

自己修復飛行制御システムの研究

The Study on Self-Repairing Flight Control System

名古屋航空宇宙システム製作所 久野哲郎*¹ 佐高雅彦*²
後藤敬太*³ 増子洋一郎*⁴
山口裕美子*⁵

飛行の安全性の確保・向上は今後の航空機にとって重要な課題である。特に舵面の故障・損傷等が発生した際にも安全な飛行を継続させ得る自己修復飛行制御技術が、欧米でも重点研究課題となっている。我が国でも防衛庁技術研究本部において自己修復飛行制御システムに関する研究試作が実施され、当社が主契約者として参画した。本報ではロバスト制御則設計手法、コマンド分配則等の最新の制御則設計技術を駆使して構築した独自の自己修復飛行制御システムの設計と、これを実空力環境下において評価するために風試模型を風洞内でフリーフライトさせる動的風洞試験装置に関して報告する。

Maintaining and improving flight safety is essential to present and future aircraft. Self-Repairing Flight Control technology, enables us to maintain flight safety even in the presence of failures and/or damage to flight control surfaces. Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.(MHI), conducted a research project on the Self-Repairing Flight Control System for the Technical R&D Institute of the Japan Defense Agency, as the prime contractor. This paper reports on the design of the Self-Repairing Flight Control System using advanced control technology such as robust control design method, command distribution laws and dynamic wind tunnel equipment used to evaluate the system in the actual aerodynamic environment.

1. はじめに

飛行の安全性の確保・向上は、今後の航空機にとって広く一般に必要な要件である。例えば舵面等の故障・損傷時にも飛行の継続を可能とすることは、日航機の事故に類似した状況を救う可能性を高めるものである。また、昨今特にその高機動性の向上が著しい小型高性能機において、失速以降の高迎角領域での空力特性変動への対処が可能となれば、失速を克服した安全な飛行を確保できると同時に、いわゆるポストストール機動といった従来にない高機動機体運動が可能となる。このような、安全性の向上を実現すると同時に、飛行領域の拡大や航空機的能力を最大限に生かした機動を実現するといった今後の航空機に求められるニーズにマッチした、航空機開発設計の将来を切り拓く飛行制御システム技術が、自己修復飛行制御システム技術である。

我が国でも防衛庁技術研究本部第3研究所において自己修復飛行制御システムに関する研究試作が実施され、当社が主契約者として担当した。

本報では、当社が主契約者として設計・製作を実施した自己修復飛行制御システム及びこれを実空力環境下で評価可能とする動的風洞試験装置の概要について報告する。

なお、本報は飛行機シンポジウム投稿論文^{1)~(5)}を再編集したものである。

2. 自己修復飛行制御システムの課題と特徴

自己修復飛行制御システムの設計に当たっては、以下に示す技術課題を克服する必要がある。

- 舵面等の故障・損傷、高迎角飛行領域における空力特性変動に対処し得るロバスト性（頑健性）の実現
 - 制御コマンド再分配を行う再構築飛行制御機能を実現可能とする制御則構成の実現
 - 高機動機体運動制御の実現
- 以下にこれら技術課題に対処するための基本方針を示す。

(1) 強靱なロバスト性の実現

従来より制御対象の実際の特性とその数学モデルの間の相違すなわちモデル化誤差は、飛行制御則設計に当たって克服すべき技術課題であった。今回の設計に当たっては、舵面等の故障・損傷や高迎角飛行領域における空力特性変動が、新たにモデル化誤差として加わり、これらの機体特性の変動に対してロバスト性を有する飛行制御則を実現する必要がある。このため制御則は下記の方針に従って設計した(図1)。

- 非線形モデルと線形化モデルの差異を補償するアウトーループ制御則を設け、慣性連成効果、マヌーバフライト時の重力効果を補償する。
- この上で、線形化したモデルに対し、インナーループ制御則をH Loop-Shaping手法により設計し、舵面等の故障・損傷や高迎角飛行領域における空力特性変動に対するロバスト性を実現する。
- 設計ポイントの条件と異なる飛行条件（動圧、推力等）では、動圧や推力により制御コマンドをスケジューリングする。これは、インナーループロバスト制御則後段に設けるコマンド分配則にて実施する。

