

No.10

ALFLEX 実験機空力データベースの比較評価

柳原正明, 重見仁, 岡田典秋, 室田勝一 (航空宇宙技術研究所)
水藤貴靖 (宇宙開発事業団)

Evaluation of ALFLEX Aerodynamic Database

Masaaki Yanagihara, Masashi Shigemi, Noriaki Okada and Katsuichi Murota (National Aerospace Laboratory)
Takanobu Suito (National Space Development Agency)

概 要

航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団が共同で実施した HOPE 小型自動着陸実験(ALFLEX)ではデルタ翼チップフィン形態機の低速空力特性推定が目的の一つとして設定された。ここでは平成8年にオーストラリアで実施された飛行試験から動的効果, 地面効果も含めた ALFLEX 実験機の空力特性を推定し, 事前に実施されたいくつかの風洞試験の結果と比較評価した。その結果, 飛行試験による推定特性と, 実験機の制御系設計に使用された基準風洞試験結果との差は概ねバリエーション内であったが, 各種風洞試験の間にはかなりのばらつきが見られた。この差の原因としては模型支持方法, 模型剛性, 模型形状(胴上開口部の有無, 脚形状)等の違いが考えられる。

1. まえがき

HOPE 小型自動着陸実験(ALFLEX: Automatic Landing Flight Experiment)¹⁾の主要技術課題は, 1) 将来の無人有翼往還機のための自動着陸航法・誘導・制御技術の確立, 2) 飛行試験によるデルタ翼チップフィン形態機の低速空力特性の推定, および3) 小型相似模型による飛行実験技術の確立・評価の3点であり, このために国内懸吊飛行試験, 豪州懸吊飛行試験および豪州自動着陸飛行試験の3フェーズの飛行試験が平成7年10月から平成8年8月にかけて実施された。図1にALFLEX実験機の3面図を示す。実験機はHOPE想定実機の37%スケールモデルであるが, 実機との相違点はADS(Air Data System)用ピトーブーム, 固定式脚, および懸吊飛行試験用の胴上開口部である。上記技術課題の一つである空力特性の推定は, 飛行試験によって実験機の空力特性を推定し, それを事前に実施された風洞試験の結果と比較評価することにより将来の宇宙往還機の空力設計のための技術データを供給することが目的である。本稿ではまずALFLEX風洞試験に

ついて簡単に紹介し, 次に豪州での飛行試験のデータを用いて推定されたALFLEX実験機の空力特性推定結果と, 飛行試験と同一の空力特性推定手法を風洞試験に適用することにより特性予測を行った懸吊風洞試験の結果について述べる。続いてこれら各種推定結果の比較評価を行い, 最後に地面効果について, 飛行試験と風洞試験の比較結果を示す。

2. 風洞試験による特性推定

ALFLEXの制御系設計に用いる基本データとして実験機単体はもちろんのこと, 懸吊装置単体, 実験機/懸吊装置合体形態および懸吊飛行状態における実験機/懸吊装置干渉効果等, 多くの空力特性データが必要とされ, そのための風洞試験が平成4年度から数回にわたって実施された。その一覧を表1に示す。この内, 確認風試の結果が実験機の制御系設計の基準データとして使用されたものである。本報告では以下, 第1次低速風試, 第2次低速風試, 懸吊予備風試, 地面効果風試を, 各々突風1次風試, 突風2次風試, 大低1次風試, 大低2次風試と

称する。これらの風洞試験の間には使用風洞、模型支持方法、模型スケールの違いに加えて、剛／軽量模型、胴上開口部の有無、脚形状等の違いがある。突風1次風試は簡易スティング方式により実施されたが、これはストラットの先端にスティングを取り付け、6分力は内挿天秤により計測する方法である²⁾。大低1次風試はストラット支持により実施されたが、予備的に突風1次と同様の簡易スティング支持による試験も実施された。突風2次風試および大低2次風試は通常の後方スティング支持により行われた。後のデータベース比較では、大低1次の簡易スティング支持のデータは示さないが、大低2次データと大きな差のない結果が得られている。なお、表1に示すRe数の基準長は模型平均空力翼弦長である。

これらの風洞試験では今後の風洞試験技術の発展に大きく寄与すると考えられる新しい手法がいくつか用いられた。確認風試では、風洞内の模型を各軸まわりに振動させつつ測定されたデータを解析することにより動安定微係数を推定するという手法によって実験機の動特性データを供給した。突風2次風試³⁾ではロボット模型支持装置が導入されたことにより、模型の姿勢や位置の変更をすばやく行い、静的試験の効率を向上することができた他、地面に接近しつつある移動状態での空気を測定する動的な地面効果試験が可能となった。懸吊風試⁴⁾による空力特性同定と制御系機能評価も新しい風洞試験手法である。これは従来から航空宇宙技術研究所において行われてきたケーブル支持方式動的風洞試験技術を応用し、ALFLEX懸吊飛行状態を風洞内で再現するものである。取得された試験データに対して、飛行試験において行うのと同様の空力特性同定手法を適用することにより動的影響も含む空力モデルの同定を行うとともに、実機搭載と同等の制御系により懸吊飛行状態の模型を制御することにより制御系の評価も同時に行われた。

ALFLEX風洞試験としてはこれらの実験機空力特性推定試験に加え、懸吊装置および合体形態動安定風洞試験、ADSの開発進展に伴って必要となったADS性能確認風洞試験、国内

懸吊試験において見られたケーブル／分離装置フラッタ振動現象の解明および解決策策定のための対策風洞試験が行われた。後2者の試験はいずれも実システムを一部用いて実施された。

後のデータベース比較において用いる風洞試験データは、確認風試の抗力係数については胴上スティングを用いた同様の試験によってベース面の圧力計測を行い、それを用いてベース抵抗補正を行っているが、それを除いて本格的な補正は行っていない。

3. 飛行試験による特性推定

ALFLEX飛行試験ではその目的である自動着陸飛行試験と、それに先だつ懸吊飛行試験の2種類の試験が行われた。

懸吊飛行試験は、実験機の重心位置に設置された2自由度（ピッチ、ロール）ジンバルを介して実験機を1本のケーブルで支持して飛行するものであり、実験機は3軸まわりの回転と、前後／左右の並進運動の合計5自由度を有するため、姿勢制御系を作動させての飛行となる。また実験機を支持するのはケーブル1本であるため、他からの空力干渉が極めて小さい状態での空力特性推定を行うことができる。これにより自動着陸飛行の前に制御系の飛行実証・評価と風洞試験予測空力特性の評価・確認が可能となった。

自動着陸飛行試験では実験機は高度約1,500mで5自由度懸吊飛行状態から分離され、搭載計算機による航法・誘導・制御に従い軌道補足、平衡滑空、プリフレア、緩傾斜滑空、ファイナルフレアの各フェーズを経て滑走路に自動着陸する。この間の飛行時間は約40秒である。

飛行試験による空力特性推定⁵⁾のため、懸吊飛行試験および自動着陸飛行試験それぞれにおいて動的試験および準静的試験が行われた。

動的試験は実験機の動特性を含む空力モデルを同定するために行われたものであり、懸吊飛行試験ではエレベータ、エルロンあるいはラダーの制御系出力コマンドにM系列信号（疑似ランダム矩形波信号）を重畳入力する舵面加振試験と、 α 、 β あるいは Φ コマンドにステップコ

マンドを入力する試験が実施された。これらはいずれも機体に動的な運動を生じさせ、その運動データに対して線形モデル等の適当な解析式構造を持った空力モデルを最小二乗法により当てはめることによりそのモデルパラメータ値を推定し、モデル同定を行うものである。自動着陸飛行試験では飛行途中の約15～20秒間の平衡滑空フェーズでは機体はほぼ定常釣り合い飛行を行っており、また正確な制御が要求される着陸までにも時間的余裕があるため、このフェーズの中の約10秒間を用いて舵面加振試験を実施した。

準静的試験は機体の釣り合い特性を求めめるために行われたものであり、懸吊飛行試験では縦特性推定のための α スイープ試験と横・方向特性推定のための β スイープ試験が行われた。スイープ試験では制御系への入力コマンドである α あるいは β コマンドをゆっくりと変化させることにより機体の対気姿勢を準静的に変える。その変化率は小さく抑えられているため、機体はほぼ釣り合い状態を保ちつつ姿勢変動をおこなっていると考えることができ、この際の舵角あるいは加速度計出力等を用いて推定された空力係数が釣り合い空力特性を示す。一方自動着陸試験は飛行時間が40秒程度と短い上に機体を所定の滑走路に着陸させる必要があるため、長時間を要し、また迎角、横滑り角を広い範囲で変動させるスイープ試験を行うことはできなかった。しかし動的試験を実施しなかったフライトの平衡滑空フェーズでは釣り合い飛行が行われているため、これらのフライトの平衡滑空データを解析することにより、わずかに1点ではあるが釣り合い特性の評価を行うこととした。

