

SSTの地面効果に関する風洞試験 — その1 —

郭 東潤, 藤田 敏美, 岩崎 昭人, 野口 正芳
(航空宇宙技術研究所)

Wind-Tunnel Tests on Ground Effects of an SST

Dong-Youn KWAK, Toshimi FUJITA, Akihito IWASAKI, Masayoshi NOGUCHI
(National Aerospace Laboratory)

概要

SST 翼の地面効果を含む低速大迎角空力特性を調べるため風洞試験を行った。静的な地面効果試験を行うとともに、模型に下降運動を与え、動的な地面効果試験を行った。また、模型を強制的にロール振動させ、地面効果を含む非定常ロール特性を調べた。比較的簡易な計測装置や試験方法の工夫により、これらの非定常空気力の測定を試みた。その試験方法や結果について報告する。

1. はじめに

SST などの高速航空機で代表される後退角の大きい低アスペクト比翼は空力特性上、離着陸のような低速飛行時に大きな迎角をとる。このような大迎角では翼面上に形成された前縁剥離渦が強い downwash を誘起するため、地面との干渉が強くなり、従来の翼に比べ地面効果が大きいことが知られている⁽¹⁾。地面効果に関する風洞試験は模型と地面との距離を定常的に変化させる静的地面効果試験が古くから行われたが^{(2),(3)}、飛行試験結果との不一致が指摘されるようになり、80年代後半から着陸をより厳密に模擬した動的な地面効果試験が行われるようになった^{(4),(5)}。R.C.Chang⁽⁴⁾らは模型を非定常的に地面板に向け運動させる方法で動的な地面効果試験を行い、飛行試験結果と一致する結果を得ている(図1)。しかし、地面効果による試験前縁剥離渦と地面との干渉については明確にされていない。

後退角の大きい、低アスペクト比翼は大迎角でしばしば wing rock という自励的なロール振動を起こすことが知られている⁽⁶⁾。Wing rock は離着陸のような大迎角の飛行状態での空力現象であるため、地面効果を含む非定常ロール特性が目される。

本研究では前述したような現象の解明を目的としているため、非定常試験が不可欠である。そのため、試験方法や計測方法に工夫が必要である。ロボット・アーム模型支持装置⁽⁷⁾や外付けのデータ取得装置を使用することにより非定常空気力の測定試験を試みた。

2. 風洞試験

本研究は航空宇宙技術研究所(NAL)の突風風洞で行った。図2に風洞試験の様子を示す。SST 模型はスティングを介してロボット・アーム支持装置に固定されている。地面板は風洞下面に設置

されており、模型を下降することにより地面と模型間の距離 h/b ($h:0.25MAC$ 位置と地面との距離、 b :最大スパン長)を変化させる。

図 3 には試験に使用した SST 模型の概略図を示す。後退角 Λ =内翼 66deg / 外翼 42deg をもつ クラントアロー翼である。翼下面に 6 点の圧力孔が設けられている。ロボット・アーム支持装置(図 4)により風洞中心に模型を固定させ翼を運動させることができる。図 5 にはロボット・アームの下降運動とロール運動の履歴を示す。ロール運動の場合はほぼ正弦波状である。図 6 には模型と地面との位置関係を示す。模型の $0.25MAC$ が地面のほぼ中心位置になるようにした。

図 7 にはデータ取得の行程を示す。非定常試験の際には模型の姿勢と天秤の出力の同期をとる必要がある。ロボット・アーム コントローラ内の A/D 変換器を使用する方法もあるが、今回はより多くのデータを細かく取得するため、外付けのデータ取得装置を使用した。その際の模型姿勢との同期は光センサーを使用して行った(図 8)。光センサーは動的な地面効果試験の際には透過形を使い、風洞の両壁に発光部と受光部を取り付け、模型が下降運動により光を遮ることで模型の位置を把握する。ロール運動試験では反射形を使用し、模型に反射テープを貼り、風洞壁に取り付けた発・受光部からの信号で模型のロール角を把握した。

非定常試験は測定される信号に様々なノイズ成分が含まれているため、測定条件を一定にして同一の運動を繰り返し、データを取得した。動的な地面効果試験では 5 回分を、ロール試験では 10 周期分のデータを平均している。また、数値フィルタを使い、さらなるノイズ成分を削除した。通風時のデータから無風時のデータの差分をとり、模型の慣性力を削除、自重補正を行う。

