

# ALFLEX の試験状況について

航空宇宙技術研究所	永安正彦
宇宙開発事業団	中安英彦
航空宇宙技術研究所	重見 仁

航空宇宙技術研究所(NAL)と宇宙開発事業団(NASDA)は HOPE の研究の一環として、HOPE の自動着陸に必要な技術の開発を目的とする小型自動着陸実験(Automatic Landing Flight Experiment、ALFLEX と略称する) を共同で進めてきた。ALFLEX は現在その最終段階を迎え、オーストラリア連邦南オーストラリア州、ウーメラ飛行場を舞台に自動着陸飛行実験が進行中である。本報告は ALFLEX の目的、概要等を略述した上で、本稿執筆時点までに実施された自動着陸飛行実験の速報を述べる。

## On Present Status of ALFLEX

<i>National Aerospace Laboratory</i>	Masahiko Nagayasu
<i>National Space Development Agency</i>	Hidehiko Nakayasu
<i>National Aerospace Laboratory</i>	Masashi Shigemi

NAL (National Aerospace Laboratory) and NASDA (National Space Development Agency) have been jointly conducting research of the HOPE. The ALFLEX project (Automatic Landing Flight Experiment), currently advancing as a part of the HOPE research, is intended to acquire the fundamental technologies essential for achieving the automatic landing of the HOPE. The project is now at its final stage, and the automatic landing flight experiment is being in progress at Woomera Airfield in South Australia, Commonwealth of Australia. This paper describes the purposes and outline of ALFLEX project, and the quick report of the automatic landing flight experiment.

### 1. 導入

航空宇宙技術研究所(NAL)と宇宙開発事業団(NASDA)が共同で進める HOPE の研究の一環として、小型自動着陸実験(Automatic Landing Flight Experiment、ALFLEX と略称する) が現在オーストラリア連邦南オーストラリア州、ウーメラ飛行場を舞台に進行中である。同地には NAL/NASDA 合わせて 30 名程度の ALFLEX

チームメンバーにメーカーの技術者を加えて、総勢 80 名程の日本人が滞在している。そして 1996 年 4 月からシステム試験、地上走行試験等の予備試験等を行い、引き続いて母機に吊るしたままで飛行させる懸吊飛行試験を数次にわたり実施してきた。実験機を母機から切り離して無人飛行させ自動着陸させる自動着陸飛行実験は、第一回目の実施(初飛行)が

当初 6 月 21 日に予定されていたが、機器の不調や天候の悪化のため延期が重ねられた後、7 月 6 日に実施されて成功を見た。初飛行で得られたデータの詳しい解析は今後に待たねばならないが、現時点でデータの取得に成功したことと、飛行経路が想定されていたものと殆ど一致していることがわかっている。

以下に ALFLEX の概要を記した後、初飛行の速報を記す。

## 2. 小型自動着陸実験の概要

### 2.1 飛行実験の目的

HOPE 形状の小型実験機（以下、「実験機」と称する。）を用いた飛行実験は、HOPE の自動着陸の実現に必要な無人航法、誘導、制御技術の開発のために計画されたもので、その目的は以下の通りである。

- (1) 自動着陸技術の実証評価
- (2) HOPE 形状を有した機体の低速飛行特性の評価
- (3) 小型実験機による飛行実験技術の評価

### 2.2 実験の進め方

自動着陸飛行実験では、実験機をヘリコプタで懸吊し、所定の位置、高度、速度においてヘリコプタから切り離し、自由滑空飛行をさせる。実験機はその後、自動的に所定の経路に沿って降下、引き起こしを行い、着陸場に接地減速停止する。実験を確実にするために、以下のようなステップアップ方式をとった。

- (1) 走行機能確認試験による地上走行時の機能・性能確認
- (2) 懸吊飛行試験によるフリーフライトを模擬した状態での機能・性能確認
- (3) 自動着陸飛行実験

### 2.3 実験システム

実験機は HOPE-04C 形状をベースとした小型のもので、胴体上面に重心位置において懸吊するためのケーブル取付穴を有し、また一対の胴上スピードブレーキを有する。その形状を図 1 に示す。