動的飛行試験による空力特性推定では、設定された解析的モデル構造が実機特性を正しく表現できていない場合には実機とは異なった特性が導出される危険性がある。一方、準静的飛行試験は動的試験のようにモデル構造を設定する必要がなく、計測データを直接用いて特性評価を行う手法であるが、得られるのは静的な釣り合い特性（機体に作用するモーメントをキャンセルするように舵面を変位させ、定常釣り合い飛行を行っている状態での特性）のみであり、

動的飛行試験のように動的特性、舵効き、あるいは舵固定の空力特性は求めることはできない。このように動的試験と準静的試験はそれぞれに長所、短所があるため、準静的試験結果を動的試験の解析に使用した空力モデル構造の妥当性の評価に用いることとした。すなわち動的試験により得られた同定モデルに基づいて釣り合い特性を計算し、それを準静的試験結果と比較して、その一致度を見ることにより同定モデルの信頼性を評価するものである。図2および図3に比較結果を示す。図では破線により動的試験による同定モデル（以下懸吊飛行同定モデルおよび自動着陸同定モデル）に基づいて計算された釣り合い特性結果を、ドットにより準静的試験結果を示している。また参考のため、確認風試験結果に基づく釣り合い特性を実線で示す。図2を見ると縦特性推定結果では懸吊飛行試験の抗力係数を除いて動的試験と準静的試験の結果は良く一致している。懸吊飛行試験の抗力係数では α スイープ試験と同定モデルに差があるばかりでなく、 α スイープ試験の結果自体が大きく2群に分かれている。この2群の α スイープ試験は別のフライトで行われたものであるが、このようにフライトごとの結果に差が現れた原因と考えられるものはジンバル角の計測誤差である。懸吊飛行時には機体は空気力に加えてケーブル力を受けているため、ケーブル力の計測が必要である。ALFLEXではこれを1本吊りケーブルと機体との接点に設置された2自由度（ピッチ、ロール）ジンバルの角度をポテンシオメータにより計測し、またロードセルによりケーブル張力を計測することにより求めた。しかし実験機と母機の間には懸吊ケーブル以外に信号/電力伝達のアンビカルケーブルが存在し、この影響によりジンバル角にフライトごとに異なる計測誤差が現れたものと考えている。自動着陸飛行では同様の誤差は現れないため、信頼性は高いと考えられる。揚力係数およびピッチングモーメント係数の結果では懸吊/自動着陸飛行の動的/準静的試験結果の4者がほぼ一致しており、信頼性は高いと思われる。以上より、後のデータ比較では自動着陸同定モデルを縦特性の飛行試験推定結果の代表

として用いることとする。

横・方向特性の推定結果では図3を見ると、懸吊飛行の横力係数のバイアスを除いて動的試験（同定モデル）と準静的試験（ β スweepおよび平行滑空）の結果は良く一致している。この横力係数のバイアスの原因としては縦の抗力係数と同様にジンのロール角計測誤差が考えられるが、横力の傾斜（ $C_{Y\beta}$ ）についてはこの計測誤差の影響を受けておらず、動的／準静的試験の結果は良く一致している。後のデータベース比較では定数項の比較はあまり重要ではないため行っておらず、この意味で動的／準静的試験のどちらを飛行試験結果の代表として用いても大きな差はないと考えられるため、以下のデータベース比較では同定モデル（懸吊飛行／自動着陸の両方）を横・方向特性の飛行試験推定結果の代表として用いることとする。ただし自動着陸同定モデルの β 微係数については動的運動中の β の変動範囲が狭かったため、あまり信頼度は高くないと考えられる³⁾。なお、横・方向特性は迎角の違いにより大きく変化するが、懸吊飛行試験での特性推定は $\alpha = 0^\circ$ において実施されたのに対し、自動着陸飛行試験において空力特性推定が行われた平衡滑空飛行での迎角は約 $+8^\circ$ であったため両者の横・方向特性は異なり、縦特性の様に両者の一致度による信頼性の評価はできない。

4. 懸吊風洞試験による特性推定

懸吊風洞試験による空力特性推定⁴⁾における推定プロセスは懸吊飛行試験と同一であり、動的試験により同定された解析モデル（以下懸吊風試同定モデル）と準静的試験（ α/β スweep試験）による推定の2種類の結果が得られている。図4および図5は懸吊風試における準静的試験データを確認風試データおよび懸吊風試同定モデルに基づいて計算された釣り合い特性と重ね書きしたものである。横・方向の特性は迎角の影響を受けるため、横の動的試験（エルロン、ラダー加振試験）および β スweep試験は -5° 、 0° 、および $+5^\circ$ の3種類の迎角において実施された。ただし事後の検討により、ADS迎角に約 1° のバイアスがあることが判明

したため、データ解析はADS迎角の補正を行った後に実施した。これに伴い、横・方向試験は結果的に迎角 -6° 、 -1° 、および $+4^\circ$ で行われていたことになり、比較対象の確認風試データもこれらの迎角における値を用いた。

縦特性推定結果では揚力係数は懸吊飛行試験結果と同様に同定モデル、 α スweep試験結果と確認風試結果の3者が良く一致し、信頼性は高いと思われる。抗力係数の推定結果では同定モデルと α スweep試験結果にバイアスが見られ、原因は懸吊飛行試験と同様にジンバルピッチ角の計測誤差と考えられる。ただし懸吊風洞試験では信号伝送は光ファイバーケーブルにより行われたため、ジンバルへの大きな影響はなかったと思われるが、その代わりにADSの処理器は実機搭載品を用いたため機上に搭載することができず、風洞外に設置した。その間のADS信号伝送ケーブルがかなり太かったため、これが懸吊飛行試験時のアンビリカルケーブルと同様にジンバル角計測誤差の要因になったと考えられる。したがって懸吊風試結果の抗力係数の推定結果の信頼度は低いと思われる。ピッチングモーメント係数では懸吊飛行試験の場合は同定モデルと α スweep試験結果が良く一致したが、この懸吊風試結果では両者に明らかな差が見られる。ただし図4と図2を比べると懸吊風試の α スweep試験結果は飛行試験結果とかなり近い特性を示していることがわかる。同定モデルと α スweep試験の結果に差が現れた原因としては安全索の影響が考えられる。懸吊風試では試験実施のプロセス上、実飛行のように完全にケーブル1本で機体を支えることができず、模型上に計7本の安全索を取り付けて実験を行った⁴⁾。これらの安全索は試験実施中は十分に張力を弱めて機体運動に影響を与えないように心がけたが、動的試験では機体の加速度運動に伴って安全索も加速度運動を行い、張力以外に安全索の慣性の影響により模型の慣性モーメント、慣性乗積が等価的に変化する。推定誤差が現れた可能性が考えられる。 α スweep試験では機体の運動は準静的であるため安全索の慣性の影響はほとんど受けないと考えて良く、飛行試験結果と良く一致している

ことから、比較的信頼性は高いと思われる。以上のように、信頼性が低いと思われる抗力係数を除いて懸吊風試結果は飛行試験結果に良く一致した結果であるため、後のデータベース比較では簡単化のため縦特性の懸吊風試推定結果は比較対象から除外することとする。

横・方向特性推定結果では $\alpha = -6^\circ$ における釣り合いラダー舵角, $\alpha = -1^\circ$ および $+4^\circ$ における釣り合いエルロン舵角と $\alpha = -1^\circ$ における釣り合い横力係数のバイアスを除いて同定モデルと β スウィープ試験結果は良く一致している。釣り合い横力係数のバイアスは懸吊飛行試験と同じくジンバルロール角の計測誤差によるものと考えられ、ADS 信号ケーブルの影響によって試行ごとに誤差が変化したものと思われる。しかし差はバイアスのみであり、横力の傾斜 ($C_{Y\beta}$) には大きな差は見られない。釣り合いエルロン舵角, ラダー舵角の差についても、ほぼ中立といえる範囲内の差であって大きなものではなく、また迎角が増加するにつれて横静安定性は増加し、逆に方向安定性は劣化していくという特性も定性的には一致している。以上の検討より、次のデータベース比較では懸吊風洞試験による横・方向特性推定結果として各迎角での同定モデルをそのまま用いることとする。

5. 各種空力データベースの比較

図6から図8に上記各種 ALFLEX 空力データベースの比較結果を示す。各データの補正については先にも述べたとおり、確認風試のベース抵抗を除いて本格的な補正は行われていない。

まず図6の揚力特性では突風1次および2次データが他のデータに比べて大きくなっているが、揚力傾斜は他とほぼ等しい。一方大低2次データの揚力傾斜は他に比べて大きい。大低1次と自動着陸同定モデルは確認風試とほぼ等しい。抗力特性では自動着陸同定モデルと確認風試結果は低迎角域を除いてほぼ等しいが、突風1次/2次データはこれらに比べて大きく、逆に大低1次/2次データは小さい。突風1次/2次および大低1次/2次はそれぞれ同じ模型、同じ風洞を用いて計測されているため、ここに見られる差は支持方法の差と考えられる。大低