地面効果による翼面上の流れを把握するため流れの可視化を行った。オイル・フローにより流れのパターンを調べるとともに、煙による可視化により前縁剥離渦の断面を観察した⁽⁸⁾。

3. 試験結果

3-1 静的な地面効果試験

図 9 には静的な地面効果試験による縦 3 分力における地面効果を示す。 h/b の減少により揚力、抗力の増加、機首下げモーメントの増加が見られる。図 10 には地面効果を含むロール特性を示す。地面効果により復元モーメント成分が増加する。翼面上で vortex breakdown が観察されるピッチ角 $\theta=20deg$ の場合ではロールにより復元モーメントが働く領域が見られる。翼下面の圧力測定結果では力測定結果と同様な傾向が見られる⁽⁸⁾。

3-2 動的な地面効果試験

動的な地面効果試験は平均下降速度 $h=0.18, 0.36m/s$ で行った。図 11 には $\theta=12.5deg$ で下降運動させた動的な地面効果試験結果を示す。5 回の下降運動のデータを平均したにも関わらず約 6.5Hz の振動成分が含まれている。これは模型と天秤などの系の固有振動数である。これらを 3 次の最小自乗法で近似すると下降前の $h/b=1.23$ の場合と下降後の $h/b=0.25$ の値が静的な結果とほぼ一致しているのがわかる。下降運動時は下降速度により相対的な迎角(有効な迎角)が増加するため、静的な結果より大きな揚力 C_L を示す。図 12 には動的な地面効果試験結果を静的な結果との比較を示す。 $\theta=12.5deg$ と $\theta=15deg$ の静的な結果から線型的な補間により、動的な場合の有効な迎角と同一の迎角(ピッチ角)での静的な値を求めて示す。文献(4)には静的な地面効果に比べ、動的な地面効果がより小さく、低い C_L を示すことを報告している。しかし、今回の試験では下降速度 $h=0.36$ で $h/b=0.7\sim 0.9$ の場合を除けば、すべての場合、動的な地面効果試験結果のほうがより大きな C_L を示す。今後、より詳細なデータ解析が必要である。

3-3 非定常ロール特性試験

図 13 には非定常ロール特性における地面効果について示す。さらに静的な地面効果試験結果を比較のため重ねて描いてある。静的な場合の中心

に反時計方向回りのローリングモーメントヒステリシスの閉曲線が見られる。ピッチ角の増加により翼面上で vortex breakdown が発生するようなピッチ角では大きなヒステリシスが現れる。これは vortex breakdown 発生位置の位相遅れによるものと思われる。地面効果を含む非定常ロール特性は静的な場合と同様に復元モーメント成分が増加する傾向を示す。そのため、 $\theta=20\text{deg}$ の場合では不安定なローリングモーメントが働く領域が減少し、ロール方向の安定性は増加する。

4. 結論

SST 模型の地面効果を含む低速空力特性を調べた。静的な地面効果試験に加え、動的な地面効果や非定常ロール特性試験を行った。簡易的な計測装置や試験方法により非定常空気力測定の試みた。

- ・ 静的な地面効果試験を行い揚力や抗力、機首下げモーメントの増加を確認した。
- ・ 非定常ロール特性試験により地面効果による復元モーメントが増加する結果が得られた。
- ・ 動的な地面効果試験方法において、今後の試験方法の方向性を得ることができた。

5. 今後の予定

簡易な計測装置や試験方法の工夫により、非定常空気力の計測を試みた。動的な地面効果については詳細な解析が必要であるが、問題点の摘出やその改善を行い、今後の試験に反映される予定である。また、ムービング・ベルトによる影響や動的な地面効果における流れ場の可視化も試みたい。

