SSRT-A に つ い て

島 玠**・山 田 隆 昭***

SSRT-A

Takashi SHIMA and Takaaki YAMADA

1. ま え が き

SSRT-A は各種誘導弾(ミサイル)の評価・訓練のために飛行させる超音速ロケット・ターゲット(Super Sonic Rocket Target)に使用する自動安定装置のための実験機である。

昭和40年4月から基本設計を開始し、42年2月に5機完成した(第1図)。地上シミュレーション試験、母機とう載チェック・フライト等を行なったのち、42年10月下旬に3機、43年10月上旬に1機を若狭湾沖の射場上空で超音速飛行する母機F-104Jから発進する飛行試験を実施して、計画性能を確認するとともに諸種の飛行データを取得した。

以下本機の計画および試験結果の概要を述べ類似の研究に携わる関係者の参考としたい。

2. 設 計

SSRT-Aの構想はつぎのとおりである。すなわち、既開発の固体ロケット・エンジンを使用して、高々度・超音速で水平飛行する母機から発進し短時間で最高速度約2.6マッハに達したのち、滑空減速しつつ約2分

間超音速領域に留まる。この間内蔵する自動安定装置の働きにより機体を水平に保持して飛行径路の方位偏差を減ずるとともに、重力とほぼつりあった揚力を生ずることにより近似水平直線飛行を行なわせようとするものである。この装置の機能データを取得する目的でテレメータ送信機をとう載し、また保安上飛行終了後キリモミに投入する装置を持つように計画した。

2.1 空力 本機の外形々状は第2図に示すとおりで、cone-cylinder型胴体中央に、翼端補助翼付き主翼を、後端に十字型尾翼を有する。この尾翼形状は胴体上面に設けた3個のフックにより母機のランチャにとう載し前進発射させるため通常の垂直尾翼型式を採用できないこと、および横風に対して鈍感な特性をもたせ、かつ主翼との空力的干渉を避ける目的から選定した。また翼端補助翼は通常の型式に比べてもモーメント・アームが長く単位面積あたりの横操縦が大でありかつヒンジ・モーメントを小さくできるのでこれを選んだ。

風洞試験はSSRT-A単体につき、0.6~2.6マッハの間を科学技術庁航空宇宙技術研究所の遷音速および超音速風洞で、母機とう載時と発進直後につき、0.6~1.35マッハの間を同じく遷音速風洞で、緊急時に母機からランチャごと投棄する場合につき、防衛庁技術研究本部第3研究所の低速風洞でそれぞれ実施し

第1図

第2図

* 昭和44年5月14日原稿受理

** 防衛庁技術研究本部

*** 三菱重工株式会社名古屋航空機製作所技術部

た。

2.2 構造装備 本機の主要諸元は第1表のとおりである。構造計画に際しては機体重量が重いほど超音速飛行を長時間維持できるため、剛性の確保と経済性を重視して軽合金に換え鋼材、鋳鉄を積極的に使用し特殊な複雑加工法は採用しないこととした。補助翼はマス・バランスされ、主翼中央を貫通する操ダ(舵)軸を介して胴体内の主翼上下面に配置された電磁アクチュエータで駆動される。これらの組み立て品は上下二つ割りの胴体にはさみ込まれるようにして組み込まれる。原動機は主翼から後の胴体を構成し、これと機能部品をとう載する前部胴体とは迅速継手により容易に分離、結合できるようにした。装備品については、将来サステーナを装着して長秒時超音速飛行させるとき使用できるように、極小小型軽量に設計し、第2表に示す環境条件を適用し各環境下での作動性能を試験し

第1表 SSRT-A 諸元表

全 長	2.83 m	補助翼	面 積	0.013 m ²
全 巾	0.732 m		アスペクト比	1.0 片翼
全 高	0.347 m		作動角	±5°
翼面荷重	580 kg/m ²	尾翼	面 積	0.121 m ²
重 全 備	106.4 kg		アスペクト比	1.1 片翼
量 空 虚	87.2 kg		形 式	内面燃焼固体ロケット
主翼	翼 形	ブリススタ	推 力	1,600 kg
	面 積		燃焼秒時	2.5 sec
	アスペクト比		制 高 度	昇降舵プリセット
	上反角	制 御	方 位	バンク角保持
取付角	0°			

