STOL 飛行艇の自動推力制御装置による着水アプローチ*

山 本 宣 夫**

1. ま え が き

ここで紹介する STOL 飛行艇 (三面図を第 1 図に示す) は、外洋着水時の水衝撃緩和のため極低速着水を行っているものである。

従来の飛行艇では、波高 1 メートル程度が着水限界であったが、本機は、プロペラ後流、境界層制御 (BLC) を有する大舵角フラップおよびスラット等の高揚力装置の利用により、重量 36ton で約 55 ノットの着水速度が可能となり、約 3 メートルの高波高海面ですでに 10 年以上運用されてきた。

一方、極低速に伴う安定、操縦性低下は、自動安定装置 (ASE) と BLC による舵の効きの増大で対処しているが、最小必要馬力速度より約 30 ノット低いバック・サイドでの着水アプローチであり、速度と径路角との強いカップリングのため降下率制御がむずかしいとの指摘があった。

実運用においては、定速、定降下率の着水法の採用とそれを習熟するためのパイロットの訓練により補ってきたが、着水前の地面効果およびプロペラ回転に起因する非対称横力と相まって、パイロットにワーク・ロードの増加を強いる結果となっていた。

そこで、この着水アプローチ中のワーク・ロードの軽減と安全性向上のために、STOL 飛行艇の自動推力制御装置 (Automatic Throttle control System) が、防衛庁技術研究本部のご用命により開発、試作され、実機による評価試験を実施した。以下、その概要を報告する。

2. ATS の 概 要

2.1 システムの概要 この ATS は、従来の ASE と併用し、STOL 飛行艇の着水アプローチ中の降下率を一定に保持するようにターボ・プロップ・エンジン 4 基 (3,060 馬力/1 基) の出力を自動制御することを企図したものである。開発に当たり、費用の低減、軽量、小型および大きな改修を施すことなく既存の飛行

艇へのとう載を可能とするために、システムの簡素化を図り、固定ゲイン・フィード・バック方式の一重系とした。第 2 図にシステムのブロック図を示す。

エンジン出力のコントロールは、1 個のサーボ・モータによりエンジンのパワー・レバー 4 本を同時駆動することにより行っている。サーボ・モータとパワー・レバーとの結合機構は、4 組の電磁クラッチから成り、スリップ機構によりパイロットによるオーバー・ライドが可能となっている。さらに、パワー・レバー頭部には、ATS ディス・エンゲージ・スイッチを設けており、パイロットが任意にディス・エンゲージすることが可能である。また、センサー系とその補正回路およびサーボ・ループ系の故障に対しては、故障検出回路および自動切り離し機構を有し、故障を検出した場合には、ただちに ATS の自動切り離しが行われる。

ATS のフィード・バック方式については、数次に渡るシミュレーション試験で種々の方式を検討したが、降下率の保持という目的に限れば、速度、エンジン推力のフィード・バックのインパクトが小さいことが確認された。この結果、かなりのシステム簡素化が可能となった。

2.2 ATS センサー ATS システムのセンサーとして、新たにとう載されたのは、上下加速度変換器のみであり、レート・ジャイロ、姿勢ジャイロ、電波高度計等のセンサーは、機体装備のものをを用いている。

降下率は、電波高度計の信号を近似微分しているが、波の凹凸によるノイズ成分を除去するために周波数の高い部分をカットし、上下加速度の積分で補正している。

上下加速度は、ほぼ機体重心位置に装備された加速度変換器の信号から旋回により発生する加速度を除去する補正を行っているが、ピッチ姿勢角の補正は行わず、対地姿勢角 4 度のとき、加速度変換器の感度軸が鉛直になるように取り付けられている。

3. STOL 飛行艇のアプローチ特性

飛行艇が外洋で着水を行う場合、着水点を指示するものがないため、飛行艇は、マーカと呼ばれる発煙筒を投下し、着水点を設定した後、第 3 図に示すパター

* 昭和 55 年 11 月 7 日、第 18 回飛行機シンポジウムにて講演。昭和 57 年 7 月 6 日原稿受理 Landing Approach of a STOL Seaplane with the Automatic Throttle-control System

** 新明和工業(株)航空機製作所 Nobuo YAMAMOTO

第3図 アプローチ・パターン

第4図 釣合特性

とき、引き起こしおよび地面効果による減少分を考慮して、着水時の降下率は、約 200~250 (ft/min) となる。この間、パイロットは、昇降率計を中心とした計器のスキニングを行いつつ、3軸の姿勢制御を行い、ウェーブ・オフに備え右手は、パワー・レバー上に置いている。

