

# 宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

---

## 超音速機空力設計データベース（NEXST-DB）の構築

郭 東潤, 徳川 直子, 吉田 憲司, 石川 敬掲,  
上田 良稲, 伊藤 健, 黒田 文武, 大平 啓介

2012年1月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

# 超音速機空力設計データベース (NEXST-DB) の構築\*

郭 東潤\*<sup>1</sup>, 徳川 直子\*<sup>1</sup>, 吉田 憲司\*<sup>1</sup>, 石川 敬掲\*<sup>2</sup>,  
上田 良稲\*<sup>3</sup>, 伊藤 健\*<sup>1</sup>, 黒田 文武\*<sup>4</sup>, 大平 啓介\*<sup>5</sup>

## Database for Aerodynamic Design of Supersonic Transport (NEXST-DB)\*

Dongyoun KWAK\*<sup>1</sup>, Naoko TOKUGAWA\*<sup>1</sup>, Kenji YOSHIDA\*<sup>1</sup>, Akihiro ISHIKAWA\*<sup>2</sup>,  
Yoshine UEDA\*<sup>3</sup>, Takeshi ITO\*<sup>1</sup>, Fumitake KURODA\*<sup>4</sup> and Keisuke OHIRA\*<sup>5</sup>

### ABSTRACT

A database for aerodynamic design of the supersonic transport (NEXST-DB) was constructed by JAXA. Many kind of aerodynamic data uploaded on the NEXST-DB were accumulated from the NEXST program. The uploaded data on the NEXST-DB consisted by aerodynamic results, airplane geometries, aerodynamic design tools and publications. A flight test, CFD analysis, wind tunnel test and the boundary layer transition analysis results obtained from the NEXST-1 project were mainly uploaded as the aerodynamic results. The aerodynamic design tools were developed on the project and used for designing of the NEXST-1 airplane. All of the aerodynamic data and tools uploaded on the NEXST-DB can freely be downloaded from the website. The detail information of the publications related to the NEXST program was also introduced.

**Key words:** Database, Supersonic Transport, Aerodynamics

### 概 要

次世代超音速旅客機の研究開発として進められた小型超音速実験機 (NEXST) プログラムにおいて蓄積された空力データを収録した超音速機空力設計データベース (NEXST-DB) を構築した。インターネット公開型のデータベースであり、Web 上で図示機能やテキストデータのダウンロード機能を充実させ、正確なデータが迅速に利用できるようにした。本 NEXST-DB には空力データ、機体形状データ、空力設計ツール、そして対外発表資料を掲載・公開している。空力データには、NEXST-1 の飛行実験や、CFD 解析、風洞試験、境界層遷移解析結果を掲載し、機体形状データは CAD 形式の形状ファイルが利用できるようにした。空力設計ツールは、NEXST-1 の空力設計に用いた抵抗低減設計ツールや CFD 逆問題設計ツールを掲載し、利用の多様化を図った。掲載内容や機能、利用方法の詳細についてまとめた。

---

\* 平成 23 年 11 月 10 日受付 (Received 10 November 2011)  
\* 1 航空プログラムグループ 超音速機チーム (Supersonic Transport Team, Aviation Program Group)  
\* 2 三向ソフトウェア開発株式会社 (Sankou Software Co., Ltd.)  
\* 3 東京ビジネスサービス (Tokyo Business Service Co., Ltd.)  
\* 4 シーディー・アダプコ・ジャパン (CD adapco Japan)  
\* 5 菱友システムズ (Ryoyu Systems Co., Ltd.)

## 1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（JAXA、旧 航空宇宙技術研究所）では次世代超音速旅客機の研究開発として小型超音速実験機（NEXST; National EXperimental Supersonic Transport）プログラム<sup>1),2)</sup>を進めてきた。このプログラムは、次世代超音速旅客機の開発の必要性が世界的に高まっていることから、日本の超音速機設計技術を向上させることを目指し、立ち上げられた。超音速巡航時の抗力低減設計技術に着目したNEXST-1プロジェクト<sup>3),4)</sup>、そして機体・推進系統合設計技術に着目したNEXST-2プロジェクト<sup>5),6)</sup>が進められた。NEXST-1プロジェクトでは自然層流翼設計コンセプトを含む4つの抵抗低減コンセプトとCFD逆問題設計手法を組み合わせたJAXA独自の空力設計手法を開発し<sup>7),8)</sup>、小型超音速実験機（NEXST-1）を設計した（図1）。2005年にはNEXST-1の飛行実験を行い<sup>9),10)</sup>、設計の妥当性を検証し、設計手法を確立させた。NEXST-2プロジェクトでは機体・推進系の多要素最適設計技術を確立させることができた。

