

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-731

風洞内着陸模擬試用システムの機能及び動作確認試験

奥山政広・高橋 侔・藤田敏美・岩崎昭人・藤枝郭俊

1998年7月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

概 要	1
記 号	1
1 . はじめに	2
2 . 風洞内着陸模擬試用システム	2
2.1 模 型	3
2.2 着陸シミュレーション・プログラム	4
3 . システム確認試験	5
1 サイクルの経過時間チェック	5
ベース圧チェック	5
模型基本形態 6 分力取得	5
内部空力係数及び実測空力係数によるシミュレーション確認	5
4 . 試験結果	5
5 . まとめ	10
参考文献	11

風洞内着陸模擬試用システムの 機能及び動作確認試験^{*1}

奥山 政広^{*2}, 高橋 侖^{*2}
藤田 敏美^{*2}, 岩崎 昭人^{*2}
藤枝 郭俊^{*2},

Tests to Verify the Function and Action of the Trial System of a Landing Simulation in Wind Tunnel^{*1}

Masahiro OKUYAMA^{*2}, Hitoshi TAKAHASHI^{*2},
Toshimi FUJITA^{*2}, Akihito IWASAKI^{*2} and Hirotoshi FUJIEDA^{*2}

ABSTRACT

A preliminary system to investigate the approach and landing of model aircraft in a wind tunnel was constructed. The system used the existing robot sting support and robot control apparatus. Aerodynamic forces and moments on model aircraft were measured with a balance on the robot sting support and processed with the existing data processor. A new program named "LandSim", which performs flight simulation calculations was written and installed in a personal computer. The functions and behavior of each apparatus and the overall system were tested. Items requiring improvement were identified to allow practical use of this kind of system.

Keywords: wind tunnel test, low speed, landing simulation, CTS

概 要

航空機等のモデルの進入・着陸飛行を風洞内で模擬する風洞試験技術の開発を目指し、第一着手として既存の装置類を利用する予備的な試用システムを構成した。追加した主要なものは軽量の風洞試験模型と、着陸シミュレーション・プログラムである。本システムの制約の中で機能試験及び動作試験を行った結果を報告した。また、試験結果に基づいて風洞内着陸模擬システムの実用化を進める上での改善点を示した。

記 号

b : 翼幅 (m)
 C_D : 抗力係数
 C_L : 揚力係数

C_Y : 横力係数
 C_{l_1} : 横揺れモーメント係数
 C_{m_n} : 縦揺れモーメント係数
 C_{n_1} : 偏揺れモーメント係数
 C_p : 圧力係数

*1 平成10年4月3日受付 (received 3 April 1998)

*2 新型航空機研究グループ (Advanced Aircraft Research Group)

- C_{p1} : 模型底面右静圧の圧力係数
- C_{p2} : 模型底面左静圧の圧力係数
- C_{p5} : スティング上部で計測した模型ベース圧の圧力係数
- \bar{c} : 空力平均翼弦長 (m)
- M : マッハ数
- R_c : レイノルズ数 (\bar{c} 基準)
- S : 翼面積 (m^2)
- t : シミュレーション飛行時間 (s)
- U : 風洞風速 (m/s)
 - τ : 刻み時間 (s)
 - α : 迎角 (deg.)
 - β : 横滑り角 (deg.)

1 . はじめに

風洞内着陸模擬試用システムの目標とする概念は、計算機内で実行する着陸飛行シミュレーションに、風洞試験で落下物などに用いられるCTS (Captive Trajectory System, たとえば参考文献1) の考え方を加え合わせたものである。CTS とは、通風試験の中で模型に働く空気の計測、それによる運動計算、この計算結果から模型を変位、とこれら一連の操作を繰り返すことにより動的運動を準静的に取り扱うシステムのことである。そこで、通常の着陸飛行シミュレーションが使用する計算機内部に記憶された空気力データの代わりに、通風中の飛行機模型に加わる空気力を取り入れて、シミュレーション計算から得られた位置変位と空力角を取るよう飛行機模型を移動し、これを繰り返すことにより準静的に風洞内で

着陸を模擬するシステムが考えられた。このシステムにより風洞の床近傍では、地面効果 (静的) が入った実測の模型空気力を使用する着陸シミュレーションが可能になると思われる。

この概念のシステムを構築する第一着手として、既存の装置類を利用しつつ、追加の装置とソフトウェアを製作して予備的な検討を行う、本システムを構成した。本システムは、システム全体としての機能及び動作を確認するため、動作の単純化と風洞内を移動する安全性を考慮して模型には位置の移動を行なわず、空力角の変化だけを風洞中心で与える設計となっている。模型の空力角の変化は、既存の風洞設備であるロボット型模型支持及び制御装置²⁾を使用した。追加して製作した主な装置は、軽量の風試模型と LandSim と呼ばれる風洞内着陸模擬試験システムプログラムである。LandSim はパーソナル・コンピュータで実行させる。

この研究は HOPE 空力技術の研究の一環として計画・実施されたものである。以下、風洞内着陸模擬試用システムの構成の現状を紹介し、機能試験及び動作試験を行った結果を報告して、今後システムの実用化を進める上での改善点を示す。

2 . 風洞内着陸模擬試用システム

当該システムの構成を図1に示す。使用風洞は 2 m × 2 m 断面の固定壁測定部を有する航空宇宙技術研究所突風風洞³⁾であり、通常の低速風洞として使用した。突風風洞に配置された試用システムは、内挿天秤を含む口