第5図に示すパイロットも、このパワー操作をほぼ忠実に守り着水している。タイム・ヒストリー開始から約 20 秒後に、昇降率は、比較的周期の長いガストのためにいったん上昇を示しているが、パイロットは、パワー操作を行っていない。さらに、約 30 秒後に、再び昇降率は上昇を示しているが、これは、姿勢引き起こしと地面効果によるものであろう。その後、降下率は増加し、これに対応して、パイロットは、パワーを増している。この例では、着水時の降下率は、約 350 (ft/min) であるが、高度 100 ft から着水までは、約 70 秒を要し、平均降下率は、約 90 (ft/min) である。

4. ATS 飛行試験

4.1 最適フィード・バック・ゲイン フィード・バックが多変数であり、すべての変数のフィード・バック・ゲインを飛行試験により決定することが困難であることから、降下率および上下加速度フィード・バック・ゲイン ($K_{R/C}$ および K_{aa}) を飛行試験で決定することとし、他の変数のフィード・バック・ゲインは、シミュレーション試験により最適と判定された値に固定した。

この二つの変数の最適フィード・バック・ゲインを決定する尺度として、ガスト中で降下率保持能力を最適にするようなゲインを選択するものとしたが、ガストを計測する適当な手段がないことから、対気速度の標準偏差 $\left(\sigma_v = \left\{ \frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (V_i - \bar{V})^2 \right\}^{1/2}, \bar{V} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N V_i \right)$ をもってガストの強さを評価する尺度とした。なお、このとき用いた速度計は、ヘリコプター用の低速速度計で、カルマン渦の発生周波数を対気速度に変換する

第5図 着水タイム・ヒストリー: ATS なし

タイプのものである。また、降下率、エンジン・パワー・レバーの変動量についても、対気速度と同様に標準偏差で評価した。

第6, 7図は、横軸に対気速度の標準偏差 (σ_v)、縦軸に降下率の標準偏差 (σ_{RC}) およびパワー・レバーの標準偏差 (σ_{PL}) をプロットした一例である ($K_{RC} = -0.04$ の場合)。結果がばらつくため、包絡線を引き、そのおおよその勾配を上限值、下限値として、各フィード・バック・ゲインをパラメータとして整理したものが、第8, 9, 10, 11図の○印である。

ここで、いったん最適フィード・バック・ゲインとして

$$K_{RC} = -0.08 \text{ (deg/fpm)}$$

$$K_{az} = -150 \text{ (deg/g)}$$

を選択したが、パイロットから「パワー・レバーの動きが過大である」との所見があった。

そこで、フィード・バック・ゲインの再検討を行った結果、 $K_{az} = -150 \text{ (deg/g)}$ はそのまま、降下率フィード・バック・ゲインを半量の $K_{RC} = -0.04 \text{ (deg/fpm)}$ とすることにより、降下率保持能力の低下を最小限にし、パワー・レバーの変動量を減らすことができた (第8, 9図の△印)。すべてのフィード・バック・ゲインの最終値を第1表に示す。

4.2 波浪が降下率に与える影響 本機は、パルス方式の電波高度計を装備している。一般に、パルス方式の電波高度計の高度信号には、反射面の凹凸と相関

第6図 降下率偏差

第7図 パワー・レバー偏差

第8図 昇降率ゲイン

第9図 昇降率ゲイン

第10図 上下加速度ゲイン

第11図 上下加速度ゲイン

のあるノイズが含まれるといわれている。すなわち、本機を外洋で運用する場合に、波の凹凸を高度変化として電波高度計が拾う可能性が大きい。

いま、波を正弦波で表現し、飛行機が波と直交する方向に飛行したとすると、機体と波の出会い周波数(ω)および相対高度の変化率($\dot{h}$)は、

$$\omega = 2\pi \left(\frac{V}{\lambda} + \sqrt{\frac{g}{2\pi\lambda}} \right)$$

$$\dot{h} = \pi H \left(\frac{V}{\lambda} + \sqrt{\frac{g}{2\pi\lambda}} \right)$$

で表わされる。ここで、 λ は波長、 H は波高、 V は機速、 g は重力加速度である。

ここで、 $\lambda=50(\text{m})$ 、 $H=1(\text{m})$ 、 $V=55(\text{kt})$ とすると、 $\omega=4.7(\text{rad/sec})$ 、 $\dot{h}=460(\text{ft/min})$ となる。