1次データではストラットの補正は行われているがストラットと模型との干渉までは考慮されていない。最新の補正法では干渉効果も考慮されており、これにより修正を行えば抗力が減少する方向に変化すると考えられている。一方2次データはステイキングの影響を補正していないため、ベース抵抗の補正を行うと抗力は増加する。したがって、これらの補正により両データは互いに近づく方向に変化することになる。確認風試データはベース抵抗補正済みであるが、突風2次データは未補正であるため、これを行えば両者の差はさらに広がる。これらの支持方法の補正を行った後の各データの差の原因として考えられるものは各模型間の脚形状の差、胴上開口部の有無が考えられる。揚抗極線、揚抗比特性では大低2次試験のみ大きく他のデータと離れているが、これは抗力係数が他に比べて小さいためであり、ベース抵抗補正により他と近づく方向に変化する。ピッチングモーメント特性では縦静安定性 $C_{m\alpha}$ は各データは非常に近い値を示しており、確認風試に対して全データがバリエーションの中に入っている。このことから $C_{m\alpha}$ については支持方法の影響は小さいものと思われる。しかし各データ間の C_m のバイアスは大きく、突風風試結果と自動着陸同定モデルは確認風試より低く、大低風試結果は逆に高い。特に大低1次および2次データは極端に高い値を示しているが、これらの大低風試に用いた40%模型は懸吊風試用に製作された模型であり、実機との動的相似を満足させるために懸吊時の模型全備質量を40kg程度に抑さえて作る必要があったため、模型本体の質量は30kg以下と極めて軽量化に作られたものである。模型製作はこの軽量化に重点が置かれたため、通常の静風試用剛模型に比べて、1) 形状の面での精度が不十分、2) 試験中の空気力による変形、3) 所望の舵角での舵面の固定が不完全の3つの問題が考えられ、これが原因となってピッチングモーメントが大きく現れた可能性がある。実際にALFLEXとは別形状(HOPE-07形状)ではあるが、全く同じ形状、スケールで剛模型と軽量模型を製作し、同じ航技研大型低速風洞で静風試を実施した例では両者の C_m の結

果にバイアスが見られ、軽量模型の方が 0.005 程度高いという結果が得られた。この現象は ALFLEX の場合にも定性的に一致しており、上記 3 つの可能性のいずれか、もしくは複数の原因によりこのような差が現れたものと思われる。前述のとおり、大低 1 次、2 次と同じ模型、同じ風洞を用いて行われた懸吊風試によるピッチングモーメント推定結果は自動着陸同定モデルとほぼ一致しており、大低 1 次、2 次データとは異なっている。上記 3 つの可能性について懸吊風試と静風試とを比較すると、1) の模型工作精度の条件は同一であるため、これが静風試においてピッチングモーメントが大きく現れた原因である可能性は少ない。2) の模型変形の影響は模型運動に自由度のある懸吊風試の方が少ないと思われるため、これが原因である可能性は否定できない。3) の舵角精度については、懸吊風試では舵角は制御系により制御され、解析にはポテンシオメータにより計測された舵角が用いられているため、この問題は懸吊風試には当てはまらない。したがってこの大低静風試のピッチングモーメントバイアスの原因としては 3) の舵角精度が不十分であったことの可能性が最も高いと思われる。また後方ステイングのピッチングモーメントへの影響については、確認風試時にベース抵抗補正用に実施した胴上ステイング支持でのピッチングモーメントは後方ステイング支持に比べて低いという結果が得られており、ステイングによるベース面への干渉が少なくなるとピッチングモーメントが低くなると考えられる。このため、実機特性は確認風試の結果より低い値になると予想されたが、飛行試験結果はその予想と一致している。

図 7 の横・方向特性では大低 1 次の $C_{Y\beta}$ および $C_{n\beta}$ に他との相違が見られるが、これはストラットの干渉による可能性が高い。方向安定性へのステイングの影響については、ピッチングモーメントと同様に確認風試時の後方/胴上支持の比較によると、ベース面へのステイング干渉の少ない胴上支持の方が $C_{n\beta}$ が大きい側（安定側）にシフトすると言う結果が得られている。懸吊風試、飛行試験の結果はいずれも確認風試より上側になっており、この結果と定

性的に一致する。なお図 7 には突風 2 次のデータが表示されていないが、これは計測系不良のためデータが得られなかったことによるものである。同じ理由で次の図 8 においても突風 2 次のエルロンおよびラダー舵効きデータは示されていない。

図 8 の舵効き特性は $Cl_{\delta a}$ の大低 1 次および懸吊風試を除いてほぼ確認風試土バリエーション内に入っている。大低 1 次はストラットにより生じた非対称な流れの影響、懸吊風試は安全索の影響により正しい値が得られなかった可能性がある。

以上のように、各風洞試験データは支持装置の影響等に関する詳細な補正が行われておらず、単純に比較はできないが、定性的にはこれらの補正により飛行試験推定結果に近づくことが確認された。また、突風 1 次風試ではステイングをストラット先端に取り付けて用いているため、ストラットによる模型位置での流れの偏向や、迎角や横滑り角をとったケースでの風洞壁の影響が考えられる。突風 2 次風試ではロボットアームとして汎用の産業用ロボットを用いているため風洞の大きさに比べてやや大きく、流線型とは程遠い外形も相まって模型付近の流れに影響を与えた可能性もある³⁾。また大低 2 次風試では地面効果計測用のムービングベルト装置によるブロッケージの影響も考えられる。今後はこれらの補正法の確立が課題である。

6. 地面効果

ALFLEX 飛行試験ではここまでに示した空力 6 分力推定に加えて揚力係数、抗力係数およびピッチングモーメント係数の縦 3 分力係数に対する地面効果の推定も行われた⁶⁾。飛行試験による地面効果推定は、基本的には地面効果の影響を受けないと考えられる高度において推定された空力特性を基準値とし、地面に接近しつつある状態での推定特性との差を取ることによって行われる。この際に機体高度以外の迎角等の状態量の変動すると、空力特性の変動が地面効果によるものとその他の状態変化によるものとの合計となって直接的には地面効果の推定はできなくなるため、通常の航空機の地面効果推

定試験では地面効果領域内での状態変化を可能な限り小さくするような操縦を行うことによって推定用データを取得する。しかし ALFLEX では地面効果推定のための特別な試験を実施することは不可能であったため、全 13 回の飛行の中から接地前に大きな運動を伴っていない 4 回の飛行を選び、そのデータに対して迎角、エレベータ舵角、スピードブレーキ舵角およびピッチ角速度の変化に伴う空力特性の変動分を、風洞試験より得られた空力特性を用いて補正した上で基準値との差を取ることとした。ただしピッチングモーメント係数については直接計測ができないため釣り合いエレベータ角の形で評価し、それを風洞試験によるエレベータ舵効きデータを用いてピッチングモーメントに変換した。なお、状態変動による影響を打ち消すための補正量は基準値に対して十分小さく、地面効果推定に問題のない程度の量であったことを確認している。このようにして推定された地面効果特性を図 9 に示す。図の横軸は空力中心高度を主翼翼幅で無次元化したものであり、縦軸に揚力係数、抗力係数およびピッチングモーメント係数の地面効果による増分を示している。図には飛行番号 #05, #07, #08 および #11 の 4 飛行から推定された結果とともに、突風 2 次風試結果を重ねて表示している。地面効果は迎角の影響も受けるが、ALFLEX では地面効果領域内での迎角は 16° 前後であるため、突風 2 次風試データは迎角は 16° における特性を表示している。飛行試験結果に注目すると、4 回の飛行実験の推定結果に有意差は認められない。大気擾乱等の状態が異なる状況で実施されたこれら 4 回の試験結果がほぼ一致していることから判断すると、今回の推定手法の信頼性は高いと考えられる。揚力係数に対する地面効果は翼幅の 1.5 倍程度の高度から影響が現れ始め、地面への接近とともに指数関数的に増加しているが、これは通常の航空機の特性和同様である。抗力係数とピッチングモーメント係数は地面効果により減少しているが、その量は小さく、飛行運動に与える影響は小さいと考えられる。風試結果との比較では、揚力係数特性は極めて良く一致している。ピッチングモーメント係数特性に

についても両者は良く一致しているが、抗力係数では両者が逆の特性を示している。ただし突風 2 次風試の結果によると抗力係数に対する地面効果は迎角変化に極めて敏感であり、迎角 14° 以上では地面効果により増加するが、 14° 以下では減少しており、この結果のみにより推定結果を評価するのは困難であると思われる。