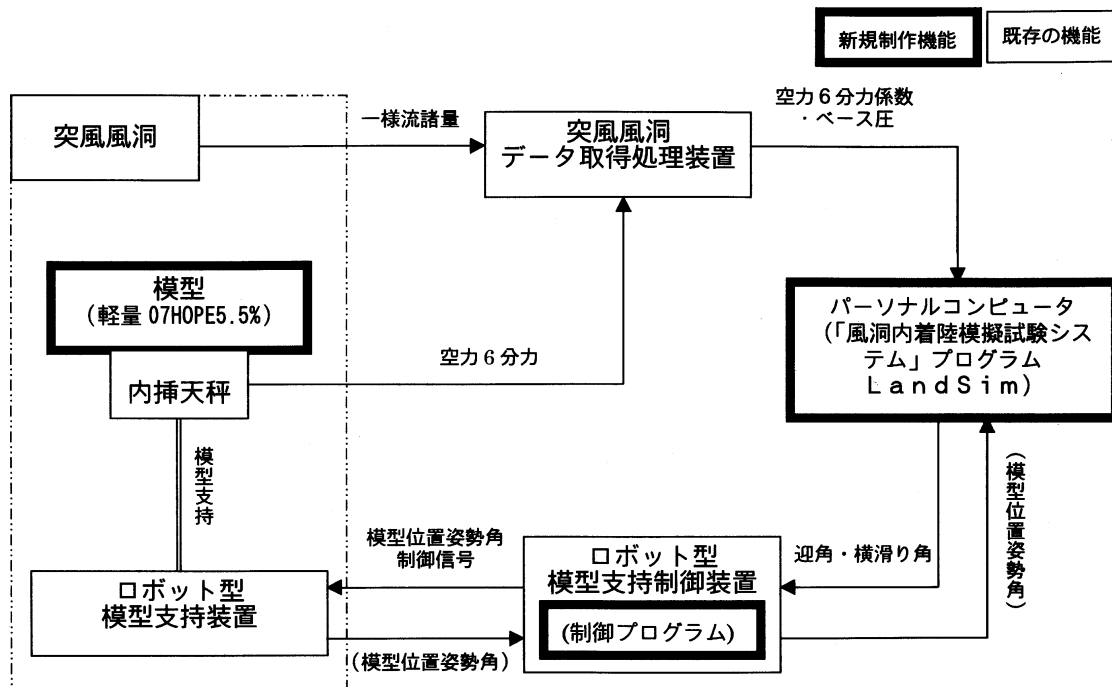


図1 風洞内着陸模擬試用システムの構成

ロボット型模型支持装置,ロボット型模型支持制御装置,風洞模型,突風風洞データ取得処理装置, LandSim と呼ばれる風洞内着陸模擬試験システムプログラム,及び LandSim とロボット型模型支持装置の中間にあって信号を処理するロボット型模型支持制御装置から構成されている。ロボット型模型支持制御装置の制御プログラムも新規に製作したものである。

構成要素間の主な信号の流れは以下の通りである。

着陸シミュレーションプログラム LandSim から計算された迎角 と横滑り角 が,ロボット型模型支持制御装置に送られる。ロボットへ異常な値を送らないためにオペレータがその値を確認して,ロボット型模型支持装置へ 及び の制御信号を送る。

一定風速 ($U = 30 \text{ m/s}$) の風洞測定部中心に保持された模型は,風洞中心回りで指定された と を取るようにロボット型模型支持装置によって姿勢が設定される。設定された模型位置姿勢角の情報は模型支持制御装置を経て LandSim で受け取られる。

突風風洞データ取得処理装置により模型内挿天秤の空力6分力や模型のベース圧などが得られデータ処理され,空力6分力係数とベース圧力が LandSim に送られる。これを LandSim が受け取り次の時間ステップのシミュレーション計算を行う。

なお, LandSim 内部には空力データが別途内蔵されており,これを使うことにより計算機内だけで着陸シミュレーションを行うことが可能となる。

LandSim では操舵面の舵角も出力される。出力された

舵角は,舵面制御装置等がないため実行していない。しかし,その舵角を取ることによって得られる模型の姿勢が, LandSim の , 出力となっている。

2.1 模 型

風洞内で模型がロボット型模型支持装置に装着されている様子を図2に示す。模型は HOPE - X (宇宙往還技術試験機) を想定した 07HOPE 形状の 5.5%スケールで,諸元は次の通りである。

翼面積 $S = 0.1966 \text{ m}^2$

翼幅 $b = 0.5002 \text{ m}$

空力平均翼弦長 $\bar{c} = 0.4272 \text{ m}$

模型支持装置と接合するスティング (直径 48 mm) を含めて模型の概要図を図3で示す。主要材料に CFRP を



図2 風洞内でロボット型模型支持装置に装着された模型

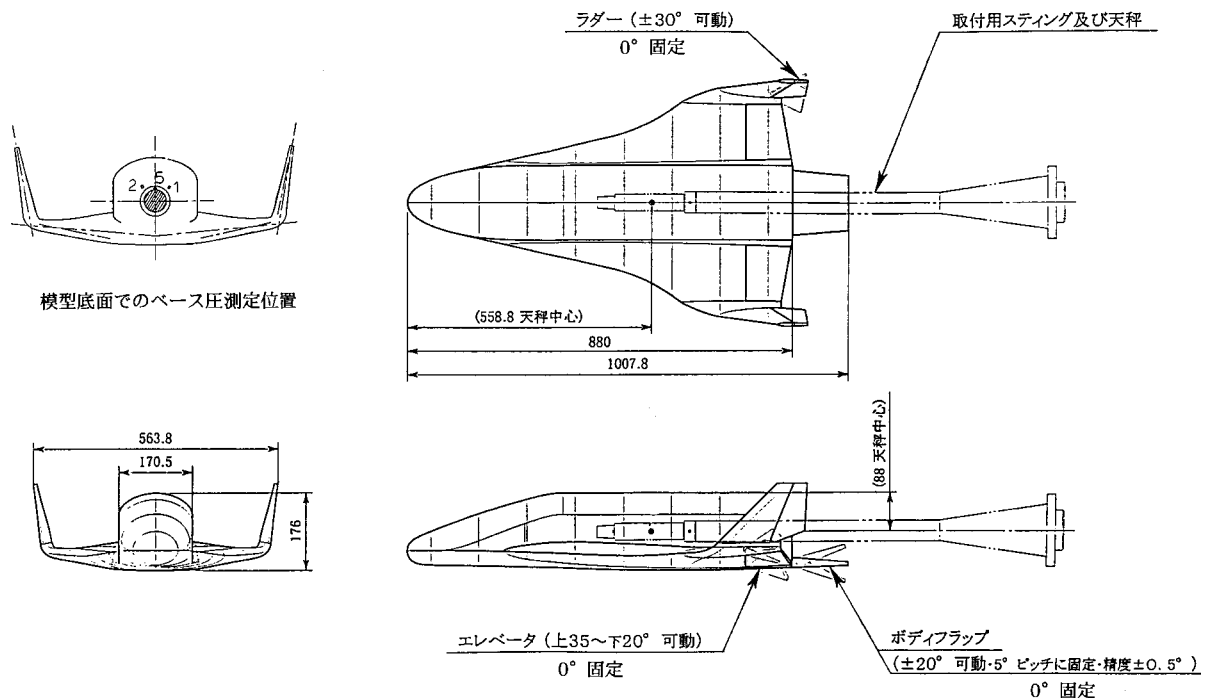


図3 模型概要図とベース圧測定位置

使った軽量構造で模型重量は6.1 kgとなり、ロボット型模型支持装置の負担を軽減している。模型のエレベータ及びラダーには操舵するための駆動用モータが内蔵されている。しかし舵面制御装置がないので、本システムではこれらの舵を使わず舵角を 0° に固定している。さらにボディーフラップも 0° に固定している。