(2) 再構築飛行制御機能の実現

*¹ 企画経理部主席 *⁴ 航空機技術部電子装備設計課

*² 航空機技術部装備設計課

*⁵ 研究部空力研究課

*³ 航空機技術部基礎設計課

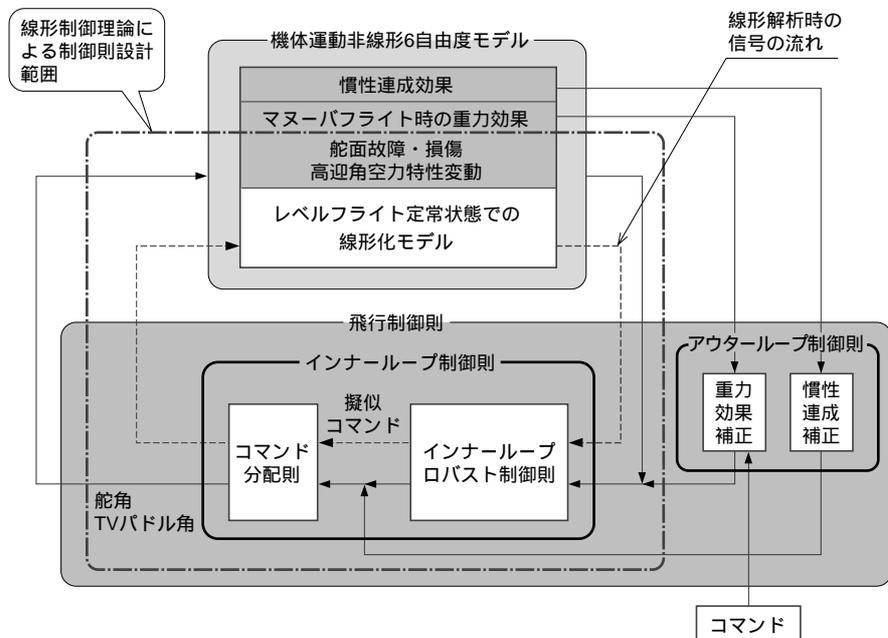


図1 飛行制御方式の基本的考え方
The concept of a flight control system

舵面の故障・損傷時にその状況に合わせた舵面使用方法の再構築を実現し、また、通常の飛行状態においても空力制御舵面や推力偏向デバイスといった多数の制御デバイスを最適に操舵する制御則構成とする必要がある。このため、各舵面の舵効きデータに基づいて各舵の実舵角コマンドを直接算出する従来の制御則構成に替えて、3軸の角加速度相当の擬似コマンドをコマンド分配則により各制御デバイスの実舵角に換算・分配する制御則構成とすることにより再構築飛行制御機能を実現する(図1)。

(3) 高機動機体運動制御の実現

高機動性を実現するため従来機では飛行できなかった高迎角飛行領域での機体運動を可能とするために、推力偏向デバイスを有効活用するものとし、これらを含む制御デバイスへの制御コマンドの分配をコマンド分配則により適正化する。横・方向系制御則は横滑り角の抑制及び速度軸回りのロールレートの向上を図るため、速度軸回りのロールレート p^* 、横滑り角 を制御量とする。また、縦系制御則は、通常迎角飛行領域では垂直方向荷重倍数増分 N_z を制御量とし、高迎角飛行領域では機体軸まわりのピッチレート q ないしは迎角 のうち、迎角の維持、遷移の容易さを重視して迎角 を制御量とする。

これらの方針に基づいた今回の制御則の特徴とその考え方を示す。

① 擬似コマンド方式

従来の飛行制御則は、要求される機体運動に対して必要になる操舵量を計算していたが、擬似コマンド方式では、要求される機体運動に対して必要となるモーメント変化量を計算する。インナーラープロバスト制御則は、このモーメント変化量を慣性率で割った角加速度の次元を有する3軸角加速度相当の“擬似コマンド”をコマンド分配則に出力する。

② コマンド分配則

3軸角加速度相当の3つの擬似コマンドを多数の実舵角コマンドに換算・分配する際、実制御デバイスが4つ以上ある場合、実舵角コマンドの分配の仕方は無数に存在する。そこで、擬似逆行列を用いて実舵角コマンドが一意に定まるようにする。これにより、必要とされるモーメント変化量に対し、操舵エネルギーが最小となり、また、舵角操舵量が舵効きに比例した分配となる。ただし、このままでは、操舵量の分配が舵効きのみに依存しており、舵角使用可能範囲(フルオーソリティ)などが考慮されないので、重み付き擬似逆行列を用いることにより、これらも考慮した分配が可能になるようにする。そして、擬似コマンド方式と本コマンド分配則の組み合わせにより、制御デバイスの使い方を変更しても同一の応答特性が得られる制御則の構造を実現する。従って、舵面に故障・損傷が生じた際にはその舵面の使用を中止することで再構成を行う。