謝辞

本試験を行うにあたって、地面板を製作していただいた航空宇宙技術研究所工作室の井上 育三氏、佐々木紀夫氏に深く感謝の意を表します。

参考文献

1. P.H.Lee, C.E.Lan, V.U.Muirhead: Experimental Investigation of Dynamic Ground Effect, J.Aircraft, Vol.26, No.6, 1989.
2. J.Katz, D.Levin: Measurement of Ground Effect for Delta Wings, J.Aircraft, Vol.21, No.6, 1984.
3. J.Er-El, D.Weih: Ground Effect on Slender Wings at Moderate and High Angle of Attack, J.Aircraft, Vol.23, No.5, 1986.
4. R.C.Chang, V.U.Muirhead: Effect of Sink Rate on Ground Effect of Low-Aspect-Ratio Wings, J.Aircraft, Vol.24, No.3, 1987.
5. 重見仁, 藤田敏美, 岩崎昭人, 大貫武, 李家賢一, 中安英彦, 匂坂雅一: 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, NAL-TR1236, 1994
6. Y.W.Jun, R.C.Nelson: Leading-Edge Vortex Dynamics on a Slender Oscillating Wing, J.Aircraft, Vol.25, No.9, 1988,
7. 藤田敏美, 岩崎昭人, 藤枝郭俊, 重見仁, 中安英彦, 匂坂雅一: 産業用ロボットを用いた風洞模型支持システム, NAL-TM666, 1994
8. 郭東潤, 藤田敏美, 岩崎昭人: 地面効果を含む SST 翼の低速高迎角空力特性, 第 31 期日本航空宇宙学会年会講演集.

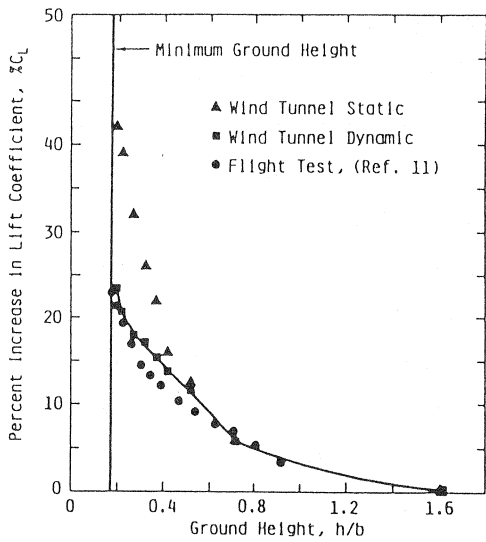


図 1.地面効果による揚力の比較；文献 4 (XB-70model, alpha=9.3deg)

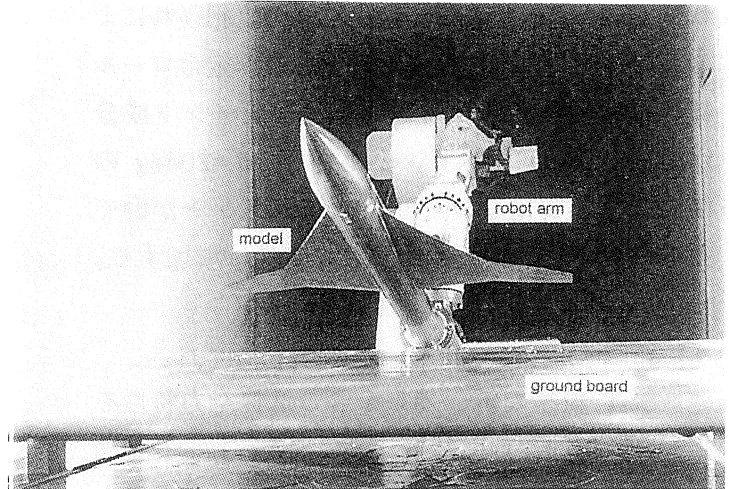


図 2.風洞試験の様子

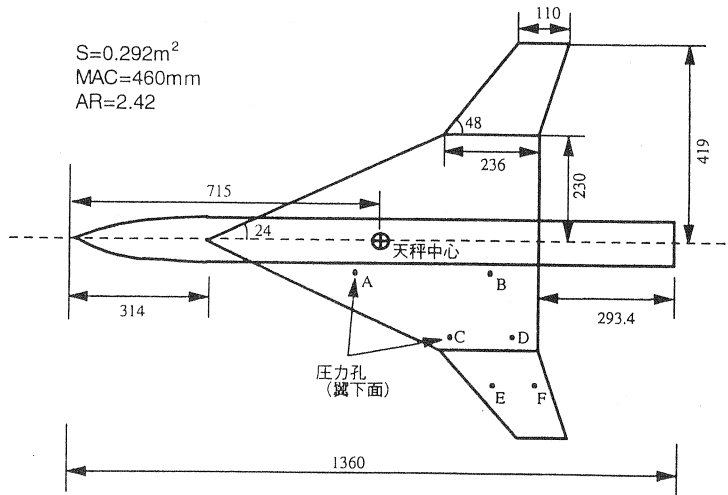


図 3.SST 模型の概略図 (単位：mm)