てその品質を十分確認して採用した。

2.3 母機とう載 本機は F-104J を改修することなくその翼下ランチャにそのままとう載でき、パイロットの負担を軽減するため離陸直前に SSRT-A の電源を ON とし自動安定装置とテレメータ送信機を作動状態にして離陸させ、SSRT-A の発進操作がミサイル発射と全く同じ手順で実施できるよう計画した(第3図)。

3. 自動安定装置

第4図に示すような、ON-OFF 式バンク角保持方式を採用した。アナログコンピュータによる数学的シミュレーション試験の結果、横風や機体の製作誤差による空力的ミスアライメントに対して、低アスペクト比超音速機特有のスパイラル不安定性を改善でき、飛行径路の発進方向からの左右のドリフトは、第4図に点線で示すようなヨー角をフィードバックすることにより軽減できるが、バンク角フィードバックのみでも許容誤差(発進後2分で±10°以内)内に収め得ることが明らかとなったので省略することとした。

第2表

項 目	条 件
温 度	+50°C, 12H -54°C, 安定するまで
高 度	30 mmHg, 1H
湿 度	95% RH 以上, +50°C, 240 H
振 動	5~2,000c/s, 0.05 in または ±3.5 G の低い方各軸 1 H および ±10 G の低い方各軸 3 H
加速度	機軸方向 +20 G, 3 秒 -5 G, 2 分 横軸方向 ±5 G, 2 分

第3図

第4図

ジャイロは自由度が合成角で 30 度の電気ケージ式ヨー・ロール・ジャイロで発達時に母機からの電源が切れると同時にアンケージされ、ダ走に入りそのときの姿勢を保持しつつバンク角およびヨー角に比例した電気信号を供給する。

補償回路、スイッチ回路およびサーボ・アンプはその安定化電源を含めて5枚のプリント板からなるトランジスタ直流回路でそれぞれ低域進相、高域ロ波機能、信号判別機能および電力増幅機能を有する。

電磁アクチュエータはコイル・プランジャで構成される電磁石で2個1組となって片補助翼に正逆の回転力を与える。この回転力を有効に利用し操舵応答性を高めるためスプリング負荷を加えている。

この装置の性能を確認するためコンポーネントの試作品を極力早い時期に製作し、アナログ・コンピュータと組み合わせた性能試験を実施し計画から製品にいたる間のモニターを行ない最終的には完成品につき次

項で述べるシミュレーション試験で確認を行なった。

4. 技術試験

4.1 シミュレーション試験 飛行試験を行なう前に地上で実際の飛行状態に最も近い状況を模擬したシミュレーション試験を実施した。第5図の系統図に示すような、3自由度油圧式フライト・テーブルにジャイロ・電子装置をとう載しそのサーボアンプからの操舵信号をスリッピングを介して取り出して補助翼を操舵する。操舵角はポテンショメータで電気信号にかえてアナログ・コンピュータに送り、ここで速度や質量特性の変更を考慮した6自由度の運動方程式を解き、得られた姿勢角でフライト・テーブルのジンバル角を制御するとともに飛行状態をあらわす飛行経路等の変数をレコーダーに記録する。一方自動安定装置の作動状況を地上に送信するテレメータ送信機および受信装置を使用して送受信を行ない、テレメータ・シス

第5図

テムの機能を確認するとともに飛行試験データの解析のための参考とした。

アナログ・コンピュータは第3表に示す諸元を有するもので、マッハ数による空力係数の変化、ロケット作動時の質量特性の変化、比較的大きなロール速度によるイナーシャ・クロス・カップリングの影響等を模擬するためにその能力限界まで使用した。

フライトテーブルは第4表の諸元を有するもので試

第3表 アナログ・コンピュータ諸元

要素名	要素数	演算精度(%)
積分器	14	0.1
加算器	20	
演算増幅器	16	
ポテンシオメータ	14×5	0.1
ICポテンショ	14	
乗算器	12	0.5
乗算・除算器	2	
関数発生器	11	0.5~1.0
その他要素	9	

第4表 フライト・テーブル諸元

軸	ロール	ヨウ	ピッチ
回転角度(deg)	±720	±50	±30
最大角速度(rad/sec)	17.8	8.7	5.3
最大角加速度(rad/sec ²)	401	134	182
90°位相遅れ点(cps)	17	22	21
静的角度誤差(deg)	0.5	0.2	0.16

験前にとう載品と同重量のダミー負荷を取り付けて最良の周波数特性となるよう調整した。シミュレーション試験の結果はフライト・テーブルを使用しない性能試験データと比較して若干悪いロール安定性能を示したが、こなはフライト・テーブルのロール軸まわりの高周波域での位相遅れが自動安定装置の位相進め機能に影響を与えたものと推定される。