自動着陸飛行実験では長さ 1000m、幅 45m の滑走路に着陸させるため、その手前約 2.7km、対地高度 1500m の位置から実験機を切り離す。地上物の安全を確保するため、実験区域の中に警戒区域を設定した。滑走路近傍には、ケーブルによる懸吊飛行時に使用される DGPS (Differential Global Positioning System) の地上装置及び自動着陸実験で十分な覆域を有する MLS (Microwave Landing System) 地上装置が設置されている。これらの地上装置からの情報は IMU (Inertial Measurement Unit)、電波高度計 (RA: Radio Altimeter) の情報と合わせ、機上で自機の正確な位置計測を可能とする。実験機の飛行データはテレメータシステムによって地上に送信される。一方、地上からはトラッキング・レーダ (TR: Tracking Radar) およびレーザ・トラッカ (LT: Laser Tracker) によって実験機の飛行経路を計測し、実験機からのテレメータ情報と合わせて、データとして記録している。実験場には、実験の円滑な遂行のため、この他に、飛行管理棟、整備棟等の地上設備を整備した。これら地上設備を含めた実験の概要を図 2 に示す。ALFLEX 実験機を懸吊するための母機としては、バートル KV107-IIA を使用する。

### 2.4 実験項目

2.2 で述べたように実験は地上試験、懸吊飛行試験、自動着陸飛行実験から構成され、各々の実験項目は以下の通りである。

#### 2.4.1 地上試験

##### (1) 実験機システム試験

実験機を実験場へ輸送した後、システムに異常のないことを地上点検により確認する。

#### (2)地上設備システム試験

地上設備の総合的な機能・性能を確認するために、据付け後以下の試験を行う。

#### (3)実験機／地上設備組み合わせ試験

実験機と地上設備とを組み合わせ機能・性能の確認を行う。

#### (4)走行機能確認試験

実験機の地上走行機能を確認する。

#### (5)実験機／母機系／地上設備インタフェース試験

実験機、母機系、地上設備を組み合わせ機能・性能の確認を行う。

### 2.4.2 飛行試験

以上の地上試験の終了後、引続き次の飛行試験を実施する。

#### (1)懸吊飛行試験

##### a)全系機能確認飛行試験

実験機、母機系及び地上設備にわたる全系機能を確認するため、実験機を取り付けた懸吊架台を母機ヘリコプターで懸吊して飛行を行う。この試験では、実験機を懸吊架台に取り付けた状態で水平飛行を行い、機器の作動確認を行う。また、GPS、MLS、RAなどの信号を用いた航法系の機能が正常であることも確認する。

##### b)制御系性能評価懸吊試験

徐々にケーブルを伸ばしてゆき、実験機が設計通り安定に制御されていることを確認する。

##### c)飛行特性評価懸吊試験

b)及び c)では、実験機をジンバル方式を用いた一本のケーブル懸吊状態として試験データを取得し、設計データの確認を行う。この懸吊状態では実験機は、5自由度を有することになり、自由飛行に近い状態での運動を

実現することができる。

#### (2)自動着陸飛行実験

次の2フェーズの飛行実験を実施して小型実験機の着陸を実証する。

##### a)フェーズⅠ

ノミナル飛行経路、好気象条件を前提として、自動着陸実験を行う。3回のフライトを予定している。

##### b)フェーズⅡ

このフェーズでは合計10回のフライトを予定しており、誘導能力評価、空力特性評価、気象条件の緩和された状態での性能評価を目的として、以下の項目からなる自動着陸実験を進める。

(i) 初期位置変化

(ii) 飛行性能評価

(iii) 気象条件緩和

自動着陸実験では、誘導制御性能及び飛行特性性能を実証評価するとともに、可能な範囲で気象条件を緩和した自動着陸実験を行って、システムの性能を評価する。実験のシーケンスを要約すると次の通りとなる。まず、上記の懸吊試験の状態と同じように、予め一本のケーブルによって懸吊された状態を再現し、その状態でDGPSによる位置情報等の更新を行う。その後、所定の位置、高度、速度の条件で実験機を切り離し、自由滑空飛行を行う。切り離された実験機は、MLS、IMU、電波高度計からの航法情報に基づいて算出された基準経路に従って滑走路に進入し、接地する。接地後は、前脚のステアリングにより走行を制御し、主脚のブレーキシステム及び制動パラシュートによって減速停止する。実験のシーケンスを図3に示す。

## 2.5 スケジュール

国内の地上走行試験、懸吊飛行試験はそれぞれ宇都宮、名古屋にて実施した。豪州への搬入に際し、機体を一度分解して梱包、船積みしたため、陸揚げした機体を組み立てた後に、再びウーメラ飛行場にて地上試験、懸吊飛行試験を実施した。ここでは、国内では使用できなかったMLSをもシステムに組み込んで、最終的な総合試験が行われた。ウーメラでの地上走行試験は1996年4月26日から5月4日まで計5回、懸吊飛行試験は5月21日から6月25日までの計8回にわたり行われた。