このNEXSTプログラムでは、飛行実験結果を含め多様な空力データが蓄積された。特にNEXST-1プロジェクトでは、機体設計・検証・評価の各フェーズにおいて、設計用データ、飛行実験のための空力モデル用データ、設計検証用データなどが取得された。そこで、航空プログラムグループ、超音速機チームではこれらの空力データと設計ツールを収録したデータベース（小型超音速実験機プロジェクト空力設計技術データベース；NEXST-DB）を構築した<sup>11),12)</sup>。

このNEXST-DBは2008年7月に初公開して以来、2010年2月、2011年4月に設計ツールや空力データの追加、機能拡張を行ってきた。収録内容は、空力データの他に機体形状データや空力設計ツール、そして関連文献リストなどを掲載し、空力データの利用の他に解析や実験結果の検証、超音速機の空力設計にも利用できる。本稿は2011年

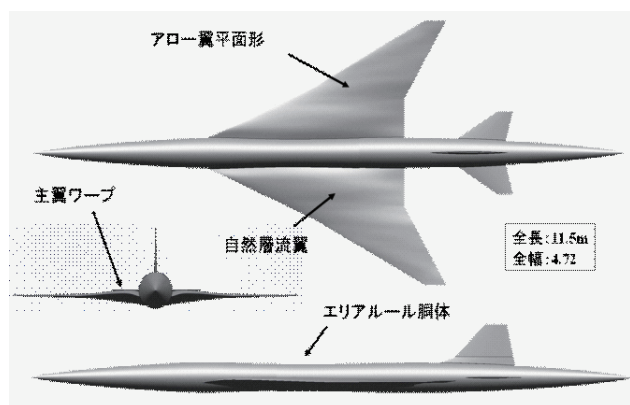


図1 小型超音速ロケット実験機（NEXST-1）

4月に更新し、公開しているバージョン11-04についてまとめる。なお、本稿の図はすべてNEXST-DBに掲載されているものである。

## 2. NEXST-DB 設計方針

NEXST-DBは、超音速航空機の空力技術分野の教育・研究・開発において幅広く活用されることを想定し、設計された。多くの利用者が掲載内容を容易に把握し、必要なデータが的確に取得・利用できるようインターネット公開型データベースを構築した。以下に設計方針を示す。

- ・データの正確性：掲載データの取得条件や解析条件を詳細に表示させ、データが的確に利用されることを心懸ける。データベースに表記されている記号・用語は詳細な定義、説明を掲載する。
- ・利用の多様性：空力データの他に、機体形状データや解析手法について掲載し、利用者の試験設備やCFD解析ソルバーの比較に利用できるようにする。また、空力設計ツールを掲載し機体形状の空力設計に利用できるようにする。既存のデータベースに比べ多様な利用を想定し設計する。
- ・利用の容易さ：必要なデータを迅速に取得できる構成を心懸ける。データベース上での作図機能を備えることにより必要なデータを的確に選別し取得できるようにする。また、樹形図形式のデータ構成にし、迅速なデータ検索ができるよう設計する。また、NEXST-DBに関連して外部発表を行った発表資料や論文をリストにまとめ、掲載データの学術的な内容が把握できるようにする。
- ・システムの拡張性：将来的にデータベースが拡張されることを想定し、拡張性のあるシステムの構築を目指す。

## 3. 掲載データ

図2にNEXST-DBのトップ画面（ログイン後）を示す。NEXST-DBには、空力データ、機体形状データ、空力設計ツール、そして対外発表資料が収録されている。先述のように本NEXST-DBに掲載されているデータはNEXSTプログラムにおいて取得されたデータである。NEXST-1プロジェクトでは飛行実験により空力設計技術の検証を行っている。そのため、掲載されているデータには、超音速空力設計技術の検証用データ、的確な飛行を遂行させるための空力モデル制作用データ、設計コンセプトを検証するための技術試験データ等がある。そのため、NEXST-DBに掲載されているデータは飛行実験と密接に関係していることから、本節では飛行実験の概略について述べる。

NEXST-1は超音速巡航時の抵抗低減を目標に設計され



図2 NEXST-DBのトップ画面(ログイン後)