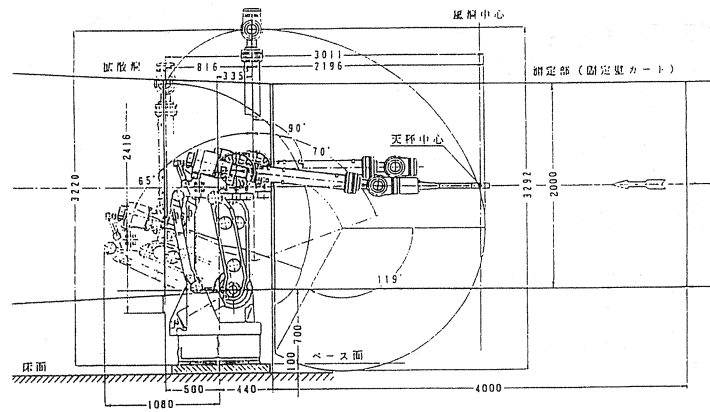
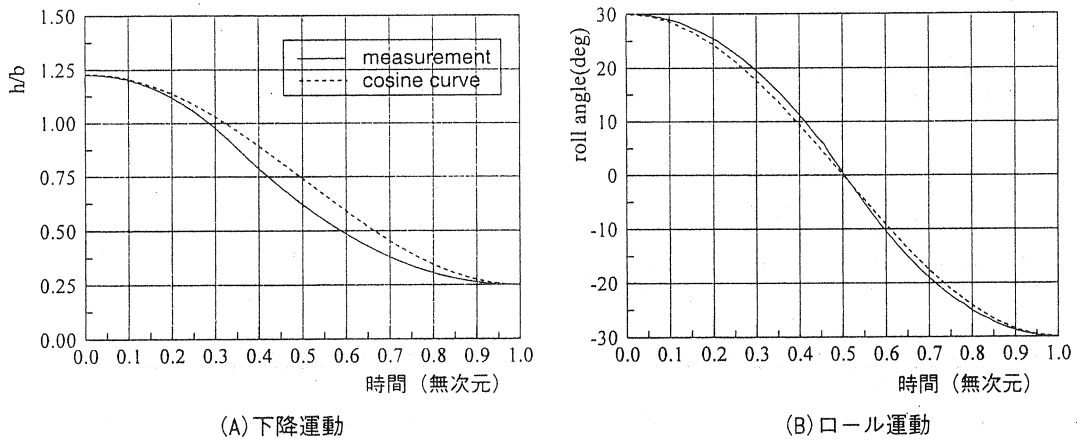


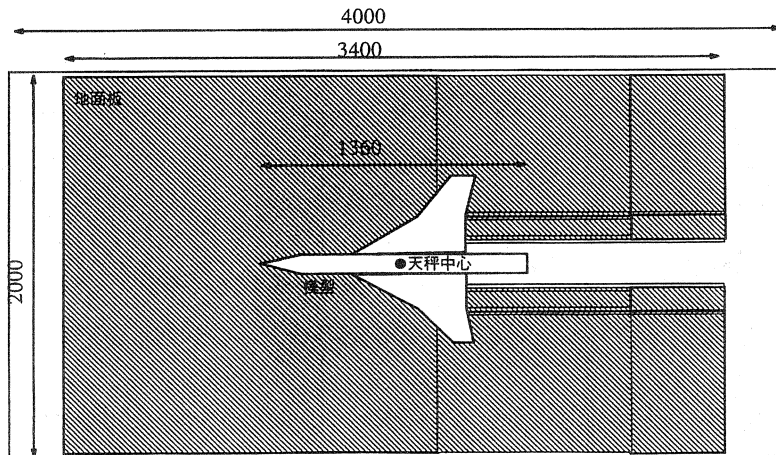
図 4.産業用ロボットアーム支持装置 (単位: mm)



