙開発委員会決定

1. 調査審議事項

(1) 平成7年3月18日～平成8年1月13日に文部省宇宙科学研究所、宇宙開発事業団及び新エネルギー・産業技術総合開発機構が国際協力により実施した宇宙実験・観測フリーフライヤ(SFU)計画に係る開発結果を評価するために調査審議を行うものとする。

(2) 平成8年7月6日～8月15日に科学技術庁航空宇宙技術研究所及び宇宙開発事業団が実施した小型自動着陸実験(ALFLEX)に係る開発結果を評価するために調査審議を行うものとする。

2. 調査審議の進め方

上記の評価に必要な技術的事項について、技術評価部会において調査審議を行うものとする。この調査審議は11月末までに終わることを目途とする。

(参考2)

宇宙開発委員会技術評価部会構成員

(部会長)

井口 雅一 (財)日本自動車研究所長、東京大学名誉教授

(部会長代理)

原島 文雄 東京大学生産技術研究所教授

上杉 邦憲 文部省宇宙科学研究所教授

大森 慎五 郵政省通信総合研究所宇宙通信部長

木村 好次 東京大学生産技術研究所教授

久保田弘敏 東京大学大学院工学系研究科教授

小林 康德 文部省宇宙科学研究所教授

塩野 登 (財)日本電子部品信頼性センター専務理事付部長

田邊 徹 東京大学工学部教授

中島 厚 ◎ 科学技術庁航空宇宙技術研究所
宇宙研究グループ第12研究グループグループリーダー

西島 敏 科学技術庁金属材料技術研究所極限場研究センター長

野中 保雄 東京理科大学工学部教授

松崎 雄嗣 名古屋大学工学研究科教授

三浦 秀一 ◎ 宇宙開発事業団理事

宮島 博 ◎ 科学技術庁航空宇宙技術研究所
角田宇宙推進技術研究センター長

安永 啓一 日本放送協会技術局送信技術センター長

◎印の専門委員は、ALFLIXに関する調査審議については説明者として参加。