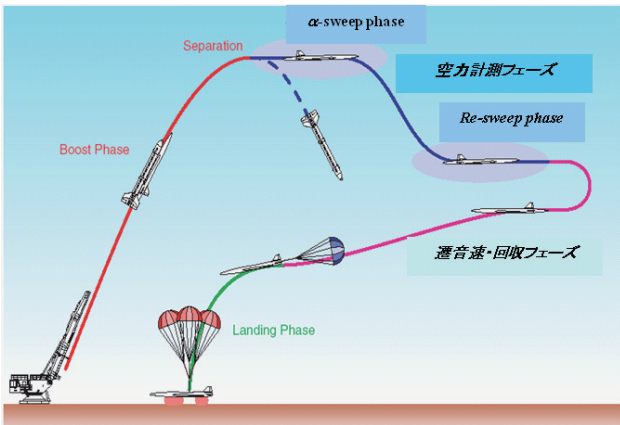


図3 NEXST-1 飛行実験概要

ており、設計点はマッハ数  $M = 2.0$ 、揚力係数  $C_L = 0.1$  である。そのため、飛行実験ではこの設計点を含む条件で空力データ取得を目的に計画された。図3に飛行パターンの概略図を示す<sup>10)</sup>。NEXST-1は無推力である。そのためロケットに取り付けられ、打ち上げられる(打上形態)。上空でロケットから分離(分離形態)される。その後、滑空飛行しながら、空力計測フェーズ、遷音速・回収フェーズを経て、地上へ着地する(単体形態)。空力計測フェーズは、 $M = 2.0$ で高度を一定に保ちながら(レイノルズ数固定)6段階の迎角にスイープする $\alpha$ -sweepフェーズ(第4番目の迎角が設計点)と、今度は設計点と同じ $M$ 数、迎角でレイノルズ数を変化させる(高度を変化)レイノルズ数スイープ( $Re$ -sweep)フェーズで構成される。遷音速・回収フェーズは、空力計測フェーズ後、回収のため高度と飛行速度を減らしていく飛行フェーズであり、各マッハ数で1つの条件(レイノルズ数、迎角)のみのデータが取得される。図4と表1に空力計測フェーズと遷音速・回収フェーズでの飛行条件と評価点を示す。本NEXST-DBに掲載されている空力データは空力計測フェーズの飛行条件での結果が掲載されている<sup>13)</sup>。また、空力計測フェーズの飛行条件を確実に満たすためには、全飛行領域において正確な飛行が要求される。そのため、打上形態や、ロケットからの分離を模擬した分離試験、さらに、遷音速、低速領域の空力特性を取得し、掲載した。

数値解析(CFD)と風洞試験のデータにはNEXST-2プロジェクトにおいて蓄積された空力データを掲載した。また、NEXST-1の低抵抗設計効果を比較評価するためにコン