(A) 下降運動

(B) ロール運動

図 5.ロボットアームの運動特性



突風風洞測定部

図 6.風洞測定部内の地面板と模型との位置関係

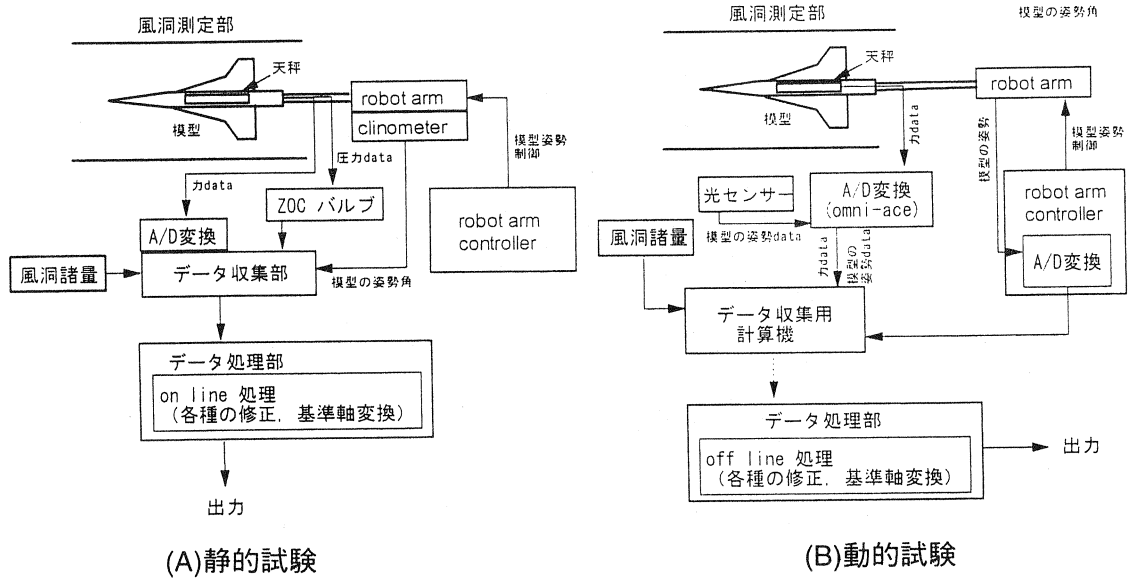


図 7. データ計測の概略図

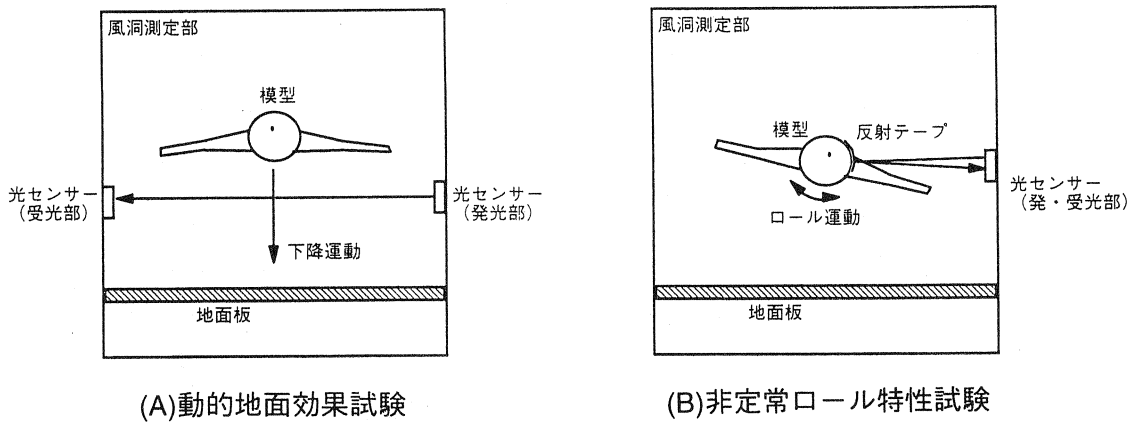


図 8. 光センサーによる模型姿勢の認識

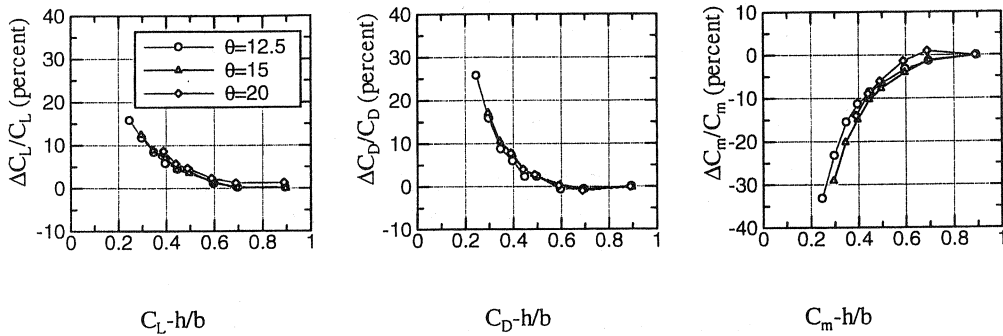