図3の模型底面図で示すとおり、底面には스팅ングを通す直径約61 mmの穴があり、模型中央水平面から左右上方 45° で穴から5 mmの位置にそれぞれ静圧孔を設け(後ろから見て右を1番,左を2番とする)ベース圧の圧力係数とした。位置によるベース圧の違いを比較するために、스팅ング上部に下流から這わせた銅パイプ(外径1.5 mm)の口を模型底面と揃う位置へ配置した(5番とした)。

2.2 着陸シミュレーション・プログラム

着陸シミュレーション・プログラム LandSim の主な機能のフローチャートを図4に示す⁴⁾。トリム計算以降のシミュレーション計算に必要なデータを与えるために、初期値として機体諸元並びに機体の緯度、経度、高度、及びマッハ数などが設定され、空力角(迎角, 横滑り角)と舵角がトリム計算により解かれることになる。空

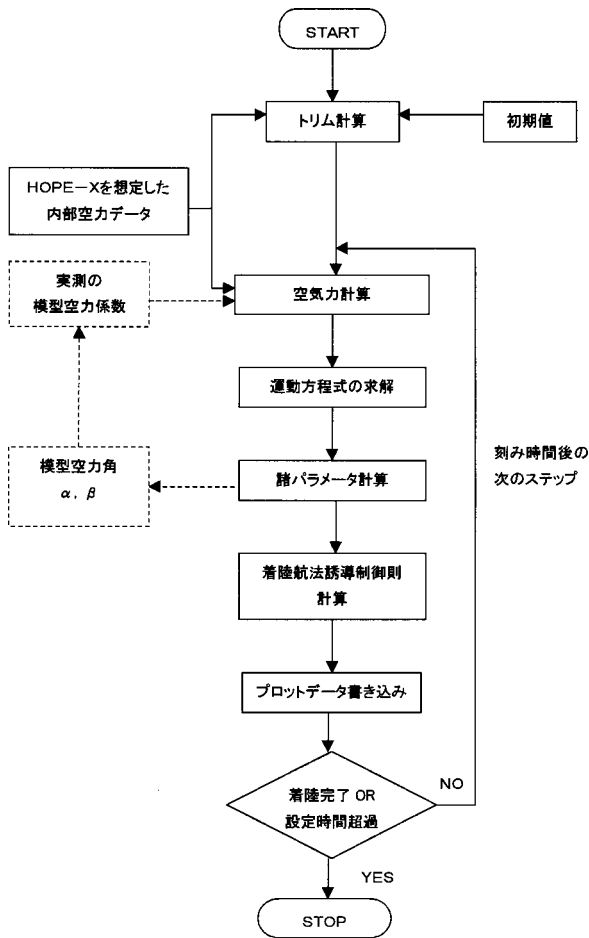


図4 シミュレーション・プログラムの主なフローチャート

気力計算では、空気力を始めとする機体に作用する外力を計算する。プログラム内には内部空力データとしてHOPE - Xを想定した空力データ(FY07基本風試形状推算ベースのうち, 進入着陸フェーズに関連する亜音速域の特性を抽出した, 無次元空力係数・微係数のテーブルデータ)が入っている。空気力は, 通風中の実測された模型空力係数を取り入れると共に, この内部空力データの微係数部分も使用して得られる。ただし, 内部空力データだけによるシミュレーションも選択可能となっている。その後, ルンゲクッタ法を用いて運動方程式が解かれ, 諸パラメータ計算では運動方程式を解いて得られる対地速度に, 定常風やタービュランス(連続突風)といった大気の流れ成分が加算され, 対気速度や迎角, 横滑り角等が計算される。計算で使用される風のモデルは, 大気モデルがU.S.Standard1962であり, 定常風がMIL-STD-210Cに記載されているモデルで, タービュランスモデルがMIL-F-9490Dに記載されているDryden型モデルになっている。また, ここで計算された迎角と横滑り角は, 模型の空力角としてロボット型模型支持制御装置に送られる値となる。誘導制御則計算では進入着陸フェーズの基準軌道に沿うための誘導コマンドを生成し, 制御舵面の舵角コマンドを生成する。最後にシミュレーションにより得られた飛行データをファイルに書き込み, 着陸完了かあるいは設定時間を超えたら機能を終了し, そうでなければ刻み時間で次のステップに進む。

LandSim プログラムは, Windows95によるウィンドウを使った操作しやすい画面表示をしている⁵⁾。LandSimを起動して, シミュレーション計算を実行すると, 図5のシミュレーション・ウィンドウの画面が現われる。このウィンドウの前に計測条件及び計算条件設定のダイアログが表示され, そこで飛行時間, 刻み時間, 定常風ありなし, 及びタービュランスありなしなどの必要な設定を行う。シミュレーション・ウィンドウの右側にはグラフ表示部分があり, 刻み時間間隔毎に表示項目のグラフが

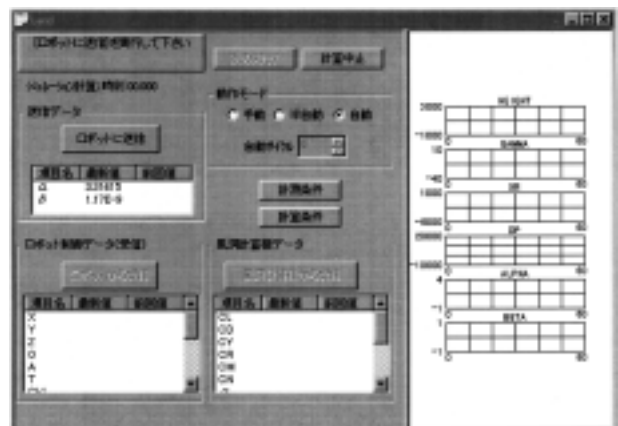


図5 シミュレーション・ウィンドウ

表1 シミュレーションの1サイクル操作手順

順番	ロボット型模型支持制御の手動操作	LandSim シミュレーション・ウィンドウ操作(自動)	突風風洞データ取得処理の手動操作
1	スタートスイッチをONにする		
2		α 、 β を「ロボットに送信」(最初だけクリック)	
3	α 、 β の値を確認して、ロボットに制御信号を送信		
4	ロボットから変化後の位置等のデータを自動受信	位置等のデータを「ロボットから受信」	
5	スタートスイッチが4の後、自動OFFになるので、風洞データを取得するよう連絡		
6			空力計測開始
7		空力データを「風洞計算機から受信」	LandSimへ空力データ送信
8		「次のステップ」	