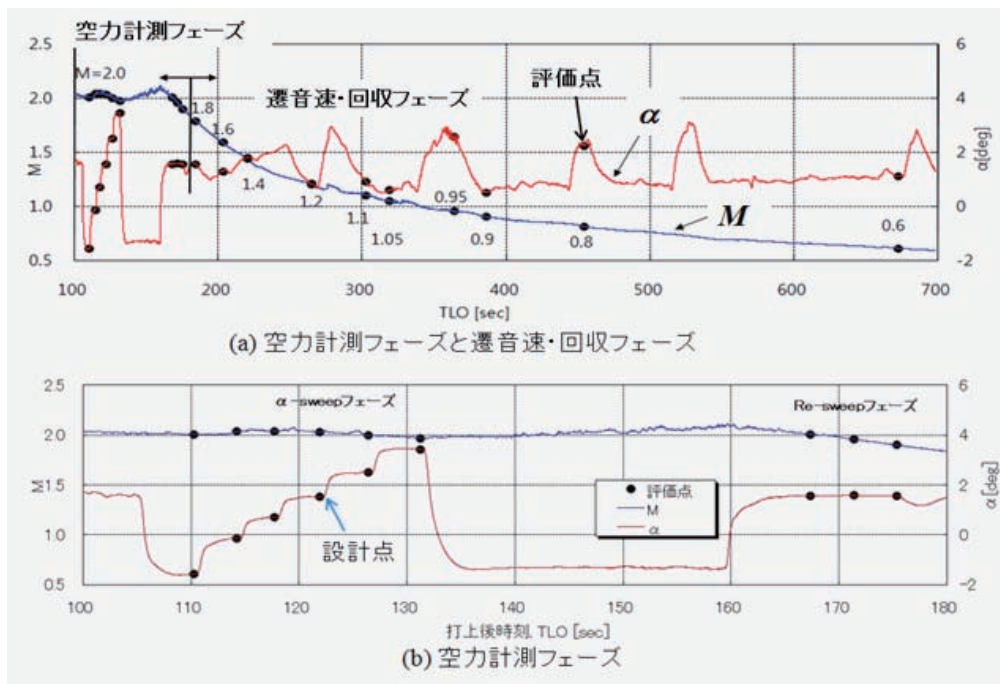


図4 飛行実験における空力データ評価ポイント

表1 NEXST-1 飛行実験データ評価点での飛行条件一覧

phase		step No./ target $M_\infty$	$T_{LO}$ [sec]	$M_\infty$	$\alpha$ [deg]	Q [kPa]	H [km]	$Re[\times 10^6]$ based on MAC
Aero. Measure. Phase (design points)	$\alpha$ -sweep phase	$\alpha_1$	110.22	2.00	-1.57	18.19	18.94	12.72
		$\alpha_2$	114.22	2.04	-0.14	18.85	18.91	13.37
		$\alpha_3$	117.72	2.04	0.71	20.18	18.51	14.25
		$\alpha_4$	121.92	2.03	1.53	21.30	18.10	14.93
		$\alpha_5$	126.43	2.00	2.51	22.08	17.68	15.54
		$\alpha_6$	131.25	1.97	3.44	22.15	17.47	15.84
	Re-sweep phase	Re_1	167.35	2.01	1.56	52.59	12.24	34.25
		Re_5	171.35	1.96	1.58	54.44	11.69	35.15
		Re_9	175.33	1.90	1.56	53.18	11.45	34.70
	transonic, recovery phase		1.8	184.10	1.79	1.56	45.57	11.68
		1.6	203.20	1.59	1.29	31.07	12.58	25.31
		1.4	220.18	1.44	1.80	24.20	12.91	21.94
		1.2	264.28	1.21	0.81	19.08	12.21	20.33
		1.1	302.36	1.10	0.90	19.31	10.98	21.58
		1.05	318.34	1.05	0.58	18.78	10.53	21.70
		0.95	363.48	0.95	2.55	19.75	8.90	24.11
		0.9	386.21	0.90	0.51	18.99	8.42	24.11
		0.8	454.01	0.81	2.24	19.40	6.78	26.20
		0.6	672.00	0.61	1.10	19.65	2.44	30.39

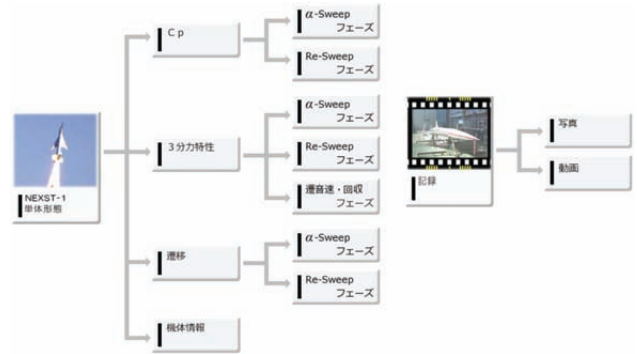


図5 NEXST-1 飛行実験空力データの樹形図

コールド模擬形状で風洞試験とCFD解析を行い、その結果も掲載している。コンコルドの詳細形状は未だ正式に公開されていないことから、文献などをベースに模擬形状を作成した。そのため、NEXST-DB内のコンコルド模擬形状はコンコルド形状と厳密には異なることを明記する<sup>14), 15)</sup>。

空力設計ツールはNEXST-1の設計に用いたものである。先述のようにNEXST-1では超音速巡航飛行時の抵抗低減を目標に設計された形状である。そのため、空力設計には超音速飛行時の抵抗を低減させる4つのコンセプトを用いている。これらの抵抗低減設計手法をツール化し掲載することにより、利用者は低抵抗超音速航空機形状の設計に利用することができる。

### 3.1 空力データ

空力データは、飛行実験、CFD、風洞試験、そして境界層遷移予測の4種類のデータで構成される。NEXST-1プロジェクトにおいて蓄積されたデータを主体的に収録し、機体・推進系を統合したNEXST-2、そしてNEXST-1空力設計の比較・検証に用いたコンコルド模擬形状の風洞試験・CFD解析データを掲載した。ここで掲載されている空力データは、それぞれの目的により解析条件（解析方法や解析形状）や計測条件が異なる場合がある。利用の際にはNEXST-DB内に明記されている試験・解析条件を確認することを推奨する。

#### (1) 飛行実験

図5に飛行実験データの画面を示す。飛行実験データは2005年10月に豪州において実施されたNEXST-1の飛行実験結果である。表面静圧分布、空気力、境界層遷移位置の3種類の空力データを取得した<sup>16)</sup>。

飛行実験結果の解析には迎角( $\alpha$ )、マッハ数(M)などの飛行状態を正確に計測することが重要である。NEXST-1の飛行実験では四角錐型5孔ピートプローブにより計測した。風洞試験から事前に作成した5孔プローブ圧と気流条件や姿勢角を関連づけたテーブルにより機体の姿勢角や