図 9. h/b 変化による縦三分力の地面効果
($U=20\text{m/s}$, roll angle=0deg)

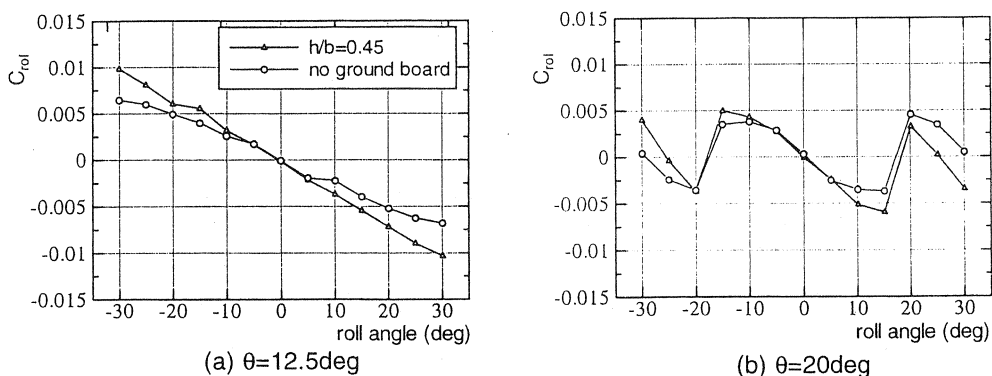


図 10.地面効果によるローリングモーメント特性 (機体軸)

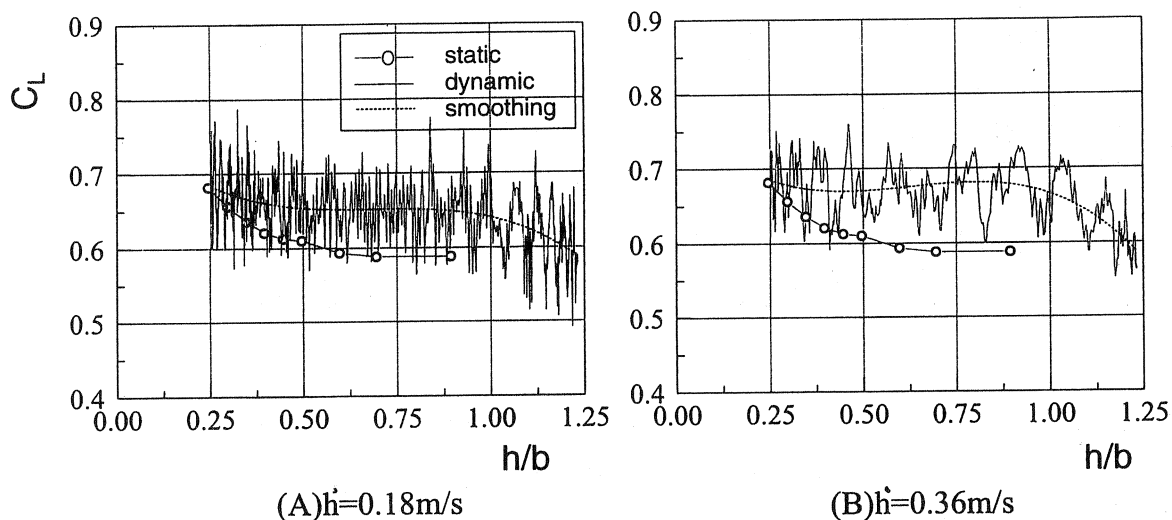


図 11. C_L における静的、動的な地面効果の比較
($U=20\text{m/s}$, pitch angle= 12.5deg)