自動着陸飛行実験は第1回目が1996年7月6日に実施された。これを含めて、フェーズIとIIとで合計13回の実験を8月中に実施する予定である。

## 3. 自動着陸実験の状況

当初、ALFLEX機の最初の自動着陸飛行実験（初飛行）は1996年6月21日に予定されていたが、DGPSの出力値が要求精度を満たしていないことがわかったため、6月28日に延期された。この間DGPSの精度不足の原因追求が行われ、地上の建造物等によって反射された電波が原因である（マルチパス現象）ことが確認されたため、DGPS地上局の位置を変えてこの問題を解決することができた。しかし、その後も天候不順や電波高度計の不調などが重なり、実験は順延を繰り返すことを余儀なくされた。

ALFLEX機の最初の自動着陸飛行実験（初飛行）は1996年7月6日に実施された。母機に吊るされたALFLEX機は、電波高度計のチェックのため通常より一回多く試験域上空を周回した後、日本時間の午前10時41分53秒に分離された（図4）。その後ほぼノミナルな軌道に沿って非常に安定した飛行を行った後（図5）、10時42分42秒に接地し、10時42

分54秒停止した。機体の接地は極めてスムーズであったが接地寸前にやや浮き上がる動作が見られ、着地点はノミナル位置（滑走路原点から263.1m）よりも157.3m後方になった。機体の停止位置はノミナルでは滑走路原点から601mであったが、実際には693.1mとなった。その他の評価項目を含めたノミナル値と実測値の比較は表1に示す通りで、両者の一致は全体として非常に良い。

レーザトラックで測定した飛行経路を、水平面内、垂直面内の投影図で図6に示す。実線が測定された飛行経路、点線が基準経路である。図の下に示されている飛行ステータス（FLT\_STATUS）は、その時点での飛行状態を表しており、以下の内容である。

1：懸吊飛行    2：自由飛行    3：一点接地  
4：二点接地    5：全脚接地    6：停止

その他の飛行データの時間履歴を図7に示す。

### 縦方向飛行データ

- (1). 高度  $H$
- (2). ピッチ角  $\theta$ 、迎角  $\alpha$
- (3). エレベータ角  $\delta_e$ 、ピッチング角速度  $q$
- (4). スピードブレーキ  $\delta_{sb}$ 、等価大気速度  $V_{EAS}$
- (5). 飛行経路角  $\gamma$

### 横方向飛行データ

- (6). 機体位置  $Y$  座標
- (7). ロール角  $\phi$
- (8). ヨー角  $\psi$
- (9). エルロン角  $\delta_a$ 、ラダー角  $\delta_r$
- (10). 主脚回転角  $\mu$

我が国にとってALFLEX機のような機体を用いた自動着陸実験は初めての経験である。実験の成功に万全を期するため、最初の数フライトにおいては特に天候に関する条件を厳しくして臨んでいる。そのため実験実施日が

天候に左右される度合いが大きくなることはやむを得ない。第 2 回目の自動着陸実験は天候が許せば 7 月 13 日に行われる予定である。

#### 4. まとめ

ALFLEX は現在その最終段階にあり、自動着陸実験が実施されつつある。詳しいデータの解析は今後に待たねばならないが、現時点でデータの取得に成功したことと、飛行が想

定されていたものと殆ど一致していることがわかっている。従って、今回の自動着陸実験によって HOPE 形状の機体を自動着陸させるという概念の成立性を示すことができたといえる。今後実施される自動着陸飛行実験でさらに多くのデータを取得して、冒頭に示した飛行実験の目的を達成できることが切に望まれる。