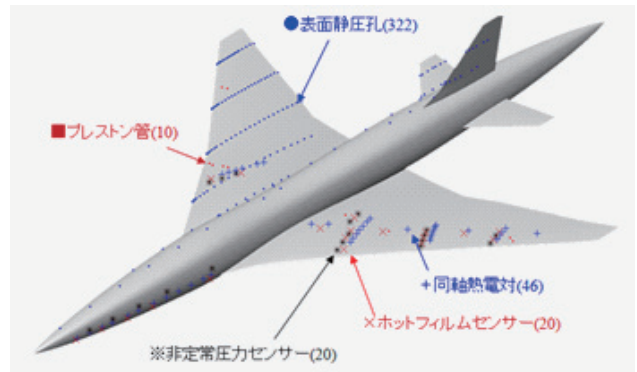


図6 NEXST-1 飛行実験の空力計測センサー位置

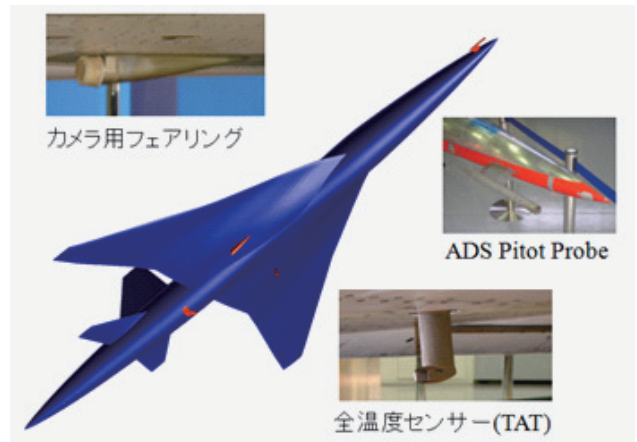


図7 ADS プローブ, TAT センサー, カメラなどの付加物

飛行条件を算出している。空力計測フェーズでは $M = 2.0$ 付近のテーブルを別途作成し精度向上を図った<sup>17), 18)</sup>。

表面圧力係数( $C_p$ )分布は機体主翼・胴体に設けた332点の表面静圧孔より計測した(図6)。計測システム上、配管の応答遅れを考慮し、計測される圧力が静定されている空力計測フェーズのデータのみを掲載した<sup>19), 20)</sup>。遷音速・回収フェーズでは機体や飛行状態は静定されていないことから表面静圧分布は評価していない。また、表面静圧分布にはADSプローブや内挿型カメラにより局所的に強く影響を受ける箇所がある(図7)。ここではこれらの影響を除去した結果を掲載した。空気力は縦方向3分力を掲載

した。機体内に搭載した IMU (Inertial Measurement Unit) より計測した。空力計測フェーズに加え、遷音速・回収フェーズのデータも掲載した<sup>21)</sup>。空気力のデータは舵面操舵による影響を補正したものである。

飛行実験では自然層流翼設計の有効性を検証するため 4 種類の異なるセンサー (HF: ホットフィルム, DP: 非定常圧力センサー, TC: 同軸熱電対, Pr: プレストン管) を用いて境界層遷移計測を行った<sup>22-26)</sup> (図 6)。4 つのセンサーの整合性は風洞試験により確認されている。それぞれのデータは詳細に解析され、遷移の過程を段階別に区分した。その結果から空力計測フェーズの各ステップにおいて、乱流と非乱流 (層流, 遷移) 状態に区分し<sup>27)</sup>、主翼上面の遷移マップを作成・収録した。また、空力計測フェーズにおける 3 種類の境界層遷移センサー (HF, DP, Pr) の時系列データを掲載した。

その他、飛行実験を行った NEXST-1 の機体情報、機体や各種確認試験の写真、飛行実験や機体開発の様子が把握できる動画も公開している (図 5 参照)。また、飛行実験では空気力による機体のたわみや振動特性を把握するための歪ゲージや加速度センサーが搭載されている。これらのデータは機体の弾性変形量を把握し、CFD 解析の機体形状の情報として利用されている。飛行実験における空力計測システムの詳細は文献 19, 22, 23, 26 に詳しい。

## (2) CFD

CFD 解析データは主に JAXA の UPACS (Unified Platform for Aerospace Computation Simulation) ソルバーを用いた解析結果を掲載した。飛行実験では付加物 (図 7 参照) による空力的な影響はあるが、これらの付加物の空力的な効果は、複雑形状での利用が効率的である TAS (Tohoku University Aerospace Simulation) ソルバーを用いて算出した。

NEXST-1 の解析は実験機の単体形状、操舵面を操舵した形状、付加物あり、そして NEXST-1 の機首のみの解析結果を掲載した。解析条件としては飛行実験と同一条件と、風洞試験条件に合わせた 2 種類の解析を実施した。機体の開発時には風洞試験と CFD を比較検証しながら設計を進め、そして飛行実験と風洞試験ではレイノルズ数が異なることから、CFD を介して間接的な比較・検証を行った<sup>14), 28), 29)</sup>。