これは、本機の着水時の標準降下率 $200 \sim 250(\text{ft/min})$ から見ると約2倍に相当するため、波浪の影響をカットするフィルターが必要であるし、また、カット・オフ周波数以上でのゲイン低下、位相遅れを補償する手段が必要となる。

本ATSシステムでは、 $\omega=0.4(\text{rad/sec})$ 以下では、降下率として、電波高度計信号の近似微分を使い、そ

第1表 ATS フィード・バック・ゲイン

姿勢角	$K_\theta = 0.3(\text{deg/deg})$
同上レート	$K_{\dot{\theta}} = -3.5(\text{deg}\cdot\text{s/deg})$
昇降率	$K_{R/C} = -0.04(\text{deg/fpm})$
同上積分	$K \int_{R/C} = -0.01(\text{deg/fpm}\cdot\text{s})$
上下加速度	$K_{N_z} = -150(\text{deg/g})$
昇降舵クロス・フィード	$K_{C-F.B} = -0.15(\text{deg/deg})$

第12図 着水タイム・ヒストリー

れ以上の周波数においては、上下加速度の積分で補償した。飛行試験の結果、電波式波高計による波浪信号と降下率信号の間に顕著な相関はなく、波浪の影響は除去されているものと判断した。

4.3 着水試験 第12図にASEのみおよびATSとASEを併用した場合の着水タイム・ヒストリーの対比を示す。ASEのみによる例は、第5図と同じものであり、降下率の対比がよくわかるように、タイム・ヒストリーの開始を両者同高度にしてある。両者ともに、波長約40(m)、最大波高約2(m)の比較的高波海面への着水である。

この図からわかるように、ATSの効果は顕著であり、平均降下率は、ほぼATS設定降下率に等しくなっている。

また、ガストによる降下率の変動幅も、本機の運用限界の風速(=25kt)以内であれば、約 $\pm 100(\text{ft/min})$ となることが判明した。これにより、パイロットは、昇降率計をスキニングするためのワーク・ロードおよび心理的負担が軽減され、他の操作に専念できるとし、第13図に示すようなクーパー・ハーバーのレイティング・スケールを着水評価用に簡略化したスケールにより評価を行った結果、第14図に示すとおり、

着水進入から着水時までの全操作は

可能	満足である	非常に容易である……………	1
		容易である……………	2
		多少努力がいる……………	3
	不満足である	努力が必要である……………	4
		多少困難を感じる……………	5
		困難を伴う……………	6
不可能	コントロールする気が起こらない……………		7
	緊張する……………		8
	非常に緊張する……………		9

第13図 レイティング・スケール

第14図 パイロット・レイティング

ATS を使用した場合、約2程度のパイロット・レイティングの向上が見られた。

地面効果の影響を見るために、比較的大気静穏時の着水タイム・ヒストリーを第15図に示す。

高度約 50 ft から、昇降舵は顕著に引かれている。ただし、この引き操作には、姿勢の引き起こしが含まれているが、この速度域、パワー状態での釣合昇降舵角が中立ないし若干押し側であることから推定すると、地面効果による水平尾翼位置での吹き下し角の減少は、かなり顕著なものと思われるが、一方、降下率に関しては、ほぼ設定降下率が保持されており、また、パワー・レバーにも顕著な変化は見受けられなかった。

ATS の最適なエンゲージ時期を検討するため、ダウン・ウィンド・レグおよびファイナル・レグにおけるエンゲージを比較した結果、ダウン・ウィンド・レグにおけるエンゲージは、初期降下率がゼロであることから、ベース・レグで、ATS 設定降下率に落ち着くまでに時間遅れがあり、ファイナル・レグでエンゲージした場合と比べ、目標着水点に対する偏位量が比較的大きくなった。このため、ファイナル・レグでのエンゲージのほうが良とされた。ファイナル・レグでATS をエンゲージして着水した場合、ASE のみの着水に比べ、目標着水点に対する実際の着水点の偏位量は、約 1/2 に減少した。

第15図 着水タイム・ヒストリー

4.4 その他 本機のプロペラ後流により発生する揚力は、アプローチ・パワーのとき、全機揚力の約 1/2 程度である。したがって、着水アプローチ中に、なんらかの理由によりエンジンが1発不時停止するという事態が発生すると、失速もしくは、失速に至らないまでも、大きな降下率での着水により艇体の損傷を引き起こす可能性がありうる。