7. あとがき

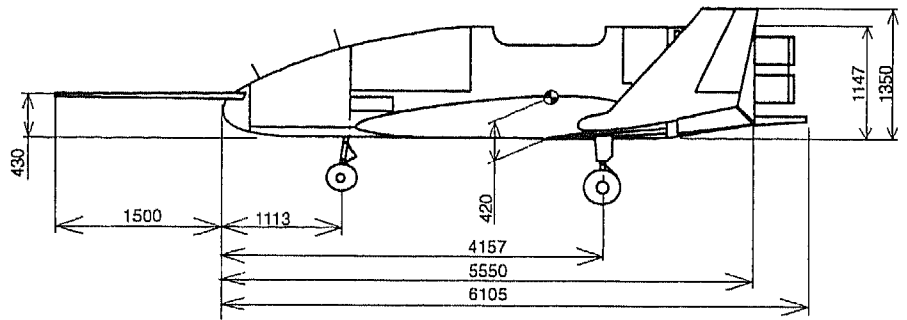
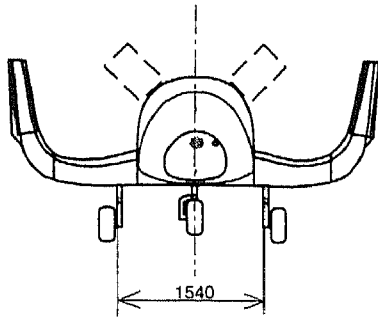
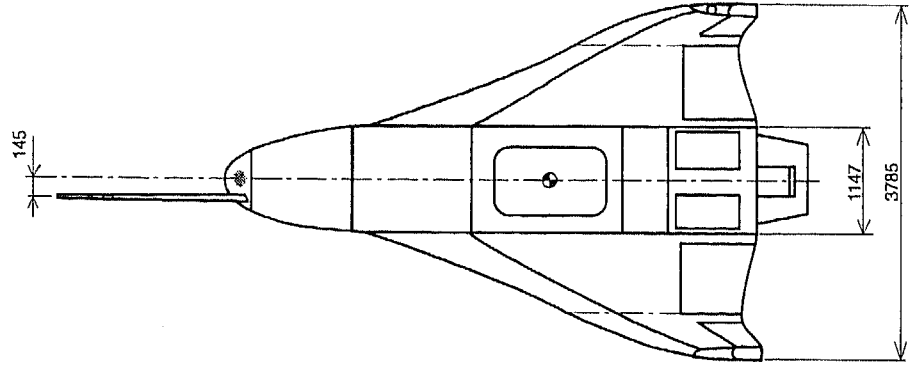
豪州ウーメラ実験場において実施された小型自動着陸実験 (ALFLEX) のデータを用いて推定された同実験機の空力特性と各種風洞試験に基づいて推定された特性との比較評価を行った。その結果、飛行試験による推定特性と実験機の制御系設計に使用された基準風洞試験結果との差は概ね事前に予測されたバリエーションの範囲内であったが、各種風洞試験結果の間には模型支持方法、模型形状、模型剛性の違い等が原因と考えられるばらつきが見られた。これらの風洞試験間の誤差は、模型支持方法の影響の補正を行えば一致する方向であることが確認され、今後その補正手法の確立が必要である。

参考文献

- 1) 永安他: HOPE 小型実験機による自動着陸飛行実験 (ALFLEX) について, 日本航空宇宙学会誌第 46 巻第 528 号 (1998 年 1 月)
- 2) 重見他: HOPE 小型自動着陸実験機 8.9% 模型の低速風洞試験, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1215 (1993)
- 3) 重見他: HOPE 小型自動着陸実験機 8.9% 模型の動的・静的地面効果試験, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1236 (1994)
- 4) 柳原他: ALFLEX 実験機の懸吊風洞試験, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1306 (1996)
- 5) 柳原他: 飛行試験データによる ALFLEX 実験機の空力特性推定と風洞試験データとの比較評価, 航空宇宙技術研究所報告 (発刊予定)
- 6) Okada, N., et al.: Landing Experiment and Ground Effects Estimation of Unmanned Reentry Vehicle, 28th Annual Symposium of the Society of Flight Test Engineers (1997)

主要諸元

設計重量	796 kg
全長(除ピトー管)	6.105 m
全幅	3.785 m
全高(除脚)	1.350 m
主翼面積	9.45 m ²
基本重心位置(縦)	61.5 %lb
前縁後退角	75 / 60
主翼上反角	5
スケール比	37 %