飛行中、NEXST-1 の機体は空気力により変形する。図 8 に空力弾性変形解析の代表的な結果を示す (変形量はスケールを拡大して表示している)。飛行中は空気力により主翼と前胴部、後胴部が変形していることがわかる<sup>30), 31)</sup>。地上においてある場合でも常に自重によりたわむ。このため、機体製作時には機体のたわみを考慮し、飛行中の設計点 ( $M = 2.0$ ,  $C_L = 0.1$ ,  $H = 18$  km) において設計形状 (AS: Aerodynamic Shape) になるように製作した (PS:

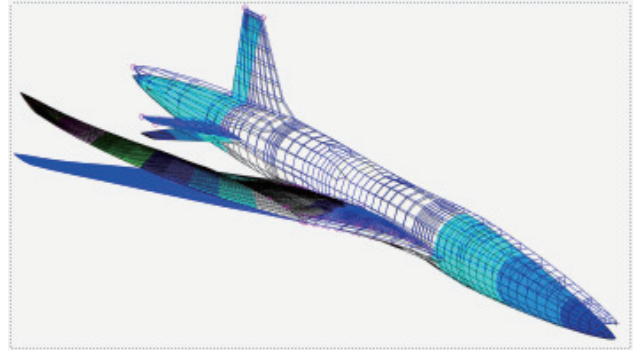


図 8 静的空力弾性変形解析例

Production Shape)。しかしながら、設計点以外の計測点 (例えば、 $\alpha$ -sweep の 4 番目以外) では空気力の差により設計形状にはならないこと、設計点においても設計時と飛行実験では飛行条件がわずかに異なる点から、空力計測フェーズのすべての評価点において静的空力弾性変形形状 (ES: Elastic Shape) を求め、CFD 解析を実施した。ES 形状は飛行実験時に計測した歪ゲージの結果等の比較・検証された。

さらに、NEXST-1 は自然層流翼設計がなされた形態であることから、設計点では主翼上面の広い領域において層流領域が存在する。CFD 解析では摩擦抵抗の推算精度を向上させるため、遷移位置を考慮した解析を行った。飛行実験結果から境界層遷移位置を算出し、その境界より上流側は層流、下流側は乱流解析を行い、境界層遷移による摩擦抵抗の影響を考慮した<sup>14)</sup>。

## (3) 風洞試験

NEXST-1 の風洞試験結果は打上形態、分離形態、単体形態において実施された。図 9 にそれぞれの形態での代表的な風洞試験模型を示す。ここで、分離形態とは、NEXST-1 からロケットが分離される過程を模擬した試験形態であり、NEXST-1 とロケット間の距離を連続的に変更させながら空気力特性を計測した。また、風洞試験では同一の模型形態でも計測システムの構成から空気力計測用と表面静圧計測用の模型があり、NEXST-DB の力模型では空気力を、圧力模型では  $C_p$  分布を計測した。風洞試験模型では静的空力弾性変形は小さいため、風洞試験結果はすべてが AS と仮定している<sup>3), 14), 32)</sup>。

それぞれの形態では、飛行速度によって異なる風洞で試験を行っている。主に JAXA の  $2\text{ m} \times 2\text{ m}$  遷音速風洞 (TWT1) と  $1\text{ m} \times 1\text{ m}$  超音速風洞 (SWT1) にて実施した。両風洞では、空気力模型、圧力模型とも同一の模型を使用して実施した。風洞試験結果では風洞試験模型形状や詳細な試験条件 (強制的に乱流化させるためのラフネスの仕様、付加物の状態など) が詳細に明記されている。風洞試験結果はそれぞれの模型形態において舵面操舵なしの基