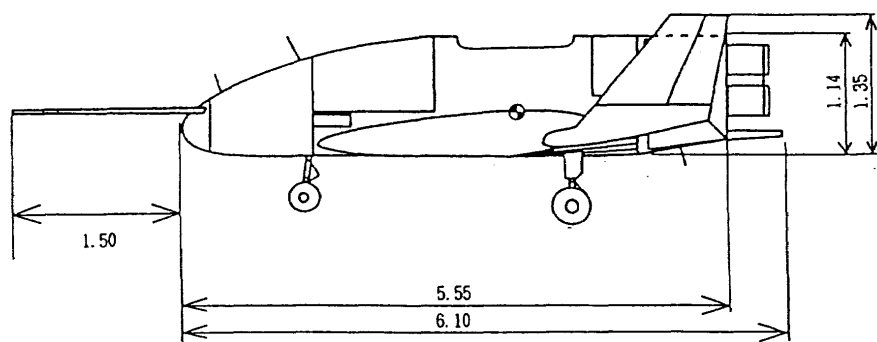
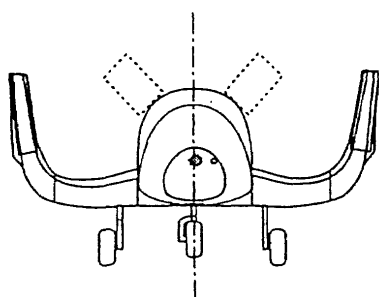
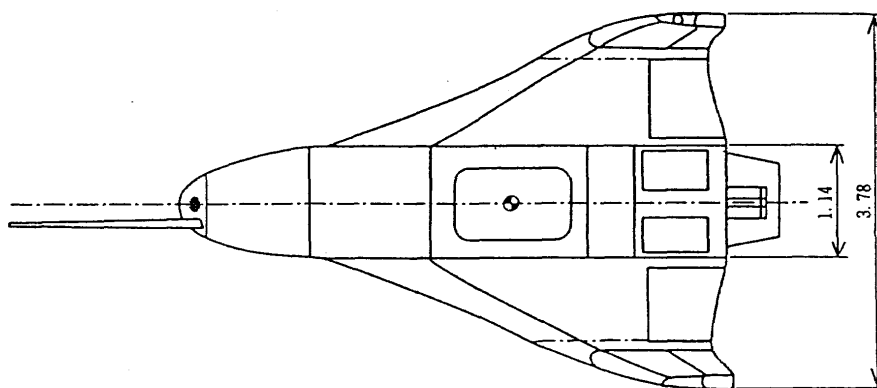
Event	Item	Nominal value	Actual value	Deviation
Release	Release time		11:11:53*	
	X-coordinate (m)	-2682.0 [ $\pm 100$ ]	-2673.1	8.9
	Y-coordinate (m)	0.0 [ $\pm 100.0$ ]	-7.5	-7.5
	Height (m)	1500.0 [ $\pm 50.0$ ]	1497.0	-3.0
	Velocity (EAS) (m/s)	46.3 [ $\pm 3.0$ ]	44.2	-2.1
Touchdown	Time after release (s)	44.0	49.3	5.3
	X-coordinate (m)	263.1 [0-450]	420.4	157.3
	Y-coordinate (m)	0.0 [ $\pm 18.0$ ]	0.4	0.4
	Velocity (EAS) (m/s)	51.6 [ $\pm 8.0$ ]	48.1	-3.5
	Angle of attack (deg.)	14.2	17.1	2.9
	Pitch angle (deg.)	13.3 [ $\leq 23.0$ ]	13.5	0.2
	Roll angle (deg.)	0.0 [ $\pm 10.0$ ]	-0.4	-0.4
	Yaw angle (deg.)	0.0 [ $\pm 8.0$ ]	0.7	0.7
	Sink rate (m/s)	0.82 [ $\leq 3.10$ ]	1.37	0.55
Three point touchdown	Pitch rate (deg./s)	-32.6	-28.7	3.9
Run	Distance (m)	337.9	272.7	-65.2
	Max. deviation in Y-coordinate (m)	0.0 [ $\pm 21.0$ ]	-1.6	-1.6
Halt	Time after release (s)	57.0	61.8	4.8
	X-coordinate (m)	601.0 [ $\leq 1000.0$ ]	693.1	92.1
	Y-coordinate (m)	0.0 [ $\pm 21.0$ ]	-1.6	-1.6
	Yaw angle (deg.)	0.0	-0.4	-0.4

\* Woomera local time

Table 1 Check items for automatic landing flight

## Major Characteristics

Design Weight	760kg
Length (Excluding Pitot-Probe)	6.10m
Width	3.78m
Height (Excluding Landing Gears)	1.35m
Fuselage Length	5.55m
Fuselage Width	1.14m
Fuselage Height	1.14m
Main Wing Area	9.45m <sup>2</sup>
Center of Gravity Position (Longitudinal)	61.5%lb



(Unit:m)