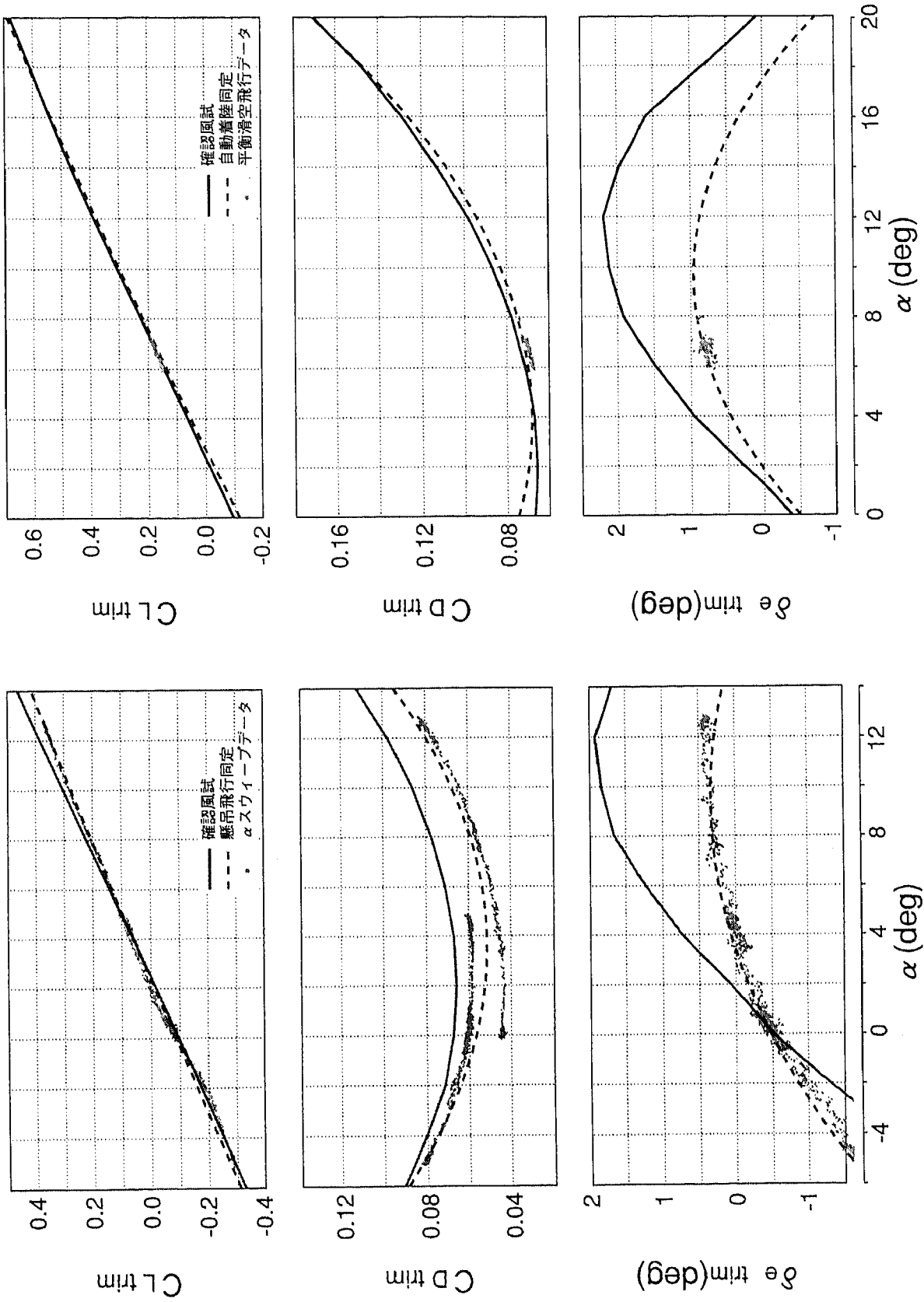
単位：mm

図 1 ALFLEX実験機三面図

表 1 ALFLEX風洞試験

試験名 (本報告での略称)	期間	風洞	模型	風速 (m/s)	Re数* ($\times 10^6$)	支持方法	試験項目
第1次低速風試 ²⁾ (突風1次)	1993/3 ~ 4	NAL 突風風洞	8.9% 胸上開口部、 ピトーブーム なし	40	0.769	後方スティング (簡易スティング)	・基礎設計用空力特性 ・ヒンジモーメント ・圧力分布 ・流れ場計測
第2次低速風試 ³⁾ (突風2次)	1993/6 ~ 7	"	"	40	0.769	後方スティング (ロボットアーム)	・基本空力特性 ・静的/動的な地面効果特性
基本風試	1993/8	FHI 低速風洞	14.9% 胸上開口部 なし	40	1.29	後方スティング	・予備設計形態空力特性 ・脚フェアリング効果 ・ヒンジモーメント
確認風試	1993/12 ~ 1994/2	"	14.9% および 10.8% 胸上開口部 なし	40 ~60	1.29 ~1.93	後方スティング (一部 胸上スティング)	・最終形態空力特性 ・地面効果特性 ・懸吊装置空力特性 ・合体形態空力特性 ・懸吊装置/機体干渉効果 ・ADS位置誤差特性 ・パラシュート空力特性 ・実験機動安定空力特性
懸吊予備風試 (大低1次)	1994/6 ~ 7	NAL 大型低速風洞	40% 軽量模型	50	4.32	ストラット (一部 簡易スティング)	・実験機空力特性 ・懸吊装置空力特性 ・合体形態空力特性
懸吊風試 ⁴⁾	1994/9 ~ 11	"	"	30	2.59	ケーブル1点吊り (懸吊飛行模擬)	・実験機空力特性 ・懸吊装置空力特性 ・合体形態空力特性 ・飛行制御系機能確認
地面効果風試 (大低2次)	1995/10	"	"	40	3.46	後方スティング	・実験機空力特性 ・静的/動的な地面効果特性

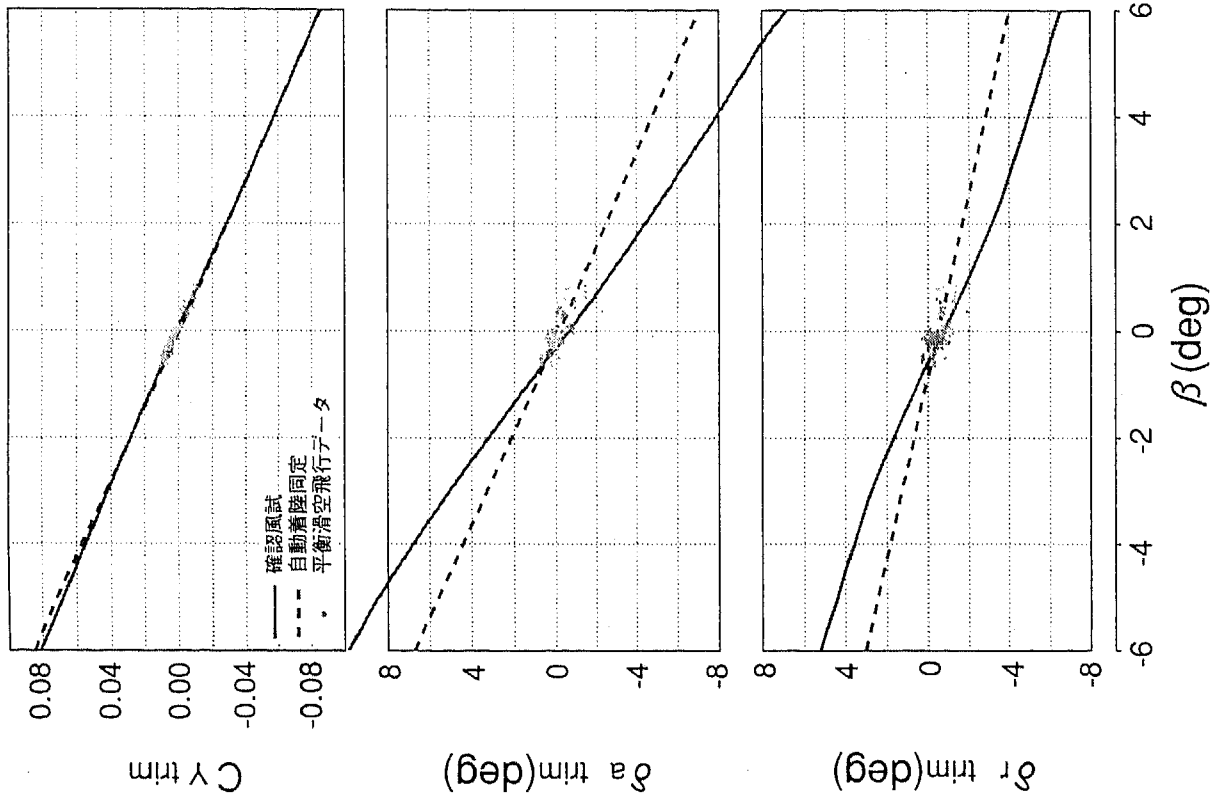
* 飛行試験でのRe数は 懸吊飛行試験： 8.87×10^6 、自動着陸飛行試験： 1.72×10^7



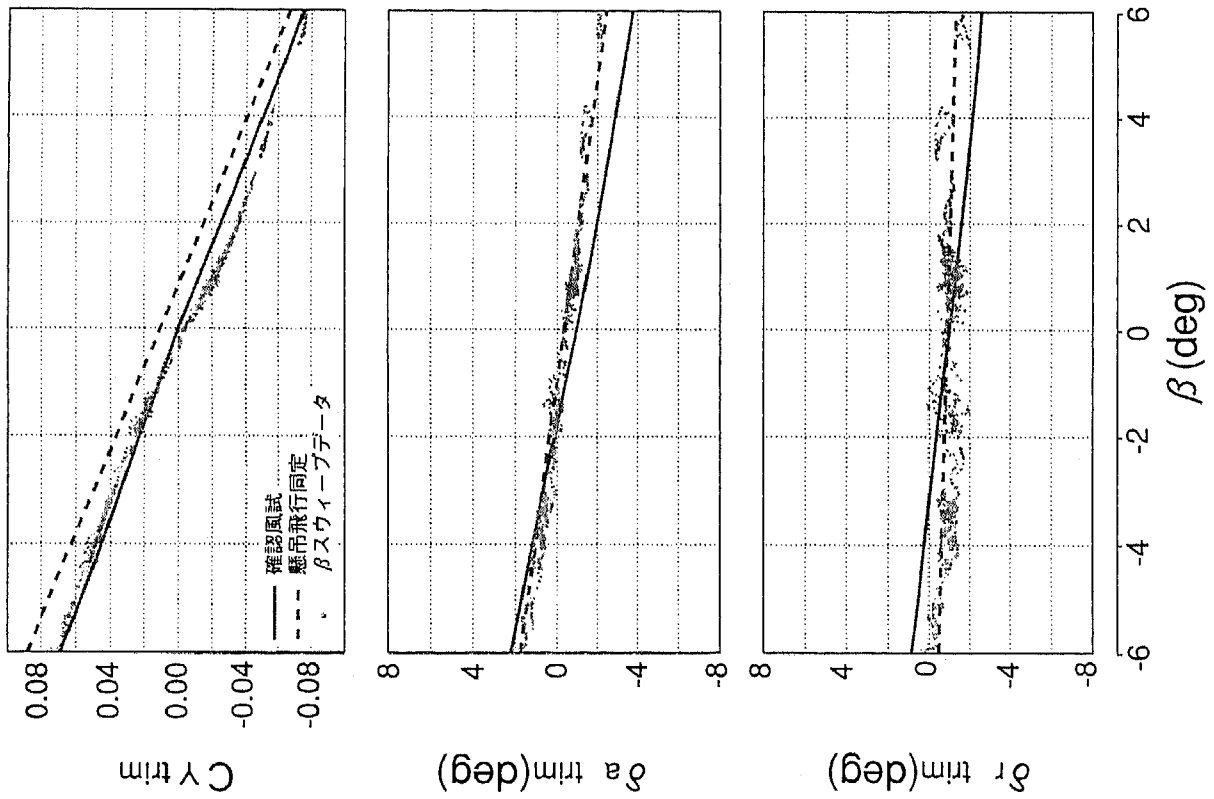
(a) 懸吊飛行試験

(b) 自動着陸飛行試験

図2 飛行試験 縦釣り合い特性



(b) 自動着陸飛行試験, $\alpha = +8$ (deg)



(a) 懸吊飛行試験, $\alpha = 0$ (deg)