描かれていく。LandSimのシミュレーション・ウィンドウ操作を含めた、シミュレーションの1サイクル操作手順は表1の通りである。

3. システム確認試験

1サイクルの経過時間チェック

シミュレーションの1サイクルの経過時間には、機能要素の処理時間や1サイクル中に手動操作の時間が入ることになる。測定の結果、当該システムの1サイクルの経過時間は、30s程度であった。この内訳は、突風風洞データ取得処理系が通常20s程度で、残りがLandSim処理とロボット型模型支持の制御系操作時間となる。突風風洞データ取得系には、手動による定常設定値への風速微調整や圧力計測用のキャリブレーションなどが臨時に入ってくる。ロボット自身の動作は速い。

ベース圧チェック

位置によるベース圧の違いを比較しLandSimに送るベース圧の値を決めるために、模型のベース圧を測定した。LandSimではベース圧を使い、ステイング断面にかかる圧力による補正を計算している。模型底面に設置した二つの静圧孔の圧力係数は後方から見て右を C_{p1} 、左を C_{p2} の圧力係数記号とし、ステイング上面から配置したベース圧の圧力係数を C_{p5} とした。

模型基本形態6分力取得

製作された本模型の空力特性が得られていないので、当該システムを使い模型の6分力特性を計測した。模型形態は当該システムでの形態と同じ、全舵角 0° の基本形態である。試験はロボット型模型支持装置により風洞中心に模型を設定して実施した。取得した6分力係数のデータ修正は、吹き下ろし修正だけが施されている。また、シミュレーション試験のLandSimのデータ処理と違い、ステイング部分のベース圧によるデータ補正は行っていない。

試験風速は機体強度の制限から40m/sまでとした。シミュレーション確認試験では風洞の連続運転時間が長く

なるため、上昇する風洞送風機軸受温度の上限を超えないように、風速を30m/sに設定した。模型の迎角は -10° から 2° おきに 40° まで取り、横滑り角は $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$ を取って風試を行った。

内部空力係数及び実測空力係数によるシミュレーション確認

シミュレーションの初期条件として、高度3,000mからの着陸を設定した。この高度から着陸まで、シミュレーション飛行時間は約55sかかる。他の初期条件もLandSim内の初期データファイルの値を使用した。シミュレーションに取り込む実測空力係数のデータには、データ修正を何も施していない。

確認試験としてまず、内部の空力係数(内部データ)を使用して刻み時間 t を何秒にできるか検討した。実測の空力係数(実測データ)を使ったシミュレーションでは1サイクルの所要時間が30s程度と大きいので、シミュレーションの所要時間をなるべく短くするにはできるだけ t を大きくする必要がある。つぎに、内部データ及び実測データを使ったシミュレーションの比較を、無風(通常)状態、二種類の定常風(風向が左からと前から)のある状態、及びタービュランスのある状態において実施した。LandSimの細部はブラックボックスとして扱っているため、計算機による通常の着陸シミュレーションを実行する内部データを使った結果は、実測データを取り入れたシミュレーション結果の基準となり、その違いを比較することが本システムの確認試験と位置付けている。

4. 試験結果

ベース圧チェックにおいて、 α が 0° で β を -10° から 40° まで 2° おきに取り、風速 U を30m/sにしたときの右及び左の底面静圧係数 C_{p1} 及び C_{p2} 、並びにステイン

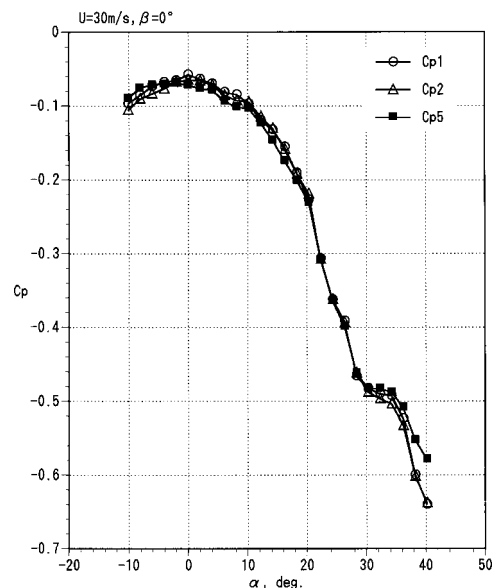


図6 模型底面静圧の圧力係数(右 C_{p1} 、左 C_{p2})とステイング上部で測定した底面の圧力係数(C_{p5})

グ上部で計った底面圧力係数 C_{p5} を、図6で示す。 C_{p1} 、 C_{p2} 、及び C_{p5} が示す値に大きな差はない。しかし、迎角 0° 付近の特性では C_{p5} が C_{p1} 、 C_{p2} に比べて負と正の迎角で非対称になっている。これは스팅の上部に管を沿わせているので、迎角に対して非対称性が発生していると思われる。この結果、ベース圧として C_{p1} と C_{p2} を使うのが妥当だと思われる。さらに $\alpha = 5^\circ$ を取ったときには、図7のように底面左右対称の位置にある C_{p1} と C_{p2} は違う値を示すので、平均値として $(C_{p1} + C_{p2})/2$ の計算値を使う。この平均 $(C_{p1} + C_{p2})/2$ を処理し、스팅部分のベース圧補正用の値としてLandSimに送る(ここでは表現しやすいようにベース圧を圧力係数で表している。しかし、

シミュレーション中は圧力の値で処理して送られる)。ベース圧測定用の静圧孔を模型底面に設置したのは、模型に固定することにより安定した値が得られるためである。

また、図7で $U = 30 \text{ m/s}$ の左図と $U = 40 \text{ m/s}$ の右図の比較から分かるように、風速の違いによるレイノルズ数からくるであろう底面剥離の影響が、迎角 5° 付近の特性に現れている。風速 30 m/s の空力平均翼弦長基準のレイノルズ数 Re は約 0.8×10^6 となり 40 m/s では約 1.1×10^6 である。