Figure 1. ALFLEX Vehicle

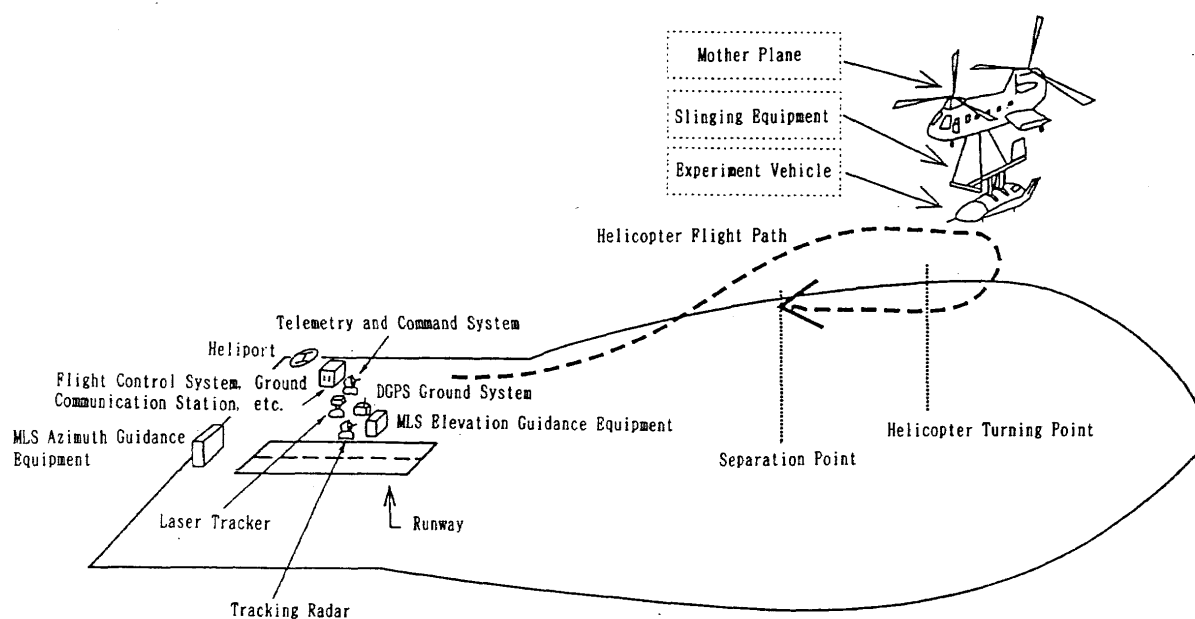


Figure 2. Experimental site

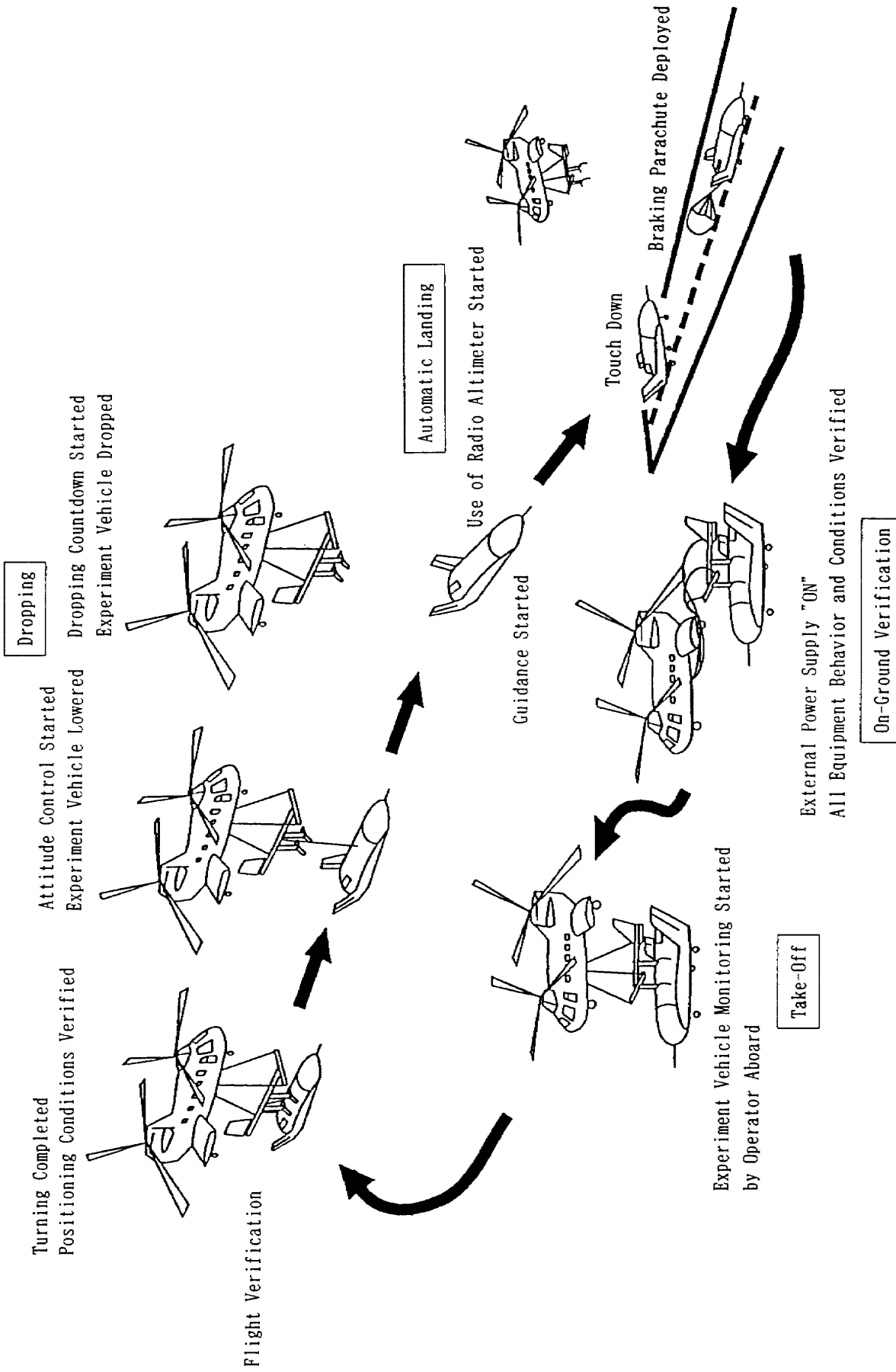