③ 非線形項補償アウトターラープ制御則

水平飛行トリム状態からの線形化で設定されるノミナル設計対象モデル設定の際に省略される(a)水平飛行時以外のトリム状態(b)慣性連成の影響は、モデル化誤差となる。舵面等の故障・損傷や高迎角飛行領域における空力特性変動といった従来機にはないモデル化誤差をインナーラープロバスト制御則に担わせるため(a)(b)のモデル化誤差の影響を補正するための、重力効果補正回路及び慣性連成補正回路を追加して、コアとなるロバスト制御則を補佐するものとする。

④ インナーラープロバスト制御則

コアとなるインナーラープロバスト制御則は、ロバスト性を考慮した設計が可能であるH_∞制御則を採用する。従来の混合感度問題H_∞制御則は設計されたロバスト性で対処しきれない特性変動に対し、スケジューリングで対処し

ようとする際、従来の制御則のように簡単にできない難点があるが、今回はコントローラの構成が明確でスケジューリングでの対処が可能なH Loop Shaping手法を採用した。

3. 自己修復飛行制御システムの実空力環境下評価用装置

今回契約した研究試作は、自己修復飛行制御システムのようなクリティカルな領域を飛行可能とする新たなコンセプトに基づく飛行制御システムに対して、実空力環境下でのハードウェアインザループの実時間制御（動的風洞試験）による妥当性評価を目指していた。

これを受けて、次の項目の評価を可能とすることを念頭に置き、動的風洞試験装置の設計及び製作を実施した。

① ロバスト性

下に示す3つの要因に対する自己修復飛行制御システムのロバスト性を評価することを可能とする。

- 高迎角飛行領域における空力特性変動
- 設計点と異なる迎角領域での試験による空力特性の変化
- 後述の動的風洞試験の飛行形態（3, 4及び6自由度形態）間の差異に起因する模型運動特性の変化

② 耐故障・損傷性

舵面等の故障・損傷に対し、自己修復飛行制御システムが持つロバスト性及び再構成能力による耐故障・損傷性を種々のケースにより評価することを可能とする。

③ その他

自己修復飛行制御システムの評価の他、動的風洞試験の自由飛行により、動的風洞試験技術に係る位置保持制御能力・安定性等を評価することを可能とする。

以下に実空力環境下での妥当性評価のために防衛庁技術研究本部第3研究所垂直兼用風洞にて実施したフリーフライト動的風洞試験について、動的風洞試験装置及び動的風洞試験装置の概要及びフリーフライトに至るまでの動的風洞試験手順を報告する。

(1) 動的風洞試験システムの概要

動的風洞試験装置の主要構成部品を表1及び図2に示す。動的風洞試験装置は、動的風洞試験模型、動的風洞試験模型支持装置、安全装置、位置計測装置、高圧空気源等から構成され、設計した自己修復飛行制御システムを搭載した自己修復飛行制御装置（フライトコントローラ）等からの制御信号で動的風洞試験模型を制御する。

(2) 動的風洞試験模型

自己修復飛行制御システムの動的風洞試験による評価のために制御対象となる動的風洞試験模型は、両舷にカナード、内フラップ、外フラップ、ボディーフラップ、ラダーの空力制御舵面と推力偏向を行うためのピッチパドル及びヨーパドル、高圧空気を用いた推力発生機構を備えている。

動的風洞試験模型にはセンサとして、各軸方向の加速度センサ、角速度センサ、姿勢角センサ、迎角・横滑り角センサ、推力発生用チャンバ内圧力センサ及び各舵舵面を駆動するためのアクチュエータシステムが内蔵されている。