マッハ数 $M = 0.2$ における内部空力データと試験結果の縦3分力係数を比較したのが、図8である。 C_L 、 C_D お

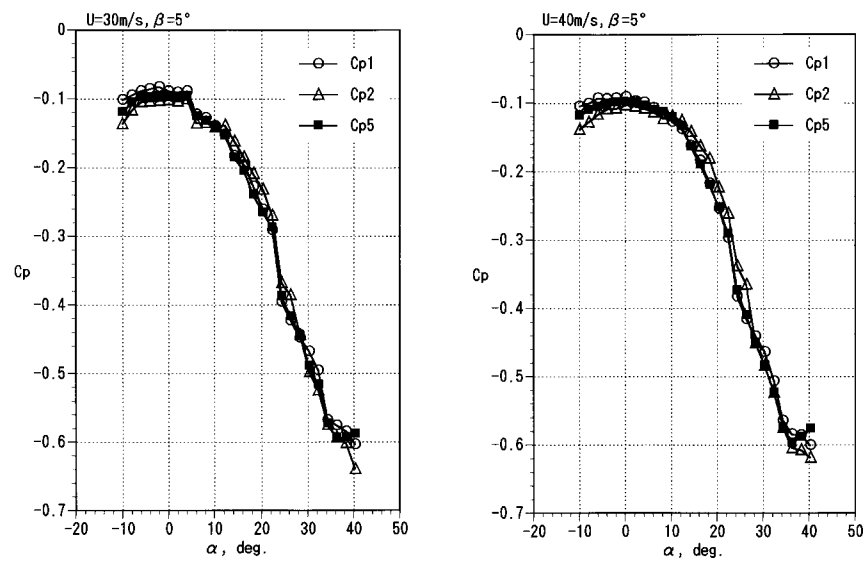


図7 底面圧力係数におよぼす風速(レイノルズ数)の影響

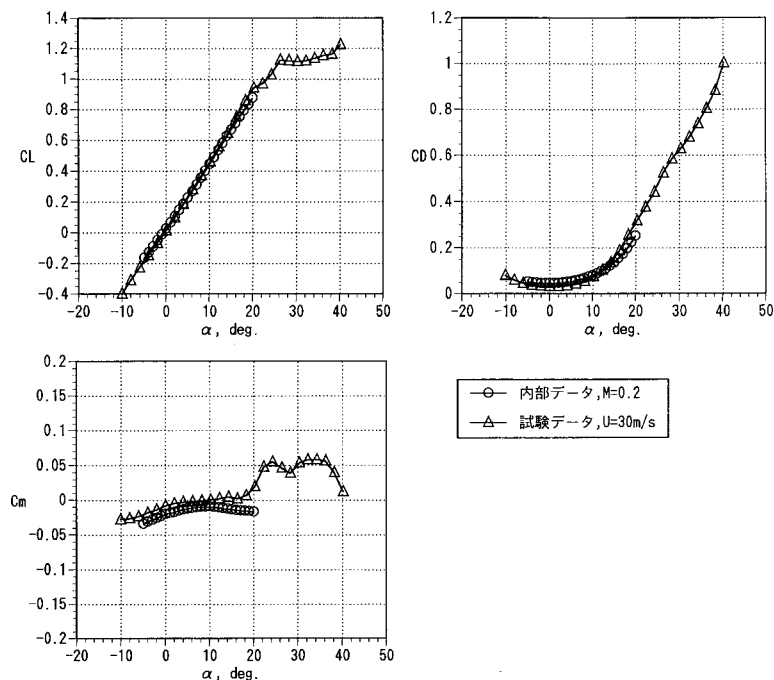


図8 基本形態における内部データと模型試験データの空力縦3分力特性比較

よび $C_{m\dot{\alpha}}$ 特性は α が約 14° を超えると値,特性共に違いが現れている。風速(レイノルズ数)の違いによる他に,模型自身の形状並びに模型の支持方法及び風洞壁干渉など,風洞試験による影響が特性の差として現れていると思われる。図9は取得した試験データの横3分力係数の特性である。 $\beta = 0^\circ$ で横3分力係数は0でなく幾らかバイアスが掛かっている。

実測空力係数を用いるシミュレーションでの所要時間を短くするため,シミュレーション計算が安定して実行できる最大の刻み時間を得る目的で計算する刻み時間 Δt を変えた。この時,刻み時間を順次増していった内部データによるシミュレーション結果が,図10-1から図10-4に示されている。 Δt を大きく取っていき, $\Delta t = 0.01s$ の図10-1を基準として,まず $\Delta t = 0.1s$ (図