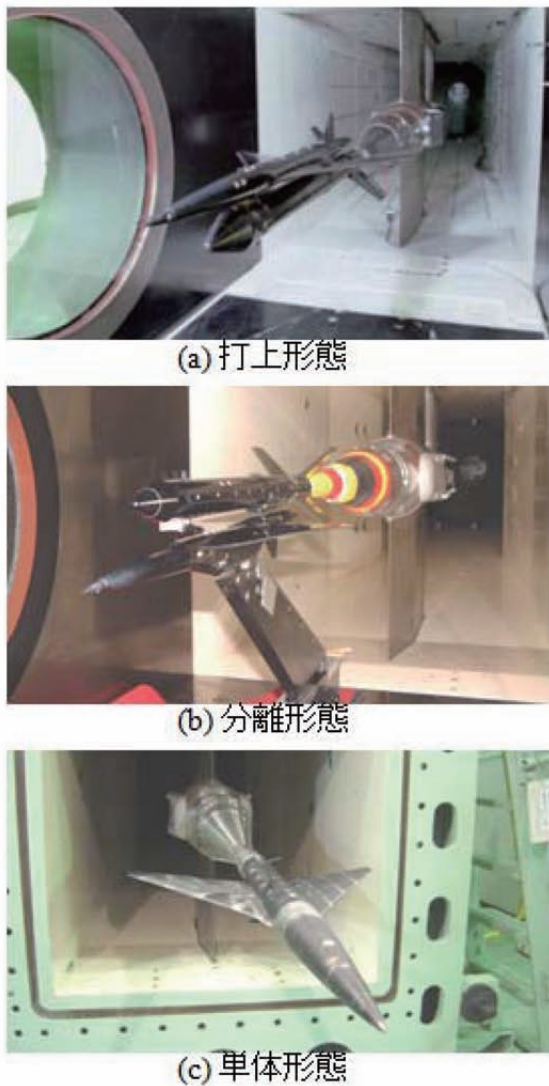


図9 NEXST-1 風洞試験模型形態

本形状でのデータ、舵効き特性データ、横滑り特性などのデータを掲載した。これらのデータは長期にわたり複数回の風洞試験により計測された結果であるため、その間、風洞設備の改修、模型の経年変化などによる誤差が含まれることになる。そのため、風洞試験結果は“基本”データとして掲載されているものをベースとし、“舵効き”や“付加物”の影響はそれぞれの試験結果での差分量で評価することを推奨する。

#### (4) 境界層遷移解析

境界層遷移解析データは飛行実験の空力計測フェーズでの計測条件に対応する。図10に遷移予測の樹形図を示す。遷移解析結果はJAXAが改良を加えた $e^N$ 法による解析結果であり、解析ツールはNEXST-DBの設計ツールに掲載されている<sup>33-36)</sup>。遷移予測にはNEXST-1の主翼と機首形状における解析結果を掲載しており、主翼の解析手法には“NS”と“Main”がある。“NS”は境界層遷移解析に用

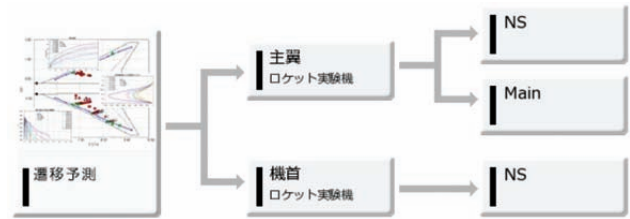


図10 NEXST-1 遷移予測データの樹形図

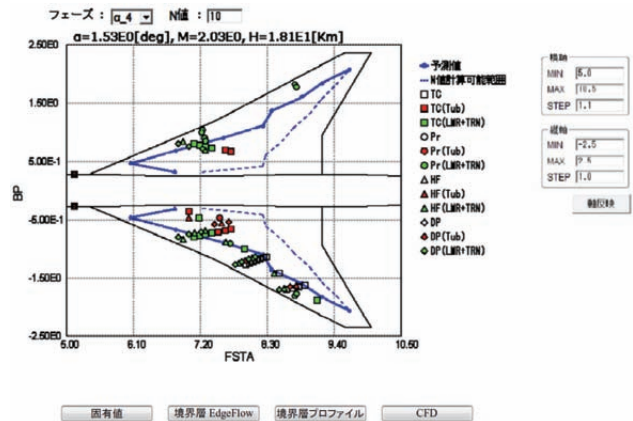


図11 NEXST-1 遷移予測結果例 (N 値分布図および遷移マップ)

いる境界層プロファイルをナビエーストクスのCFD解析から求めている場合であり、“Main”は境界層プロファイルを市販のMainコードを用いて算出した場合の結果である。また、遷移解析には上記の境界層プロファイルの他に、静圧分布が必要になるが、本解析ではCFD解析の結果により求めた。

それぞれの飛行実験のケースにおいて解析した遷移マップを掲載した。図11には代表的に設計点（空力計測フェーズ $\alpha$ -sweep4番目）での主翼上面の遷移位置を予測した遷移マップを示す。図下方には遷移解析結果の詳細情報として“固有値”、“境界層 Edge Flow”、“境界層プロファイル”の解析結果を画像データとして掲載した。なお、解析に用いたCFD結果も関連づけてある。

### 3.2 機体・形状データ

NEXST-DBには、本データベースに公開されている空力データを取得したNEXST-1機体や風洞試験模型の形状データを電子ファイル形式で掲載している。利用者は掲載されているデータと同一機体形状の解析ができ、風洞試験模型を製作、試験することが可能である。このことはNEXST-1, 2を参考形状とし、各自の解析ツール、実験設備の比較・検証を行うことができるため、標準形状として利用することも可能である。

図12にNEXST-DBの機体・模型形状の画面を示す。公開された機体の形状はNEXST-1, NEXST-2そしてコン

コルド模擬形状である。一部の形状を除いてそれぞれの形状では市販のCADソフトであるCATIA形式 (CATIA V4, V5), より一般性のあるIGES形式のデータを掲載した。NEXST-1形状では、先述したように空力形状 (AS) と空弾形状 (ES) を掲載し、ESは空力計測フェーズに対応する9つ (6つ:  $\alpha$ -sweep, 3つ: Re-sweep) の形状をPLOT3D形式で掲載した<sup>31)</sup>。NEXST-1形状では水平尾翼