図3 飛行試験横・方向釣り合い特性

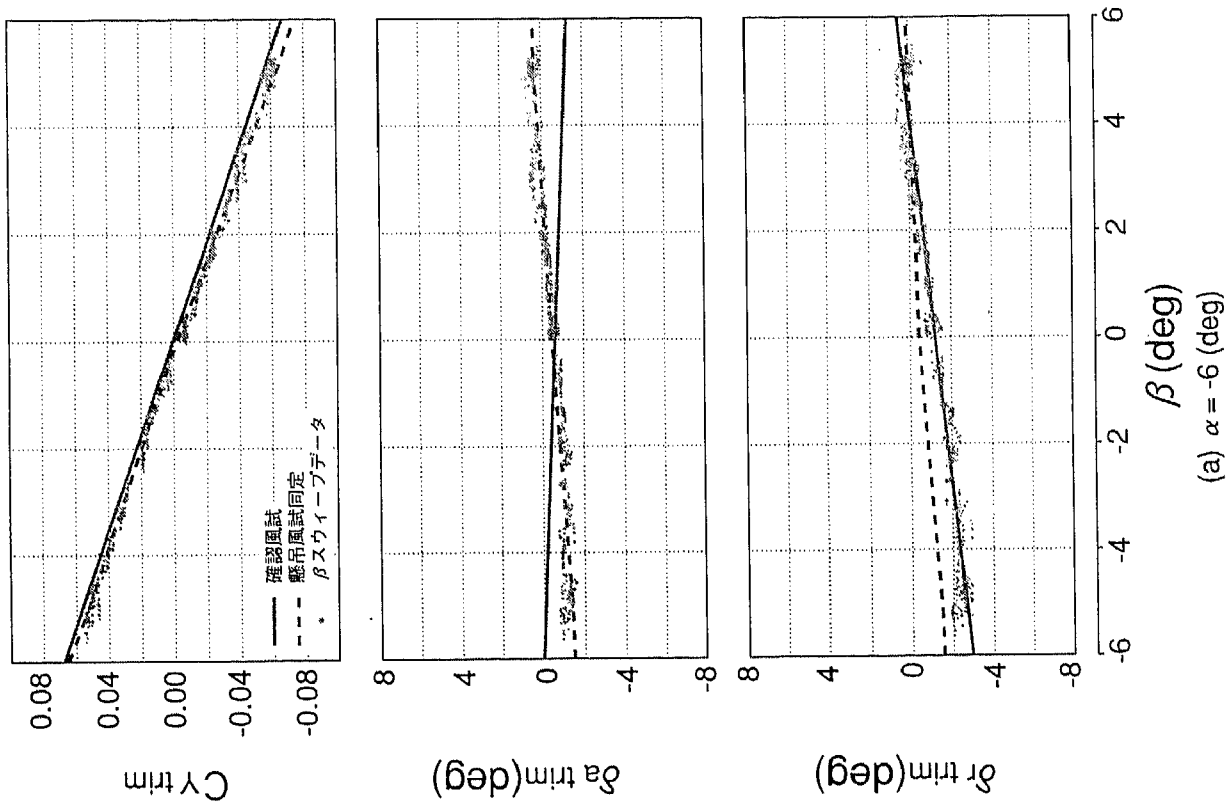


図5 懸吊風試横・方向釣り合い特性 (1/2)
(a) $\alpha = -6$ (deg)

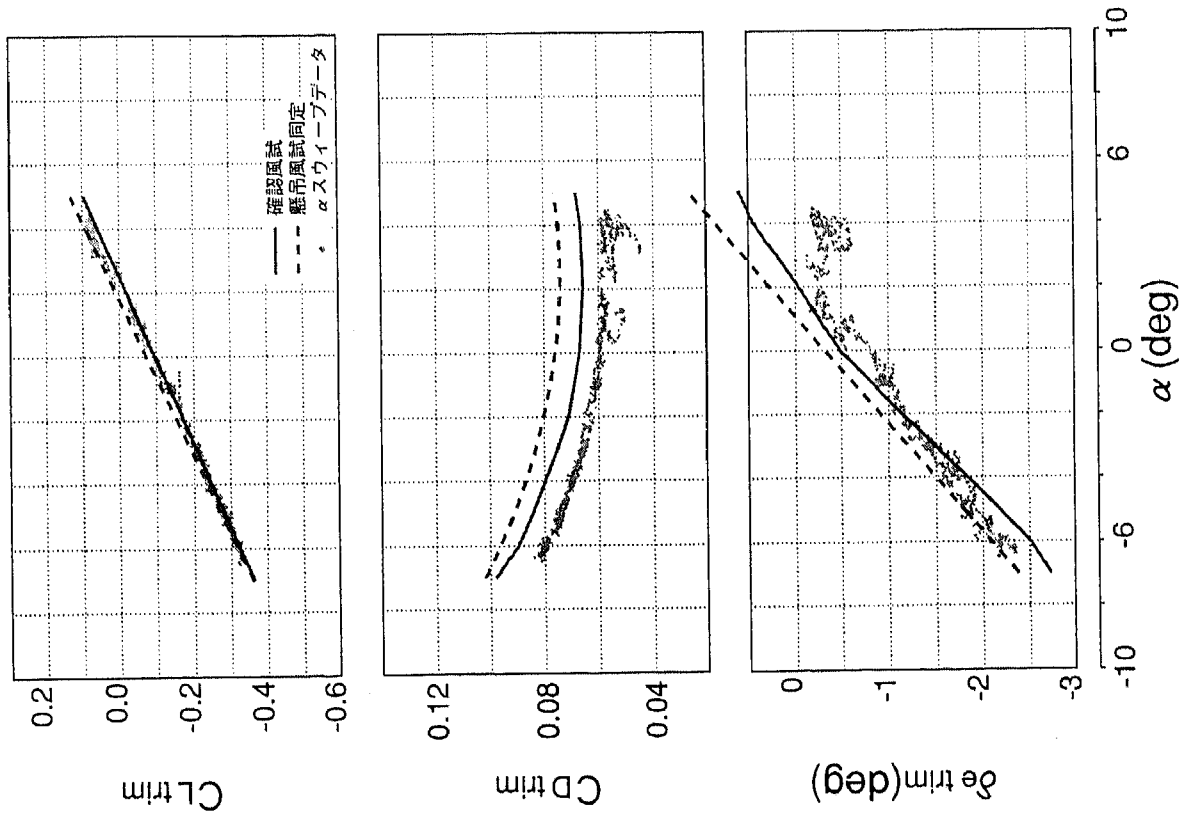
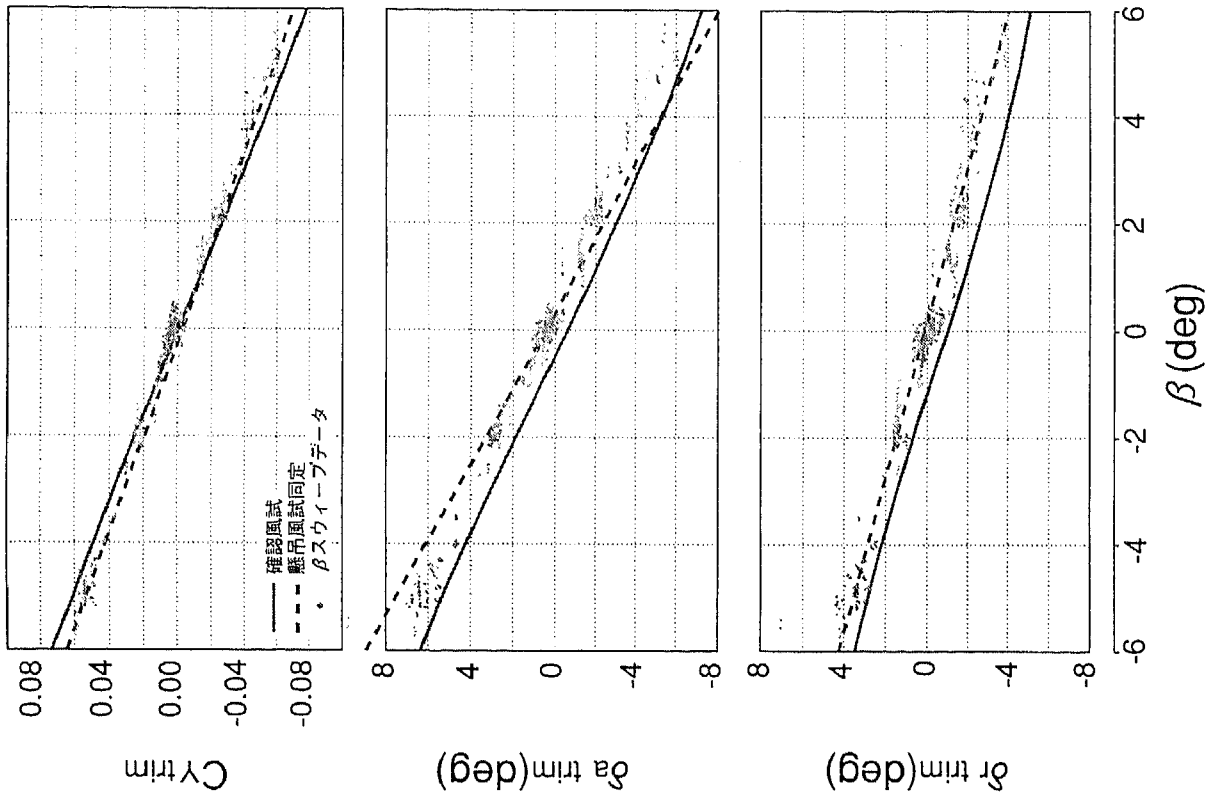
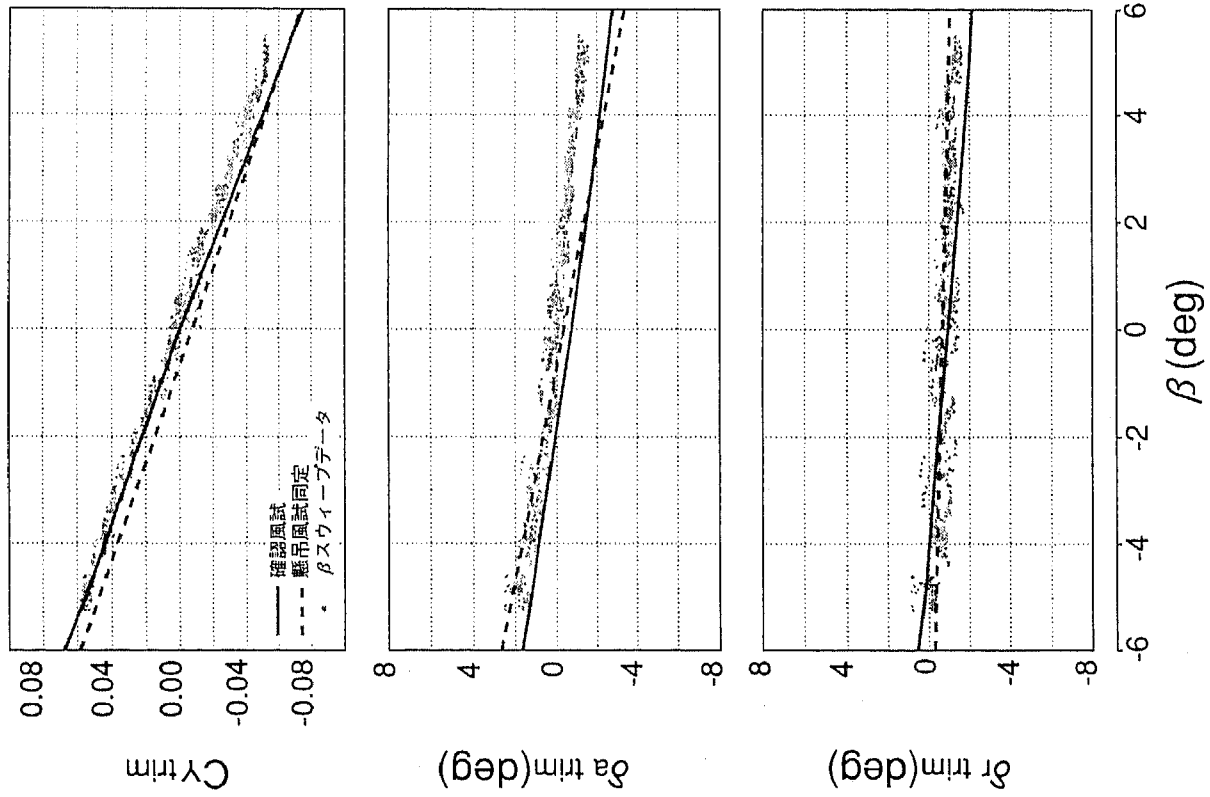