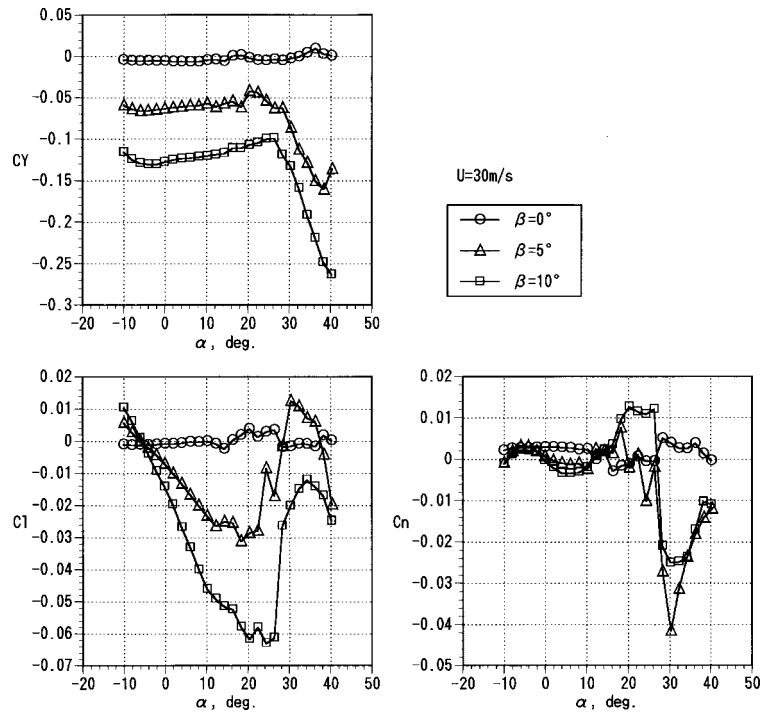


図9 模型試験データの空力横3分力特性

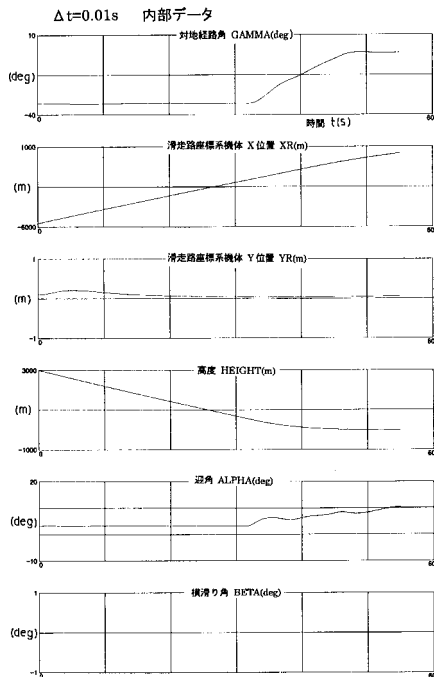


図10-1

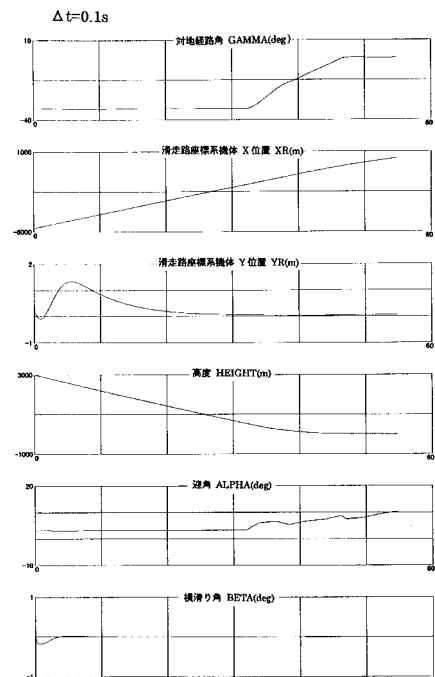


図10-2

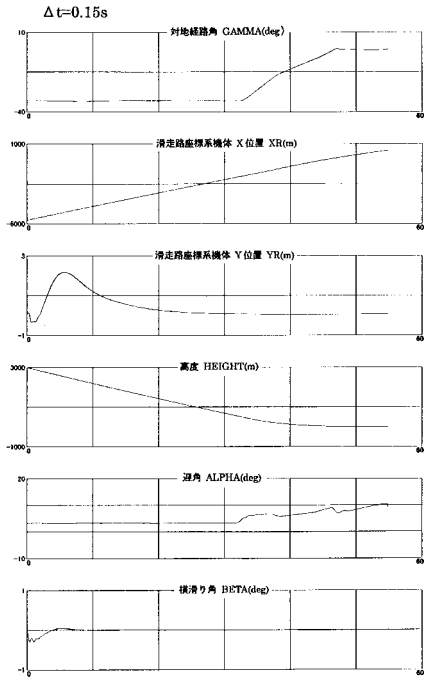


図 10 - 3

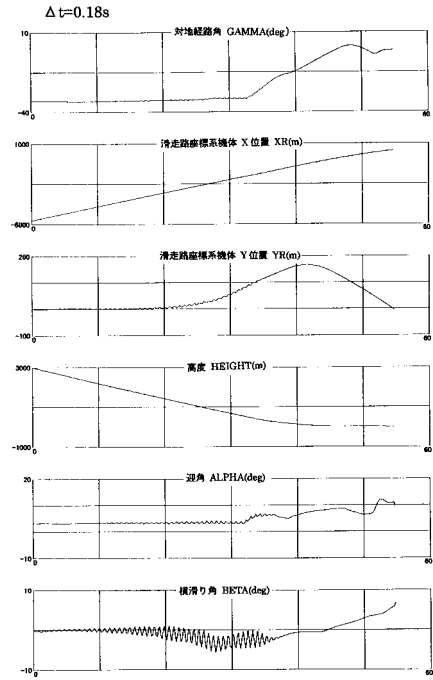
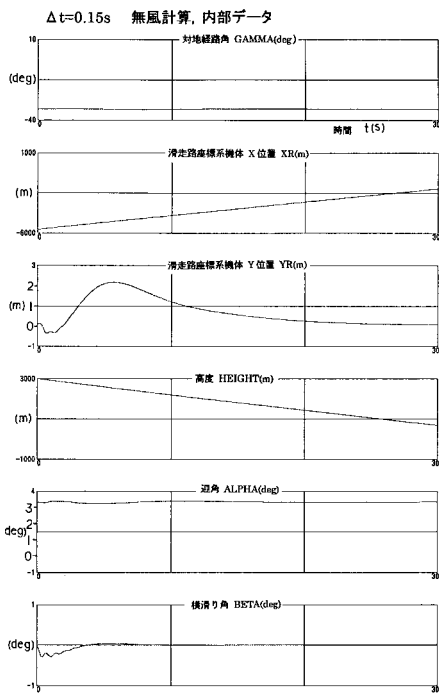


図 10 - 4

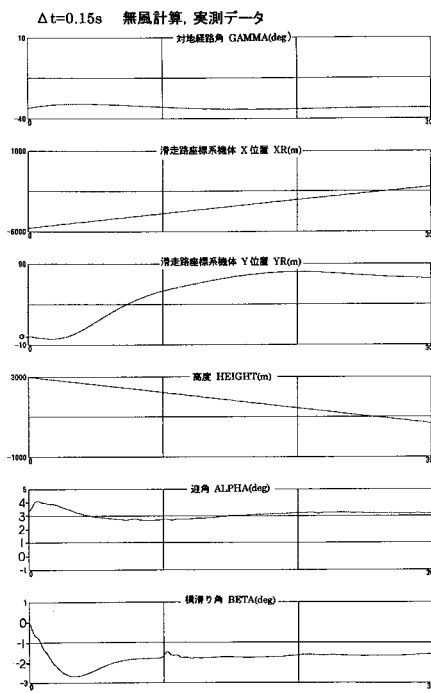
図 10 刻み時間 t を変えた時の内部データによるシミュレーション結果

10 - 2) に見られるように初期の に振動が現れる。ただし、初期振動以外は $t = 0.15 \text{ s}$ (図 10 - 3) まで安定している。しかし $t = 0.18 \text{ s}$ (図 10 - 4) では および の振動が発生し、不安定な履歴を示す。従って、初期振動の問題を棚上げした場合、使用できる最大の t は 0.15 s ということになる。また、通風にして実測の模型空力 6 分力係数をシミュレーションに取り入れるときは、