試験は各種の波形や大きさの異なる横風、上下風が加わる場合や空力的ミスアライメントがある場合につき、機体の質量特性や空力特性をパラメータにして実施し、設計計画の妥当性を確認した。

4.2 飛行試験 昭和42年10月下旬および同43年10月上旬に若狭沖の射場上空で高度 35,000 ft, 速度 1.2 マッハで飛行する母機 F-104 J から発進する試験を実施した。これに先き立ち SSRT-A を F-104 J にとう載し空中における自動安定装置の機能が正常であるか否かを確認するチェック・フライトを実施し、不ぐあい箇所の発見をおこない必要な処置を施した。飛行試験時の計測はテレメータの送受信によるほか、現有装備のものをできるだけ利用し多くの角度から現象をとらえることとし第5表に示す計測を実施したが、結果はほとんどすべてが成功し豊富なデータを得ることができた。テレメータ計測は母機 F-104 J の離陸から SSRT-A の着水に至る全部について確実な計測ができた。このデータによれば自動安定装置によるバンク角制御はシミュレーション試験の結果から良好でありバンク角の最大値は発進直後において9度程度であ

第5表

器材名称	設置場所	計測項目	主要諸元
テレメータ送受信装置	送信機: SSRT-A 受信機: 小松基地	第6表参照	主搬送波周波数 284.2 MC 送信出力 1W 変調方式 FM-FM
スコアラー・カメラ	母機 F-104 J	後方からの写真記録母機と SSRT-A との直距離	レンズ焦点距離 300 mm フィルム・コマ数 20 コマ/sec フィルム・サイズ 35 mm シネ
ガン・カメラ	母機 F-104 J	後方からの写真記録	レンズ焦点距離 35 mm フィルム・コマ数 16 コマ/sec フィルム・サイズ 16 mm
計器板カメラ	母機 F-104 J	速度計・高度計・姿勢指示器ほか	フィルム・コマ数 16 コマ/sec フィルム・サイズ 16 mm
レーダスコープ・カメラ	母機 F-104 J	母機と SSRT-A との直距離および角度	フィルム・コマ数 8 コマ/sec フィルム・サイズ 16 mm
データ・レコーダ	母機 F-104 J	母機と SSRT-A との直距離	
高速度カメラ	随伴機 F-104 DJ	発進直後の SSRT-A の運動	レンズ焦点距離 25 mm フィルム・コマ数 300 コマ/sec フィルム・サイズ 16 mm
トランスポンダ	SSRT-A	SSRT-A の飛行経路	送受信周波数 L-バンド 送信出力 25 W
地上レーダ	輪 島	母機と SSRT-A の飛行経路	

第6表

チャンネル	副搬送波 周波数	測定データ
1	3.0 KC	左補助翼操舵
2	3.9 "	右 " "
3	5.4 "	スイッチ回路出力
4	7.35 "	自動安定装置電源電圧(またはジャイロ・ヨー出力)
5	10.5 "	補償回路出力
6	14.5 "	ジャイロ・ロール出力

りジャイロの自由度の限界である $\pm 30^\circ$ に対し十分な余裕があった。テレメータ計測から得られた各機のロール制御状況を第6図に示す。左右補助翼の操舵によりバンク角の修正をおこない小振幅のローリングを繰り返している。その後ロール振幅は次第に収れんし発進後 20~30 秒以降からは間けつな操舵を行なうようになる。第7図はジャイロのヨー角出力をテレ

メータ・データから用い、横滑角を0と仮定して計算した飛行経路を示している。発進方位から方位角誤差 $\pm 10^\circ$ 以内という設計目標値以内に収まっていることでこれから確認された。

レーダスコープ・カメラと計器板カメラから得られたデータを用いて計算により求めた飛行速度と径路を第8図に示す。図から計算結果に近い飛行を行なったものと判断される。発射直後の SSRT-A の運動を理論計算値と高速度カメラによる実測値とを比較すると第9図のとおりで、周期等よく一致している。

5. あとがき

以上、SSRT-A の設計および試験結果の概要について紹介した。計画時に目的とした価格低廉な超音速無人機の自動安定装置の開発は十分な成果が得られ

第6図-1

第6図-2

第6図-3

第6図-4

第7図

第8図

第9図

た。終わりに本機の開発に多大の指導および協力をいただいた防衛庁技術研究本部，同第3研究所，同岐阜試験場，航空自衛隊実験航空隊，中部航空警戒管制団，第6航空団，科学技術庁航空宇宙技術研究所，三菱重工業株式会社，日本電気株式会社等の関係者諸氏に敬意を表します。