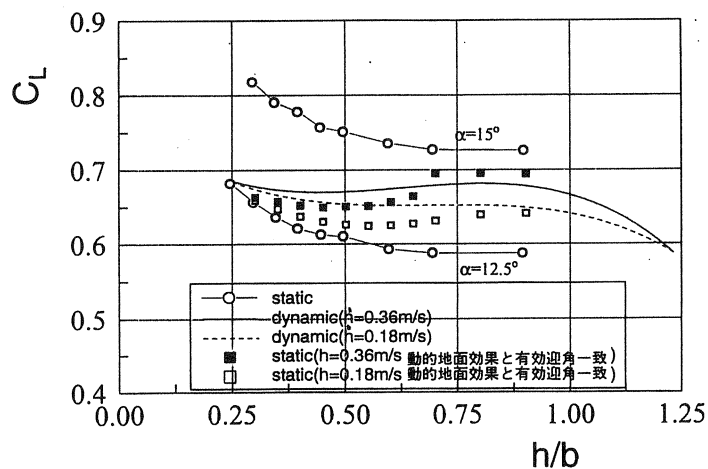


図 12.有効な迎角を一致させた場合の静的、動的な地面効果の比較

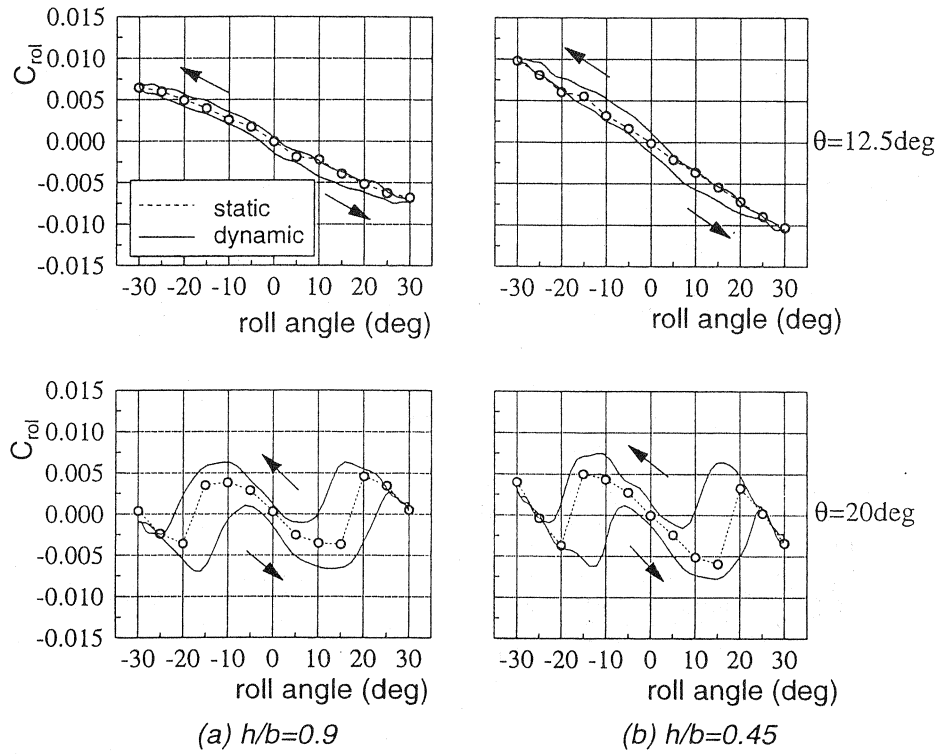


図 13.地面効果を含む非定常ローリングモーメント特性

($U=20\text{m/s}$, $k=0.026$,機体軸)

$k=2\pi fb/U_\infty$ b : span f : roll frequency
--