シミュレーションの 1 サイクルが約 30 s かかるので、 $t = 0.15 \text{ s}$ として着陸までの飛行時間 55 s では所要時間が $(55/0.15 \times 30) \text{ s}$ で、3 時間 4 分程度(実際の試験では 3 時間半程度)になる。そこで、シミュレーション飛行時間 t を 30 s で打ち切ることにして試験を実施した。これにより所要時間は $(30/0.15 \times 30) \text{ s}$ で、1 時間 40 分、実際は 2 時間程度になる。このように、長い時間の風洞運転とな



(a)



(b)

図 11 - 1

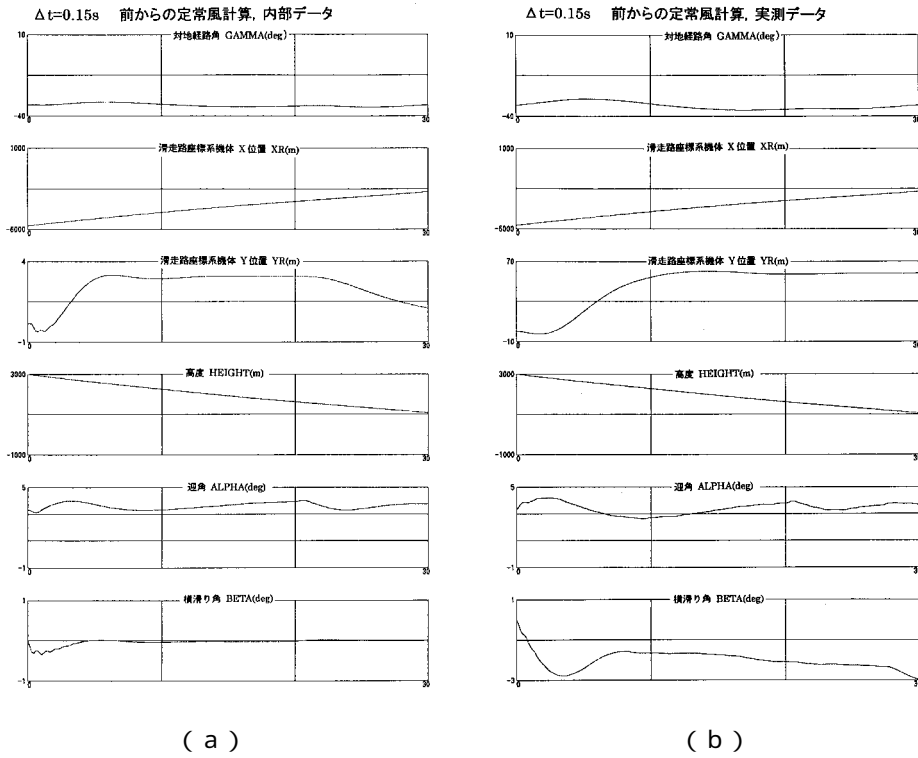


図 11 - 2

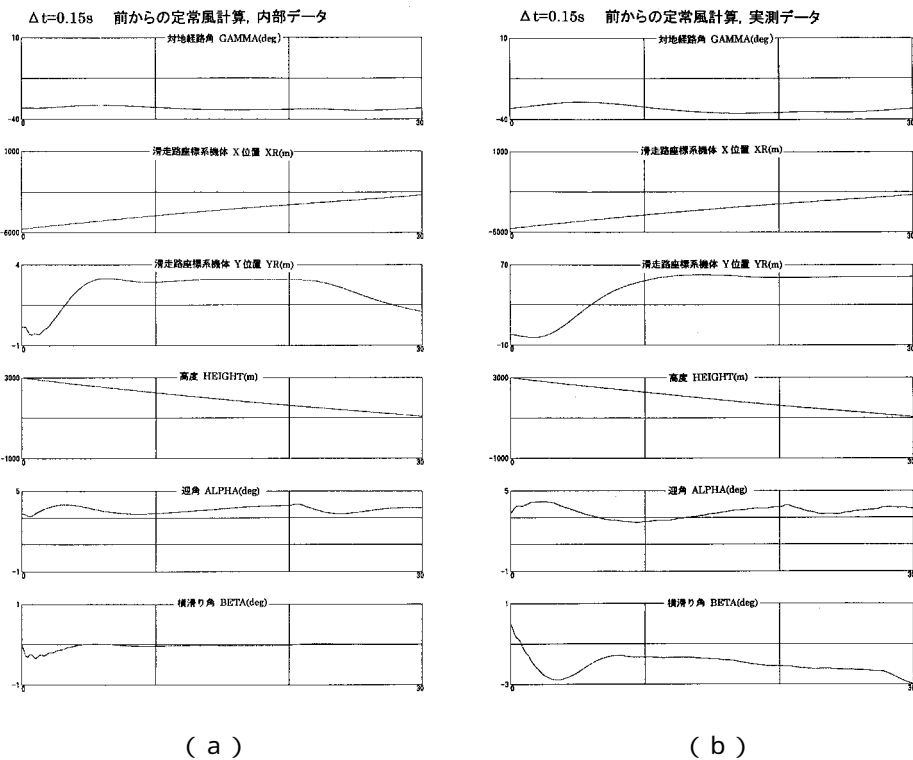


図 11 - 3

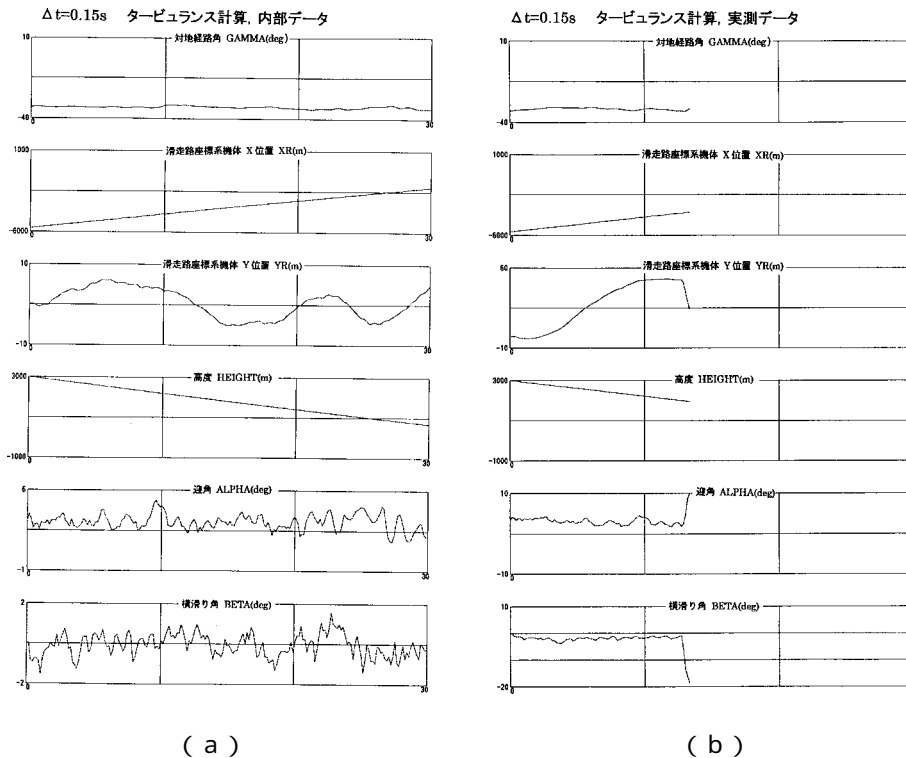


図 11 - 4
図 11 内部データと実測データを使ったシミュレーション結果の比較

るため、風速 U は 30 m/s として風洞への負担軽減をはかった。以上、整理すると以下の通り。

高度 $3,000 \text{ m}$ からの着陸

飛行時間 $t = 30 \text{ s}$

刻み時間 $t = 0.15 \text{ s}$

1 サイクルの所要時間 約 30 s - > シミュレーション予定所要時間 1 時間 40 分

図 11 - 1 から図 11 - 4 には、上記の条件による内部データと通風時の実測空力 6 分力係数を使ったシミュレーションの比較を示した。図中左側 (a) は内部データによるもので、右側 (b) は実測データによるものである。図 11 - 1 には無風 (通常) の計算状態、図 11 - 2 には左からの定常風及び図 11 - 3 には前からの定常風計算が組み込まれている状態、並びに図 11 - 4 にはタービュランス計算の組み込まれている状態について、それぞれシミュレーションを行った結果を示してある。グラフを見る場合、縦の尺度が表示の最大値により自動的に変化しているので注意を要する。横軸は飛行時間 $t(\text{s})$ である。

無風である通常の着陸飛行状態 (図 11 - 1) において、内部データと通風時の実測 6 分力係数を使った実測データのシミュレーション結果を比較してみると、初期の揺れが拡大されていて だけではなく も初期の揺れが顕著に現れている。その後、計算内時間で 20 s 過ぎればは内部データと同じ程度の約 3.3° に落ち着く。しかし、

は 10 s あたりで揺れが発生した後に約 -1.6° でほぼ一定になって 0° にはならない。また、実測データ使用時は機体が右 (滑走路座標系 Y 位置の正の方向) に流れる傾向が強い。全般的に実測データによる結果は内部データによる結果と比べると、迎角などの縦方向がおおよそ合っているものの、横滑り角や滑走路座標系 Y 位置の横方向が違ってきている。