図4 懸吊風試縦釣り合い特性

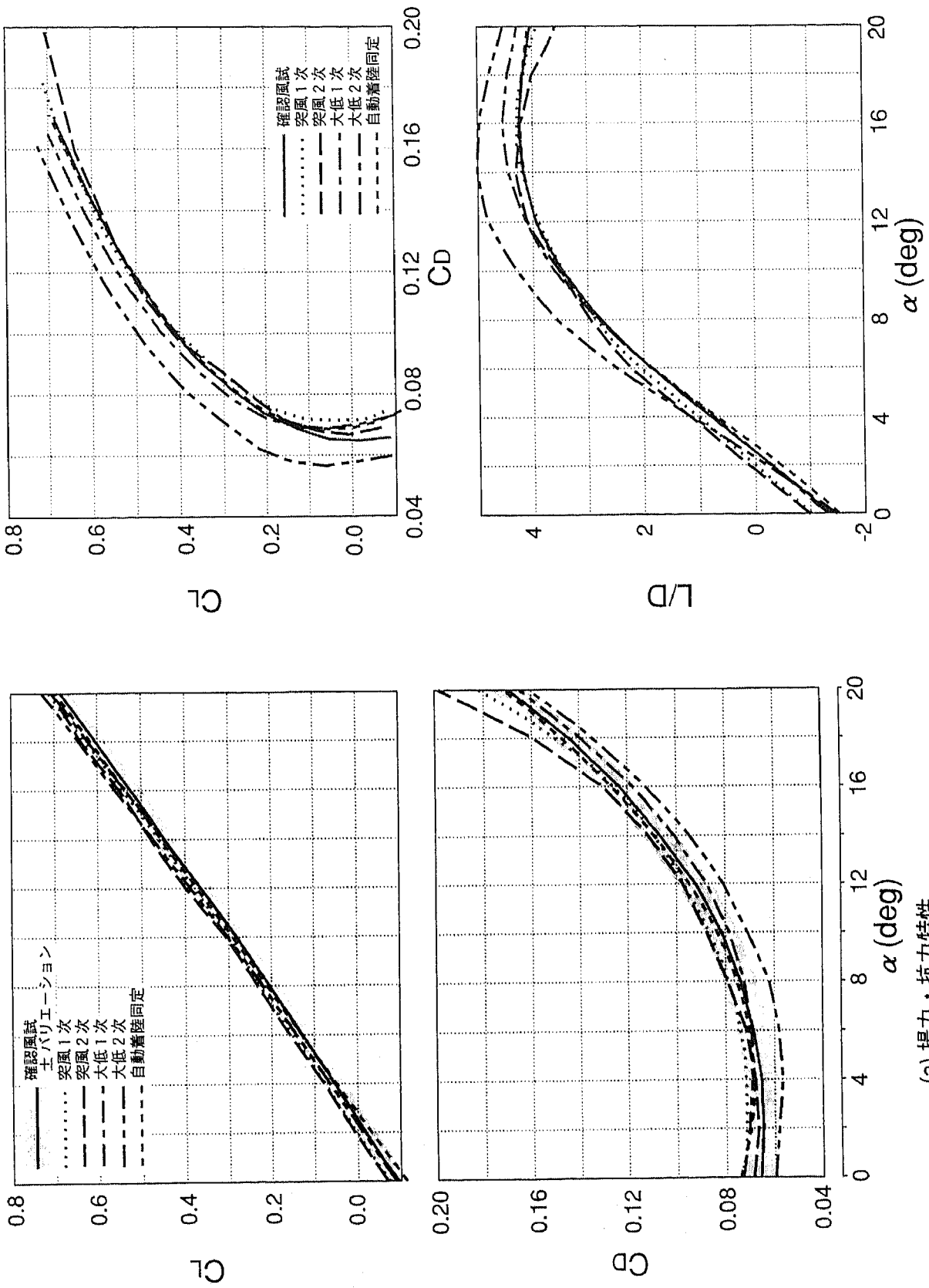


(c) $\alpha = +4$ (deg)



(b) $\alpha = -1$ (deg)