表1 動的風洞試験装置の構成
Composition of dynamic wind tunnel test equipment

装置構成	概要
動的風洞試験模型	飛行制御システムの制御対象機体 重量：17kg, スパン：1m, 全長：1.6m 主要搭載品： ・迎角・横滑り角センサ, 機体運動センサ ・ジンバル機構 ・制御舵面駆動機構（左右カナード/左右内舷フラップ/左右外舷フラップ/左右ラダー/左右ボディフラップの計10個） ・推力偏向デバイス駆動機構（ピッチ/ヨーの推力偏向パドルの計2個） ・推力発生機構（模型尾部より高圧空気噴出） ・アンビカルケーブル（電気信号供給ケーブル及び高圧空気ホースで構成、模型背面に接続し機器駆動信号及び高圧空気を提供）
	支持装置 ・主支持棒, 前後補助支持棒から構成 ・支持棒に作用する荷重計測用の天秤内蔵 ・試験進行に伴い支持棒急速降下機能を有す
周辺装置	位置計測装置 2台のビデオカメラによるリアルタイム三次元位置計測
	高圧空気源 動的風洞試験模型本体への高圧空気供給
	高圧空気供給系 ・高圧空気源からアンビカルケーブルまで高圧空気を供給 ・遮断弁, 制御バルブ, バルブ制御装置, 配管から構成
足場架台	アンビカルケーブル等器材設置用架台
安全装置	・試験終了時, 緊急時の人員及び設備への被害防止 ・拘束用索, 捕獲網から構成
試験用自己修復飛行制御装置	自己修復飛行制御ソフトウェアの実時間演算処理を実施
専用制御装置	試験用自己修復飛行制御装置と動的風洞試験模型本体等とのインタフェース

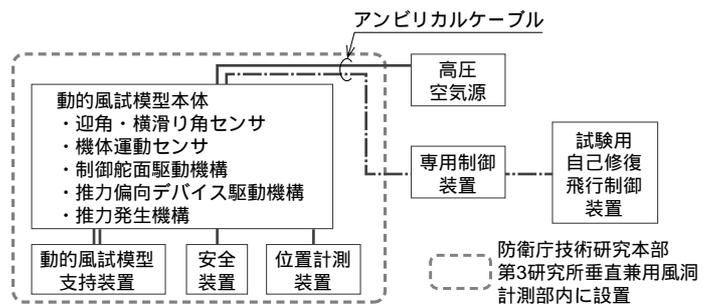


図2 動的風洞試験装置の概要
The outline of dynamic wind tunnel test equipment

動的風洞試験模型は自前のエンジンを搭載していないため、模型背面に取り付けられたホースを通して外部から高圧空気を模型内部のチャンバに取り込み、模型後部のノズルから吹き出すことで風洞からの抗力に打ち勝つための推力を生み出している。また、動的風洞試験模型はフライトコントローラを搭載していないため、模型背面に取り付けられたケーブルを通して、模型で得られたセンサ情報を外部のフライトコントローラに送り出し、外部のフライトコントローラからアクチュエータに送られる制御コマンド・動力を取り込んでいる。そのため、模型にはこれらのホース及びケ

ープル（以下、アンピリカルケーブルという）が接続されており、アンピリカルケーブルから受ける力（以下、アンピリカル外力という）の存在により、自由大気中を飛行する場合とは異なる運動特性を有することになる。

さらに、動的風洞試験をステップを踏んで実施するために、支持装置により、模型の運動を拘束し、3自由度（3軸回転可能）、4自由度（3軸回転・上下移動可能）そして6自由度（自由飛行）といった飛行形態が可能となっている。そして、各自由度ごとに異なる運動特性を有することになる。

以上から、動的風洞試験を制御対象とする場合には、2項で述べた舵面等の故障・損傷、高迎角飛行領域における空力特性変動に対するロバスト性を実現するだけでなく、アンピリカル外力の影響や異なる飛行形態への対処といった動的風洞試験実現に起因する不確定要素に対するロバスト性を実現する必要があった。

なお、今回の動的風洞試験の諸元は、実機の諸元（サイズ及び重量）及び評価対象飛行領域（高度及びマッハ数）を仮定し、実機と模型のスケール比に基づく動的相似則と風洞施設の制約（サイズ及び風速範囲）に基づいて決定した。

(3) 運動自由度のステップアップ

動的風洞試験は人員及び設備の安全に留意し、技術課題を確実に解消していくため、模型運動自由度のステップアップにより飛行制御システムの妥当性を確認しつつ実施した。動的風洞試験のステップアップ手順を図3に示す。

動的風洞試験はまず、模型の3軸回転運動のみ自由とした形態から開始し、トリム状態の実現可否を確認した。また、この形態では模型の風洞内位置が保持されていることから、アンピリカル外力の影響が他の形態に比べ小さく、かつ、位置保持制御を加える必要が無いため、自己修復飛行制御システムの基本性能の確認が可能である。