1 発停止後の回復操作としては、健全なエンジンの add・power による揚力の回復と、機首下げ操作による方法があるが、着水アプローチという高度余裕のない場面では、後者の操作を実施することは、パイロットにとっては心理的にも無理な要求であろう。したがって、着水アプローチ中にエンジンが不時停止した場合は、できるだけ速やかに残り3基のエンジンを add・power し、着水復行を行うか、もしくは降下率の増加を防止することが、最良のまた可能な方法である。しかしながら、add・power の時機が遅れると、3発が最大パワーとなる前に、3発最大パワーでの失速迎角を越えてしまい、add・power のみでは回復不可能になってしまうことから、不時停止後の add・power の遅れが重要な意味をもつことになる。

この問題に関し、ATS の評価を行った結果、エンジン1基を模擬停止させた後、残り3基のエンジンがATS により自動的に add・power 開始となるまでの

秒時は、約 1~1.5 秒であり、パイロット操作と比較し、速く、確実に add・power されることが判明し、ファイナル・レグにおいて、エンジンが 1 基不時停止した場合にも、有効であることが確認された。

5. あ と が き

本 ATS システムは、すでに運用されている航空機へのとう載という制約の中で開発されたが、実機による評価を行った結果、大きな不具合もなく、良好な結果を収め、安全性、操縦性改善に寄与しうることが実証され、当初の目的である着水アプローチ中のパイロットのワーク・ロードの軽減に有効であると評価され

た。さらに、付帯的效果として、パイロットの育成期間の短縮にも効果あるものと期待される。

最後に、本 ATS システムの開発に当たりご指導下さった防衛庁技術研究本部、海上自衛隊第 51 航空隊岩国航空分遣隊および航空宇宙技術研究所計測部の方向に厚くお礼を申し上げる。

参 考 文 献

- 1) 坂 満夫: STOL 飛行艇の着水アプローチ, 第 15 回飛行機シンポジウム講演集 (1977)。

—特 集—

エアラインパイロットからみた新型機評価方法の一考察*

R. S. マツェン**

1. は じ め に

この誌面をかりて、エアラインが、新型機の導入にあたって実施する評価検討段階において、主としてパイロットの観点から、どのようなことをなすべきか指摘してみたい。

もちろん、この評価検討のためのチームは、最新技術を背景とした整備技術、信頼性管理、運航性能、その他の専門家を含んで構成されていなければならないが、その活動の究極の目的は、与えられた運航要件を最も経済的に（安全を前提とした上で）遂行できる機体を見いだすことにある。

これらの検討課題は、ユーザーであるエアラインにとってきわめて重要なものであるが、メーカーの開発担当の技術者にとっても一考に値するところが多々あるので新型機の製造に入る前の段階で適宜、意見交換を行い、必要であれば、フライトシミュレーターを使用し調整しておくことが望まれる。

2. 評価検討チームの選定

評価検討チームのパイロットは、数多くの型式の航

空機を操縦した経験があり、かつ、通常のライン運航の広く深い実績を所持する必要がある。可能であれば、技術上の知識が豊富であり、またフライトテスト・パイロットスクールを受講したことがあれば最適であろう。このスクールは、日本はもとよりアメリカ、イギリス、フランスなどに存在している。

技術的知識が要求される理由としては、フライトテストにおける感触あるいは意見を、メーカーの技術者に誤解が生じないように伝達させるために詳細な資料を付加する必要があることがあげられる。

たとえ、その航空機が問題なく飛行できたとしても、それなりに理由があることであり、技術的用語によりその長所を表現できることが必要である。また、反対の場合には、その欠点を、技術者が理解できる表現で指摘できれば、その解決も早期に可能となろう。

数多くの型式の航空機での試験飛行の経験に加えて幅広いライン運航の経験を 1 人のパイロットが兼ね備えていれば理想的であるが、試験担当セクションのパイロットだけでなく、複数のライン運航部門のパイロットの協力をあおいでもよい。すべてのパイロットがまったく同じ意見をもつことはまずありえないが、同じような経歴をもつパイロットは、往々にして同じ考え方をする傾向にある。したがって、この定性的な表現を可能な限り定量的な手法で変換する努力が必要であり操舵力の測定、あるいは運動の周波数測定などが有効であろう。

幅広い飛行経験が必要であるのは、人間の通性とし

* 昭和 55 年 11 月 7 日、第 18 回飛行機シンポジウムにて講演。昭和 57 年 5 月 22 日原稿受理 Recommendation for Evaluation of Suitability of New Aircraft for Airline Use

** 日本航空 (株) 運航技術部試験飛行室機長 Ralph S. MATSEN

翻訳: 原 貞夫 (日本航空 (株) 運航技術部)