Figure 3. Sequence of the flight experiment

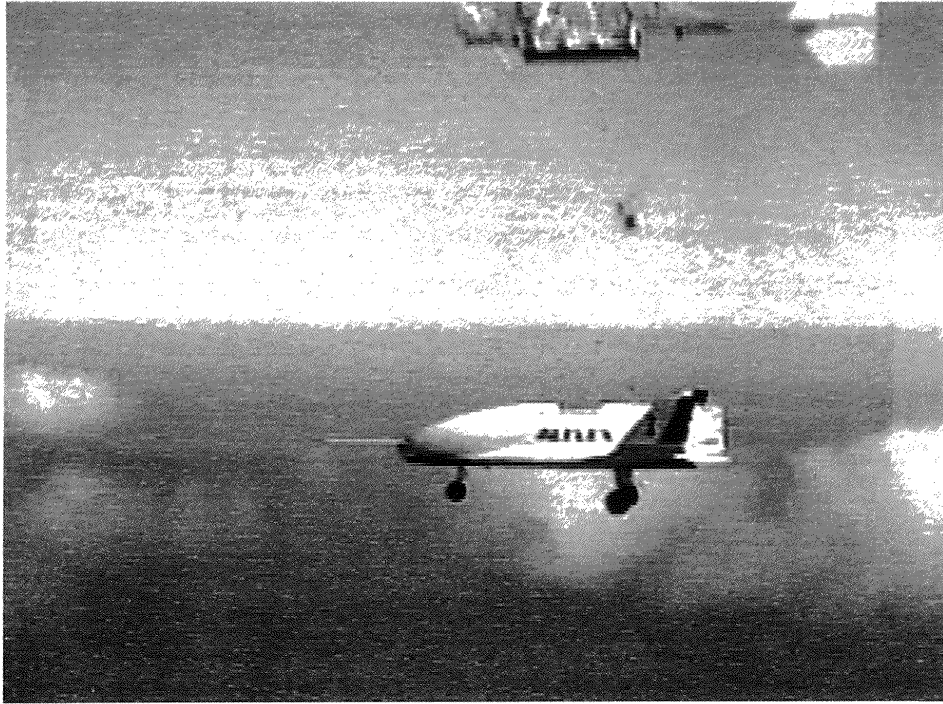


Figure 4. ALFLEX Vehicle just released