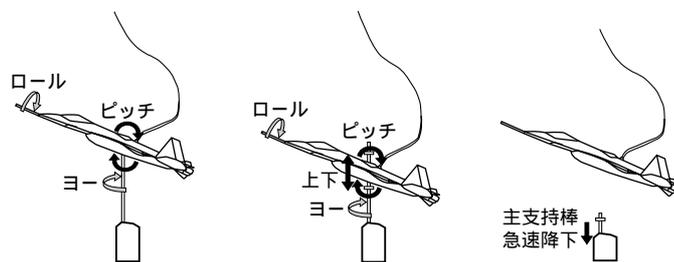
次に3軸回転運動に模型の上下並進運動を加えた4自由度運動の実現により上下方向のトリム条件の確認を行った。また、ここで上下方向の位置保持制御則の妥当性の確認も行い、フリーフライト（6自由度運動）に移行した。

(4) フリーフライト試験手順

フリーフライト試験は、想定外の擾乱を避けるため、動的風洞試験の運動状態の変化量が小さくなるよう、以下の手順にて実施した。

- ① 動的風洞試験は4自由度形態で動的風洞試験支持装置に取り付ける。
- ② 風洞への通風を開始し、試験風速に設定し、試験条件より少し低い迎角において、姿勢制御を開始する。
- ③ 姿勢制御成立後、主支持棒を少し降下させると同時に位置保持制御を開始し、模型を主支持棒レール上で浮揚させ、模型の上下トリム状態を確認する。
- ④ トリム状態成立後、主支持棒を急速降下させ、フリーフライト状態に移行する。

この間、模型の位置を位置計測装置でリアルタイムに計測し、この情報に基づき模型が風洞風路外へ逸脱しないように



(a) 3自由度形態 (3軸回転運動模擬) (b) 4自由度形態 (3軸回転 + 上下並進運動模擬) (c) フリーフライト (6自由度形態)

図3 ステップアップ手順

模型運動自由度の動的風洞試験のステップアップ手順を示す
Step-up of dynamic wind tunnel test

位置保持制御を行うことにより、人間の操作を介さない全自動のフリーフライトを行った。

この手順の妥当性は、納入前の関連試験において確認した。試験ケースの飛行条件は、風速22.4 m/s、迎角約30 degであり、約70秒間のフリーフライト試験を実現した。

4. おわりに

舵面等の故障・損傷、高迎角飛行領域における空力特性変動等の特性変動に対処し得る自己修復飛行制御システムと、これを動的風洞試験により実空力環境下において評価する専用のシステムを構築することができた。自己修復飛行制御システムの動的風洞試験による実空力環境下における評価は、本システム納入後、防衛庁技術研究本部第3研究所第1部において多岐にわたって実施され、良好な成果が得られたことが報告⁶⁾されている。

また、動的風洞試験そのものについても人間の操縦操作を介さない全自動の方式は類例が無く、また諸外国においても自己修復飛行制御システム評価のために動的風洞試験を実施した例は無く、世界的にも独自性の高いものである。従って、風洞試験技術面での技術資料蓄積の観点からも意義が大きい。本研究の成功に微力ながらも当社が貢献できたことに感謝し、多大なるご指導を頂いた防衛庁技術研究本部第3研究所の方々に御礼を申し上げます。

参考文献

- (1) 亀山ほか、自己修復飛行制御システムの研究 - 制御方式概要 第36回飛行機シンポジウム講演集 (1998)
- (2) 亀山ほか、自己修復飛行制御システムの研究 - インナープロバスト制御則設計 第36回飛行機シンポジウム講演集 (1998)
- (3) 亀山ほか、自己修復飛行制御システムの研究 - 実環境下評価システムの概要 第39回飛行機シンポジウム講演集 (2001)
- (4) 山口ほか、自己修復飛行制御システムの研究 - 動的風洞試験装置の設計 第39回飛行機シンポジウム講演集 (2001)
- (5) 増子ほか、自己修復飛行制御システムの研究 - 自己修復飛行制御系の設計 第39回飛行機シンポジウム講演集 (2001)
- (6) 松本ほか、自己修復飛行制御システムの研究 - 動的風洞試験による評価結果 第39回飛行機シンポジウム講演集 (2001)