左からの定常風計算が入る場合 (図 11 - 2) では、実測データの結果は無風時の横方向の違いをさらに助長させる傾向になって 機体は右側により大きく流れている。他方、縦方向の傾向は無風時と同じで内部データによる結果とおおよそ合っている。前からの定常風計算が入る場合には (図 11 - 3)、無風時と同様な比較結果となる。ただし実測データの結果の は発散傾向になっている。強さ (遭遇確率) が 0.1% に設定されたタービュランス計算が入る図 11 - 4 では、実測データを使った結果は、シミュレーションが対応できず途中で発散している。

5. まとめ

風洞内着陸模擬試用システムを構成し、その機能及び動作についての確認試験を実施した。これにより、かなり制限のあるシステムの中で、ロボット型支持装置に取り付けられた模型を操作し実測の模型空力データを取得して風洞内でシミュレーションを行うというシステムの動作が確認された。

当該システムでは、ロボット型支持装置使用上の安全面及び既存設備の風洞データ取得処理装置利用から、システム動作サイクル内にオペレータが介在し、システム全体の動作を確認している。それゆえ、シミュレーション・プログラムが作動するパーソナル・コンピュータの能力も関係して、着陸シミュレーション1サイクルの所要時間は約30sとなった。この所要時間を縮めるには、ロボットアームの安全対策を二重三重にするなどして、システム全体の操作を全自動にする。風洞データ取得処理を独自に行い、シミュレーション・プログラム及びコントロールを高速で実行するためにワークステーション・クラスのコンピュータの導入が考えられる。いずれにしても、構成要素間の整合性がとれたシステム全体の設計が必要とされる。さらに、実測の模型空力データをシミュレーションに取り込む時には、特に横方向の空力データを補正するなどの検討が必要である。

参考文献

- 1) 才上隆, 杉田親美, 馬場美行, 森重樹, 他: XF-2のCTS試験, 第35回飛行機シンポジウム講演集, pp.9-12, 1997年10月
- 2) 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, 航技研資料 TM-666, 1994年6月
- 3) 廣末健一, 北村清美, 村上義隆, 進藤重美: 航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験, 航技研報告 TR-335, 1973年9月
- 4) 川崎重工業: 風洞内着陸模擬試験システム用プログラム取扱説明書 プログラム検査報告書, 1997年3月
- 5) 有限会社 アイエス: 風洞内着陸模擬試験システムプログラム取扱説明書, 1997年3月

航空宇宙技術研究所資料 731号

平成10年7月発行

発行所 科学技術庁航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話(0422)47-5911 ㊦182-8522
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12

禁無断複写転載

本書(誌)からの複写,転載を希望される場合は,管理部 研究支援課係にご連絡ください。

Printed in Japan