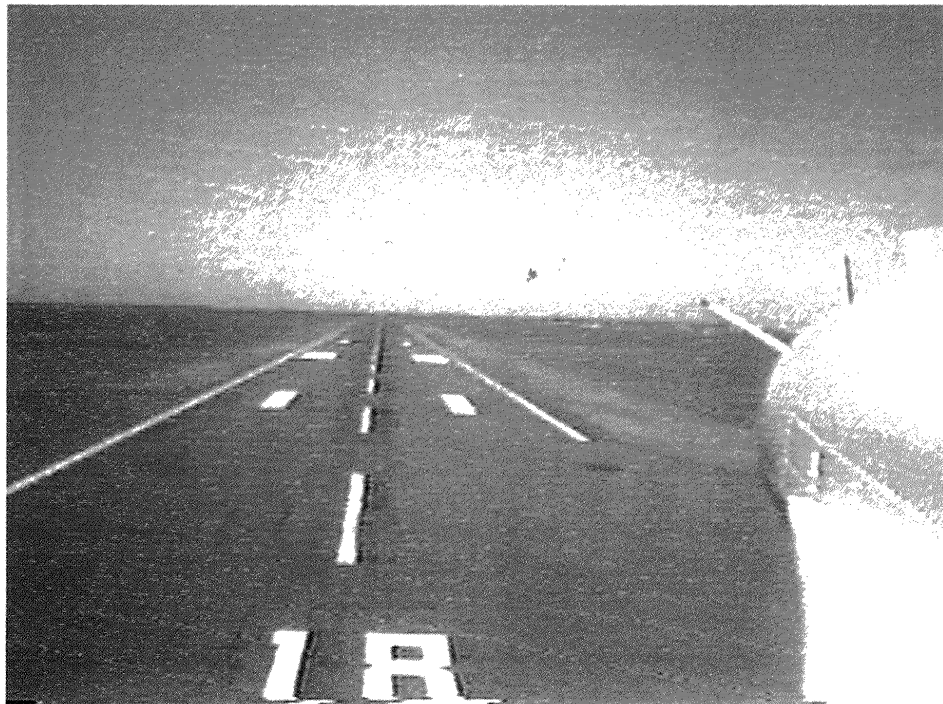


Figure 5. ALFLEX Vehicle approaching runway



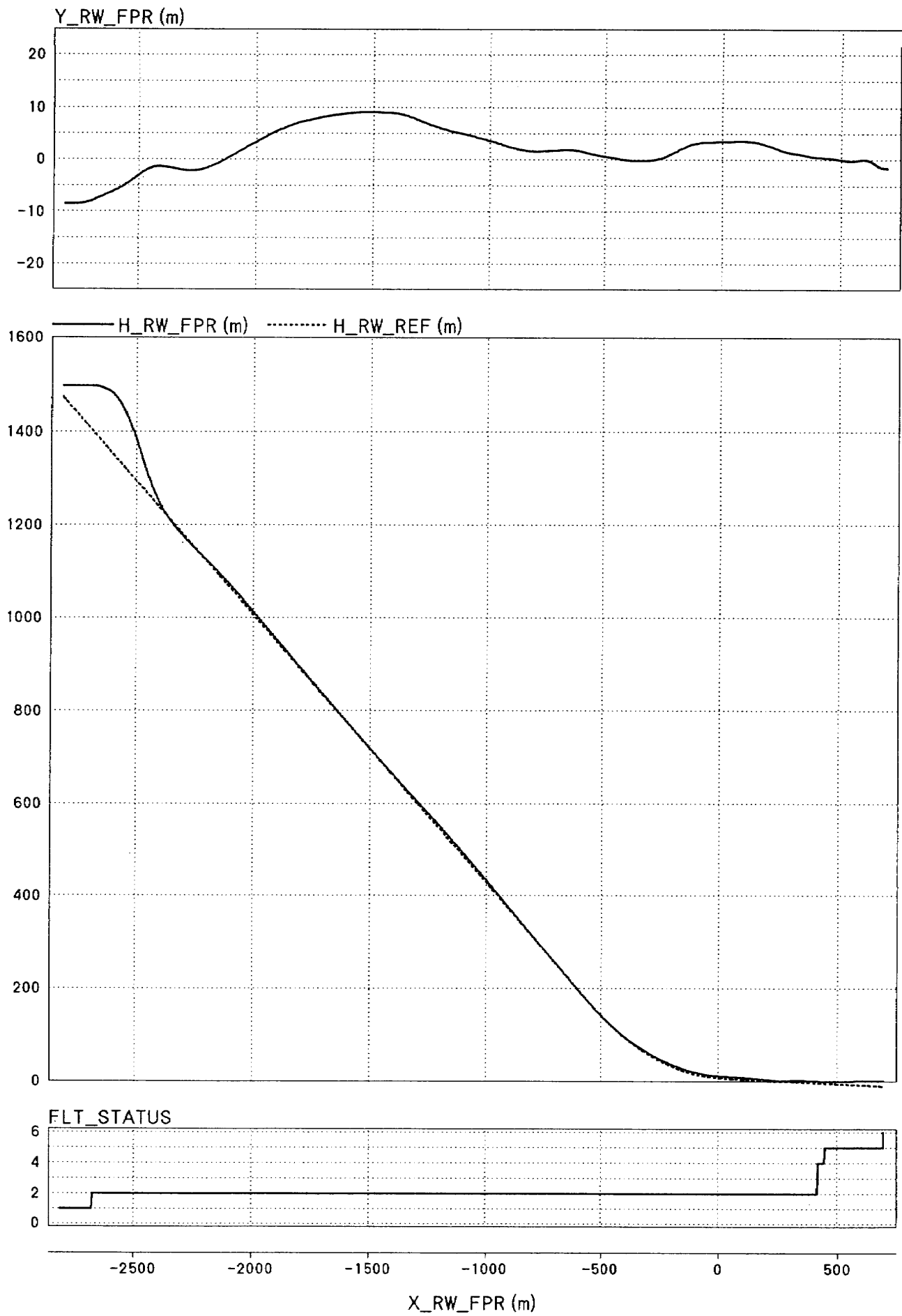