付録1 SSRT-A の空力微係数

風洞試験結果を解析して整理した SSRT-A の空力微係数の主なものを第10図に示す。ここに基準面積は胴体内を含め主翼面積 (0.186 m²)，基準長は縦の空力微係数の場合は主翼の平均空力翼弦長 (0.322 m)，方向および横の空力微係数の場合は主翼全幅 (0.73 m) を使用した。

付録2 SSRT-A の操舵応答伝達関数

SSRT-A は第8図に示すごとく速度および高度が短時間で大幅に変化するため厳密には6自由度の運動方程式を解く必要がある。しかし初期計画段階では大凡その見通しを得るために航空機で用いられている通常の動安定解析手法を使用した。

高度 40,000 ft を一定速度で水平飛行している場合の補助翼操舵に対する応答伝達関数は下記のとおりである。

(1) 速度 1.2 マッハの場合

$$\Delta = (S - 0.16)(S + 1.24)(S + 0.50 + 13.5j)(S + 0.50 - 13.5j)$$

$$\frac{\phi}{\delta a} = \frac{-314(S + 0.50 + 12.6j)(S + 0.50 - 12.6j)}{\Delta}$$

$$\frac{\psi}{\delta a} = \frac{15.8(S - 4.11)(S + 2.57 + 3.83j)(S + 2.57 - 3.83j)}{S\Delta}$$

$$\frac{\beta}{\delta a} = \frac{-15.8(S + 0.86)(S + 0.51)}{\Delta}$$

(2) 速度 1.5 マッハの場合

$$\Delta = (S - 0.02)(S + 1.32)(S + 0.55 + 13.80j)(S + 0.55 - 13.80j)$$

$$\frac{\phi}{\delta a} = \frac{-396(S + 0.55 + 12.8j)(S + 0.55 - 12.8j)}{\Delta}$$

第10図

$$\frac{\phi}{\delta a} = \frac{22.3(S-3.64)(S+2.39+3.45j)(S+2.39-3.45j)}{S\Delta}$$

$$\frac{\beta}{\delta a} = \frac{-22.3(S+0.37)(S+0.95)}{\Delta}$$

(3) 速度 2.6 マッハの場合

$$\Delta = (S+0.04)(S+2.37)(S+0.90+22.90j)(S+0.90-22.9j)$$

$$\frac{\phi}{\delta a} = \frac{-1,120(S+0.92+22.1j)(S+0.92-22.1j)}{\Delta}$$

$$\frac{\phi}{\delta a} = \frac{31.3(S-5.49)(S+3.68+5.22j)(S+3.68-5.22j)}{S\Delta}$$

$$\frac{\beta}{\delta a} = \frac{-31.3(S+1.66)(S+0.44)}{\Delta}$$

ここに $\phi, \beta, \delta a$ はそれぞれ横揺れ角, 偏揺れ角, 横滑り角, 補助翼舵角を, S はラプラス演算子を示す。

表紙写真説明

本設備は航空機の模型を固定支持するかまたは自由飛行状態に支持した台車を、静止空气中に走らせて、その空気力学的特性あるいは飛行力学的特性をしらべる実験設備である。風洞のように空気を動かさないの

台車の正確な速度制御により実験が可能である。

台車は建物内の空間（高さはピットの底から 8 m, 幅は, ピットの上で 6 m, ピットは深さ 2.5 m, 幅が 3.5 m）の中の長さ 185 m の走行軌道上を, 指定された加速度（最大 0.14 g）, 速度（0.25 m/s~10 m/s）, および減速度（回生制動で最大 0.14 g, パネ制動で 0.4 g）で走行する。速度の誤差は ± 5 cm/s に抑え、一定速度の走行範囲は軌道中間部の約 100 m である。

上下, 左右の振動は, 軌道レールの敷設精度を高めた結果 10 m/s の速度でも 1/100 g 以下にし得た。

写真は主台車上にヘリコプタ用のロータ実験装置が積載されたところを示し, 自由飛行支持装置は外されている。先方に見えるのは補助台車で軌道レールの調整に用いたり, 時に軽量模型の支持台車となり得る。

なお装置の詳細については ISAS Rep. No. 437 (Vol. 34, No. 4) 1969 か東大宇宙研報告第 5 巻第 2 号 (A), 1969 年を参照されたい。