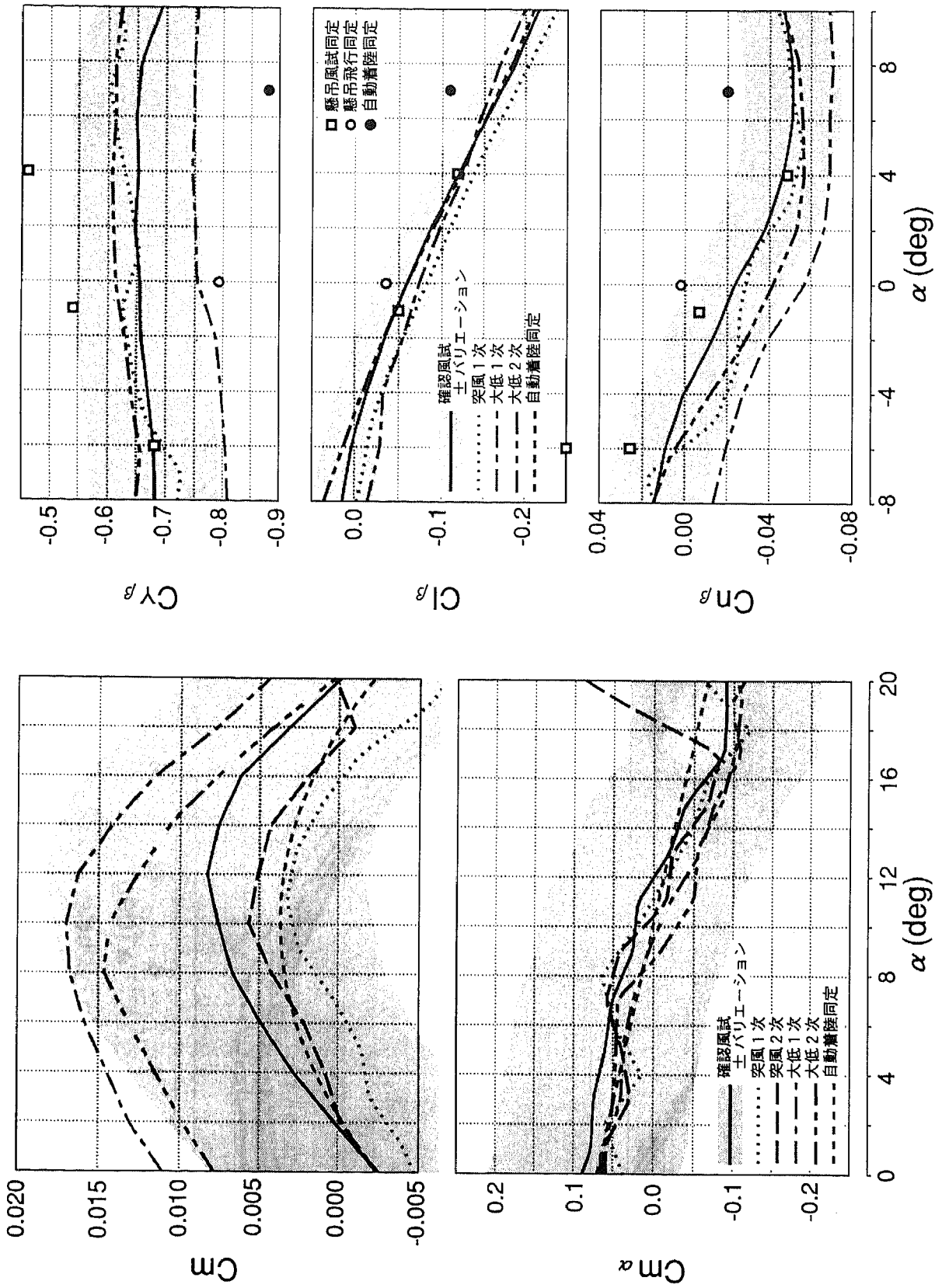
図5 懸吊風試横・方向釣り合い特性 (2/2)



(a) 揚力・抗力特性

(b) 揚抗極線および揚抗比

図6 縦特性比較 (1/2)



(c) ピッチングモーメント特性

図6 縦特性比較 (2/2)

図7 横・方向特性比較

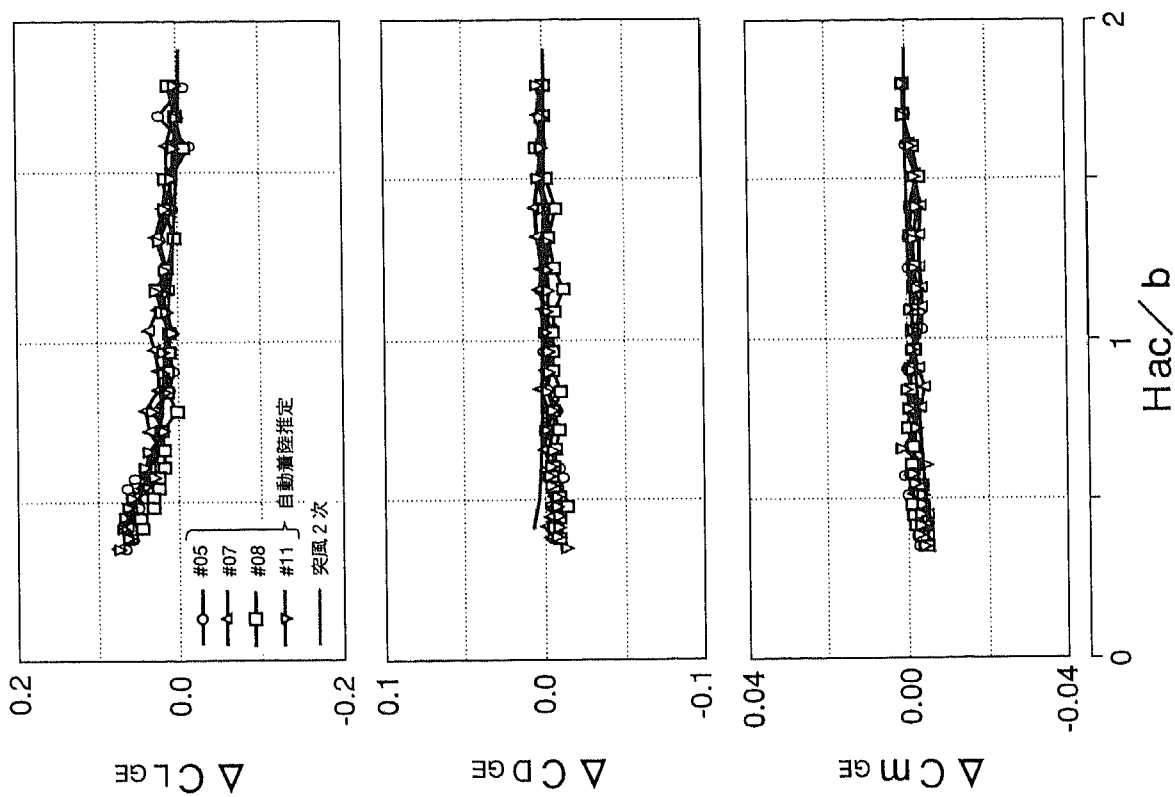


図9 地面効果特性

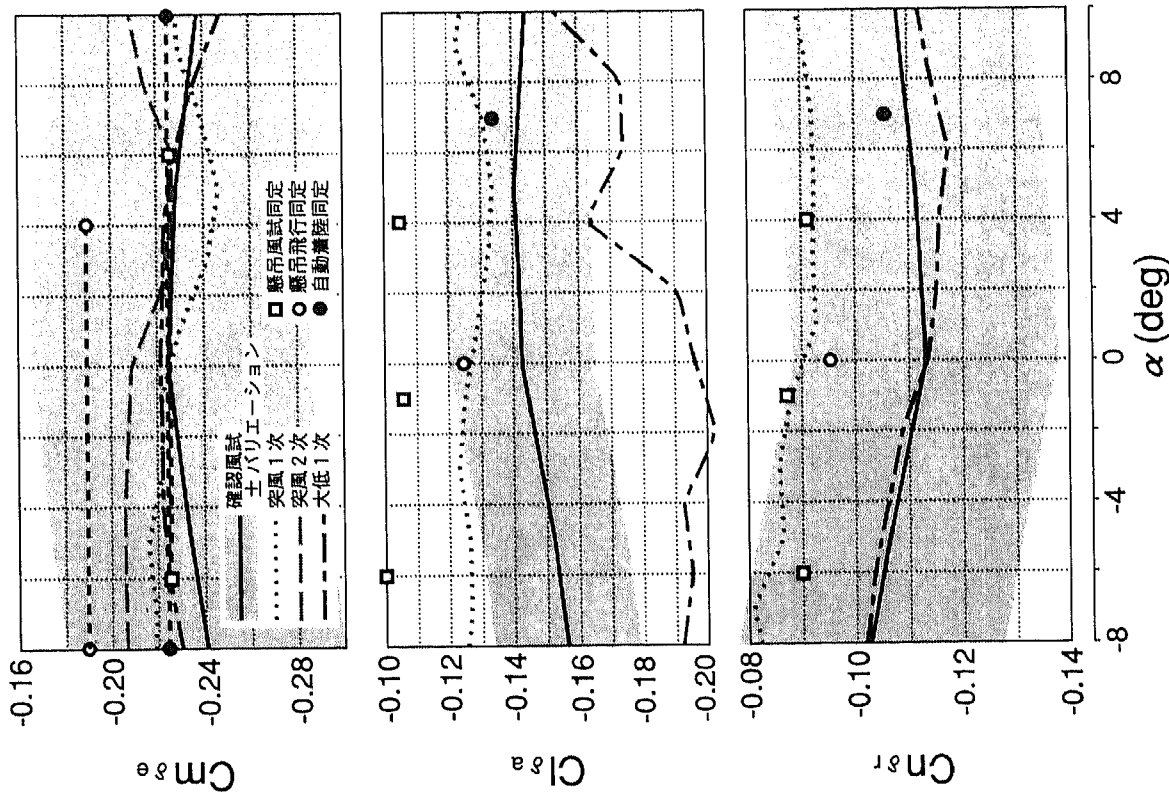


図8 舵効き特性