Figure 6. Flight of ALFLEX

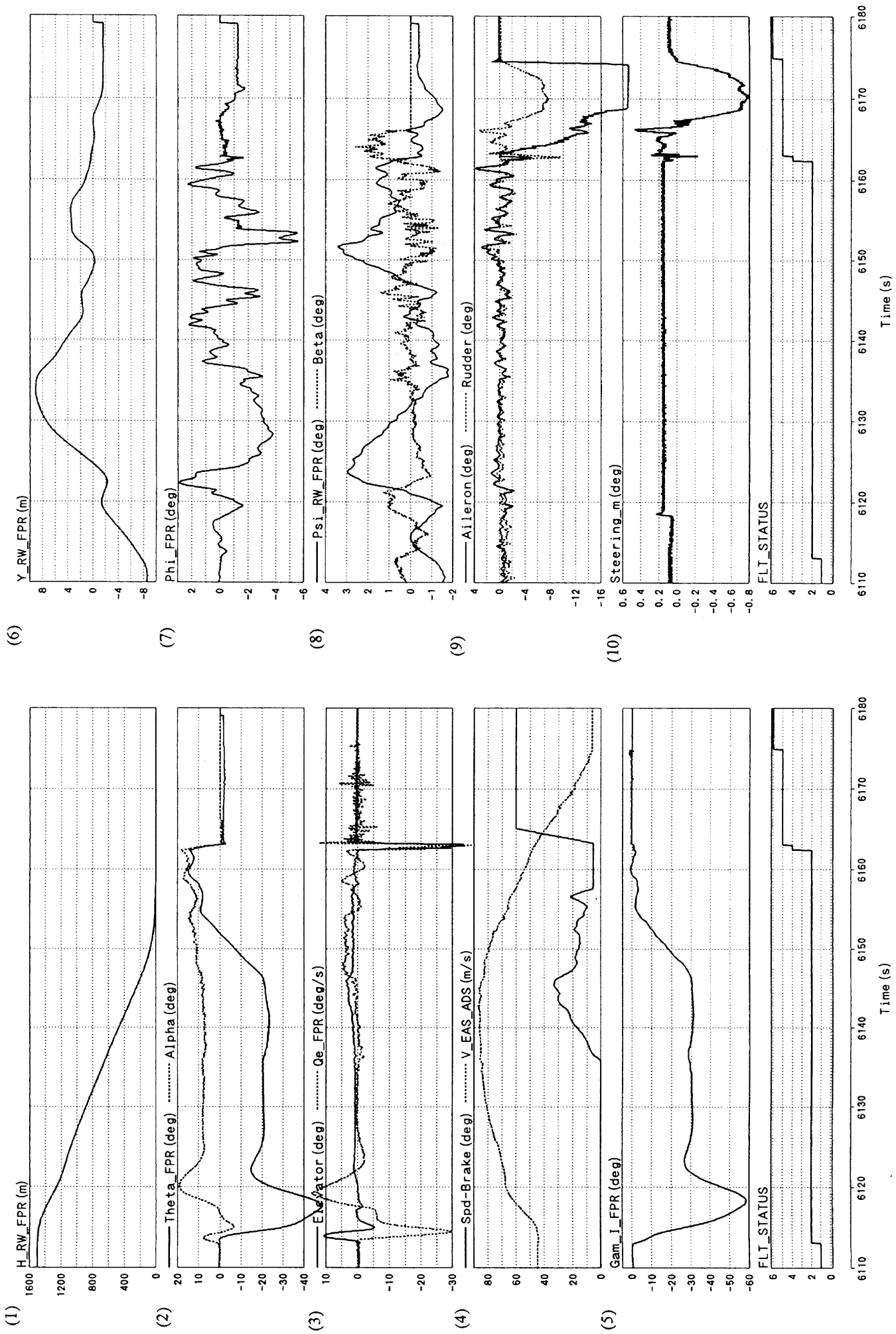


Figure 7. Time history of flight

F101