

|      |             |
|------|-------------|
| 報告番号 | 甲 第 14532 号 |
|------|-------------|

# 主 論 文 の 要 旨

論文題目 横風突風に強い小型飛行機「Quasi-NDD機」の提案  
(Proposal of High-Crosswind-Gust-Tolerant Small Airplane: Quasi-NDD Airplane)

氏 名 渡邊 俊

## 論 文 内 容 の 要 旨

本研究では、横風突風によって姿勢変化を生じにくい飛行機として「Quasi-NDD機」を提案する。

第1章では、本研究の背景と目的についてまとめてある。まず初めに、飛行機の固有運動について紹介する。従来飛行機では、横・方向系の固有運動にロールモード（減衰モード）、スパイラルモード（通常は減衰モード）、ダッチロールモード（振動モード）が存在することが広く知られている。特に、ダッチロールモードの特性は上反角効果（主翼の上反角）と方向安定（垂直尾翼）に大きく依存し、パイロットにとって特性の良いダッチロールモードを得るためにはある程度の上反角効果と方向安定が求められる。従って、我々が広く利用することのできる旅客機（ないし小型飛行機）には上反角のついた主翼（上反角がついていなくとも主翼の取り付け位置が高翼配置の場合にも上反角効果を得ることができる）と垂直尾翼が見受けられる。上反角効果は安定微係数  $C_{l\beta}$  で代表され、従来機ではその値は負で、正の横滑り角が生じたときに負のローリングモーメントが発生することを意味する。また、方向安定は安定微係数  $C_{n\beta}$  で代表され、従来機ではその値は正で、正の横滑り角が生じたときに正のヨーイングモーメントが発生することを意味する。次に、小型飛行機が抱える横風突風に関する課題について説明する。スケール則から、飛行機に働く横風突風による空気力モーメントの慣性モーメントに対する比は小型飛行機であるほど大きくなる。すなわち、離着陸時において小型飛行機であるほど横風突風によって姿勢変化を生じやすく、人命に関わる事故に繋がる恐れがある。前述したように上反角効果 ( $C_{l\beta}$ ) と方向安定 ( $C_{n\beta}$ ) は特性

の良いダッチロールモードを飛行機にもたすが、横風突風によって飛行機には横滑り角が生じ、上反角効果 ( $C_{l_\beta}$ ) と方向安定 ( $C_{n_\beta}$ ) によって姿勢変化が生じる。最後に、先行研究である NDD (Neutral Dihedral-effect and Directional-stability) 機について触れる。NDD 機とは厳密に  $C_{l_\beta} = 0$ 、 $C_{n_\beta} = 0$  とした飛行機で定義される。横風に起因する横滑り角が生じた場合にローリングモーメント、ヨーイングモーメントが発生しないので、姿勢変化を生じない飛行機であることが示されている。加えて、横・方向系の固有運動にダッチロールモードをもたない特殊な飛行機である。しかし、NDD 機は厳密に  $C_{l_\beta} = 0$ 、 $C_{n_\beta} = 0$  で定義されるため、主翼の弾性変形といったエラーによって容易にその飛行特性を失ってしまう。そこで、NDD 機コンセプトの現実性 (ロバスト性) を向上し、形而上の存在から形而下の存在へ拡張することを本研究の目標とし、常識に囚われない固定翼機コンセプトの提案を目指す。

第 2 章では、従来飛行機のコンフィギュレーションに注目し、上反角効果 ( $C_{l_\beta}$ ) に大きく寄与する主翼上反角、方向安定 ( $C_{n_\beta}$ ) に大きく寄与する垂直尾翼セミスパンを変化させたときの横・方向系の固有運動についてまとめてあり、ここで得られた結果が QNDD 機の提案に繋がる。主翼、水平尾翼、垂直尾翼で構成される従来飛行機について、横・方向系の固有運動について数学モデルを基に解析を行った。その結果、垂直尾翼セミスパンを横軸、主翼上反角を縦軸とする図にダッチロールモードの特性値を描画すると、小さな垂直尾翼セミスパン、主翼下反角を有する固定翼機にはダッチロールモード (線形化された横・方向系の運動方程式から得られる複素共役の固有値) が存在しないことが分かった。前述した垂直尾翼セミスパンを横軸、主翼上反角を縦軸とする図に、実部が負である固有値の個数と複素共役根の有無を描画すると、横・方向系の固有値がすべて負の実数である固定翼機が属する領域が存在することが分かった。この領域を QNDD 領域、QNDD 領域に属する固定翼機を QNDD 機と命名した。横軸を  $C_{n_\beta}$ 、縦軸を  $C_{l_\beta}$  に置き換えて上図を描画すると、 $C_{n_\beta} - C_{l_\beta}$  平面において QNDD 領域はその辺上に  $C_{l_\beta} = C_{n_\beta} = 0$  (NDD 機のデザインポイント) を必ず有することが分かった。 $C_{n_\beta} - C_{l_\beta}$  平面において、NDD 機のデザインポイントは点で存在するが、QNDD 機は領域で存在する。従って、主翼弾性変形等によって  $C_{l_\beta}$  や  $C_{n_\beta}$  にずれが生じたときに飛行特性を維持できるという観点から、本研究では QNDD 機を横風によって姿勢変化を生じにくい飛行機として提案した。

第 3 章では、QNDD 機が従来飛行機と異なる横・方向系の固有運動をもつため、固有構造に着目して解析を行った。その結果、QNDD 機は、時定数の異なる 3 つのサイドスリップモード (横滑り角に顕著に現れる減衰モード)、1 つのロールモードを有することが分かった。また、従来飛行機において固有運動と安定微係数との関係を把握するために固有値推算式の導出が行われてきた。そこで、QNDD 機に関する横・方向系の固有値推算式の導出を行った。この結果、2 つのサイドスリップモードについては過減衰振動を起こすバネマスダンパ系として捉えることができ、 $(N'_p/L'_p)L'_r - N'_r$  が単位質量当たりの減衰係数、 $N'_\beta - (N'_p/L'_p)L'_\beta$  が単位質量当たりのバネ定数に相当することが分かった。最後に、数学モデルを

基にした QNDD 機の横風突風応答をボード線図、そして数値シミュレーションを用いて評価した。従来飛行機として GA (General Aviation) 機を導入し、横風突風応答について QNDD 機との比較を行った。この結果、 $1.0 \text{ rad/s} < \omega$  の角振動数の範囲において、QNDD 機の横風突風からバンク角へのゲインが GA 機のゲインよりも非常に小さくなっていることが分かった。数値シミュレーションでは、横風遭遇後の QNDD 機の運動に振動が見られないことが確認でき、GA 機と比較して横・方向系の姿勢変化 (バンク角、ヨー角) が小さいことが確認できた。さらに、横・方向系の姿勢変化だけでなく、縦系に含まれるピッチ角変化も抑制されることが分かった。

第 4 章では、QNDD 機のロバスト性向上を狙ったコンフィギュレーション最適化を行った。 $C_{n\beta} - C_{l\beta}$  平面上の QNDD 領域は小さく、 $C_{l\beta}$  ないし  $C_{n\beta}$  に変化が生じた際に QNDD 領域からオフデザインポイントが逸脱する恐れがある。そこで、 $C_{l\beta}$ 、 $C_{n\beta}$  に対するロバスト性向上、つまり、 $C_{n\beta} - C_{l\beta}$  平面における QNDD 領域拡大を達成するコンフィギュレーション最適化を逐次線形二次計画法を用いて行った。この結果、オリジナル QNDD 機よりも遥かに大きな QNDD 領域を有する最適 QNDD 機のコンフィギュレーションを得た。また、得られた最適 QNDD 機は、大きな上下反角と前進角を特徴とするガルウィングを有する機体となった。次に、オリジナル QNDD 機ないし最適 QNDD 機の横風を受けた際の QNDD 性能を維持するロバスト性を測る指標の 1 つに最大許容可能横風を提案した。まず、デザインポイントを中心とし、QNDD 領域において最大となる円を  $C_{n\beta} - C_{l\beta}$  平面に描いたときの半径を  $r_{\text{QNDD}}$  とする。次に、ある横風  $v_g$  に起因する準静的な主翼弾性変形によるオフデザインへのずれを考える。このとき、(オフデザインポイントへのずれ) =  $r_{\text{QNDD}}$  となるときの  $v_g$  が最大許容可能横風である。検討の結果、最適 QNDD 機はオリジナル QNDD 機の約 7.5 倍もの最大許容可能横風をもつことが分かった。加えて、最適 QNDD 機の外見的な特徴であるガルウィングの空力性能と翼根モーメントについて Panel 法を用いた評価を行った。この結果、大きな内翼上反角・外翼下反角をもつガルウィングは、平面翼に対して揚抗比では劣るものの、翼根モーメントに関しては優位であることが分かった。最後に、最適 QNDD 機の横風遭遇時の運動についても数値シミュレーションを行った。オリジナル QNDD 機同様、GA 機と比較して最適 QNDD 機の姿勢変化が非常に小さいことが確認された。また、最適 QNDD 機にのみ、横風風下方向 (慣性座標系  $y$  軸方向) にドリフトし時間経過とともに収束する運動が確認された。

第 5 章では、第 4 章で解析的に得られた最適 QNDD 機コンフィギュレーションの空気力性能、および QNDD 性能の実現性を明らかにすべく、風洞試験並びにフライト試験を行った。まず、最適 QNDD 機を模したスパン 600~700 mm の小型試験滑空機を製作し、風洞試験を実施した。小型試験滑空機の主翼内翼、主翼外翼、水平尾翼、計 3 つの上反角をパラメータとして、 $C_{l\beta}$ 、 $C_{n\beta}$  の測定を行った。この結果、大きな上下反角と前進角をもつガルウィングと V 字尾翼の組み合わせによって、絶対値の小さい  $C_{l\beta}$ 、 $C_{n\beta}$  が達成可能であることを確認した。次に、風洞試験結果を受け、小型試験滑空機を用いた最適 QNDD 機コンフィギ

ュレーションの横風環境下でのフライト試験を行った。比較対象として胴体、上反角の付いた主翼、水平尾翼、垂直尾翼で構成される従来固定翼機 (GA 機) のフライト試験も行った。複数回によるフライト試験の結果、GA 機コンフィギュレーションと比較して、最適 QNDD 機コンフィギュレーションはバンク角については僅かに小さく、ヨー角については顕著に小さい姿勢角変化を達成した。一方で、最適 QNDD 機コンフィギュレーションはロール方向に不安定になりやすいという新しい課題も明らかとなった。また、本飛行試験では、GA 機コンフィギュレーションにおいて観測された横風突風遭遇後の振動モードが、最適 QNDD 機コンフィギュレーションでは観測されなかった。

第 6 章は、本研究の総括とし、各章で明らかとなった事項をまとめた。