を操舵した機体形状や、付加物など飛行実験時の形状を厳密に再現した付加物付形状をASベースに作成し、掲載した。ASの8.5%縮尺形状が風洞試験模型形状である。

### 3.3 空力設計ツール

NEXST-DBにはNEXST-1の空力設計に用いた4つの抵抗低減コンセプト含む空力設計ツールを掲載した。図13に空力設計ツールの画面を示す。超音速線形理論に基づくツールと自然層流翼設計に用いた境界層遷移解析ツール、CFD逆問題設計ツールである。それぞれの設計ツールは実行ファイル、利用マニュアル、サンプルデータが一式となっている。また、NEXST-1の設計プロセスとその際にどのように設計ツールを利用したかを解説した設計ツール全般のマニュアルを用意した。

#### (1) 線形理論によるツール

超音速機の外形形状を、線形理論を用いて設計するためのツールで、以下の3つの設計ツールから構成される。

- ・PLANF: 翼の平面形を策定するツールであり、揚力依存抵抗低減に効果的なツールである<sup>37), 38)</sup>。
- ・WARP: ワープ翼理論<sup>39), 40)</sup>に基づき翼のねじり角分布を設計するツールである。揚力依存抗力の低減に適した翼面上荷重分布を実現させるため、キャンバーとねじり分布を効率的に組み合わせた設計ツールで

【NEXST-1 形状】			
形状	備考	ダウンロード	
<a href="#">8.5%縮尺</a>	ASの8.5%スケール	<a href="#">CATIA V4</a>	<a href="#">CATIA V5</a> <a href="#">IGES</a>
<a href="#">AS</a>	空力形状	<a href="#">CATIA V4</a>	<a href="#">CATIA V5</a> <a href="#">IGES</a>
<a href="#">ES</a>	静的空弾形状		
<a href="#">水平+10</a>	ASの水平尾翼舵角10°	<a href="#">CATIA V4</a>	<a href="#">CATIA V5</a> <a href="#">IGES</a>
<a href="#">水平+20</a>	ASの水平尾翼舵角20°	<a href="#">CATIA V4</a>	<a href="#">CATIA V5</a> <a href="#">IGES</a>
<a href="#">水平-10</a>	ASの水平尾翼舵角-10°	<a href="#">CATIA V4</a>	<a href="#">CATIA V5</a> <a href="#">IGES</a>
<a href="#">AS_付加物あり</a>	空力形状(付加物あり)	<a href="#">CATIA V4</a>	<a href="#">CATIA V5</a> <a href="#">IGES</a>

【NEXST-2 形状】			
形状	備考	ダウンロード	
<a href="#">NEXST-2</a>	ジェット実験機形状	<a href="#">CATIA V4</a>	<a href="#">CATIA V5</a> <a href="#">IGES</a>

【コンコルド 模擬形状】			
形状	備考	ダウンロード	
<a href="#">ナセルあり</a>	コンコルド模擬形状(ナセル付)	<a href="#">CATIA V4</a>	<a href="#">CATIA V5</a> <a href="#">IGES</a>
<a href="#">ナセルなし</a>	コンコルド模擬形状(ナセルなし), SA用	<a href="#">CATIA V4</a>	<a href="#">CATIA V5</a> <a href="#">IGES</a>
<a href="#">スティング付</a>	コンコルド模擬形状(スティング付)	<a href="#">CATIA V4</a>	<a href="#">CATIA V5</a> <a href="#">IGES</a>

図12 機体・模型形状のトップ画面

設計ツールとは、超音速機の設計を行うためのツールです。概要については[こちら](#)をご覧ください。  
線形理論ツールではオンラインで設計ツールをご利用いただけます。設計ツールをご利用いただくには、初めに申請が必要になります。

[ツール利用申請はこちら](#)

---

<< 線形理論設計ツール SLT >>

ID	ツール名	概要	実行	ダウンロード		
1	平面形策定 PLANF	翼の平面形の設計を行う。	<a href="#">実行</a>	<a href="#">マニュアル</a>	<a href="#">サンプルデータ</a>	<a href="#">実行ファイル</a>
2	ワープ設計 WARP	ワープ理論に基づき、翼設計を行う。	<a href="#">実行</a>	<a href="#">マニュアル</a>	<a href="#">サンプルデータ</a>	<a href="#">実行ファイル</a>
3	エアリアルール設計 AR	エアリアルールに基づき、主翼・垂直尾翼・水平尾翼・胴体・ナセルの形状から胴体形状の設計を行う。	<a href="#">実行</a>	<a href="#">マニュアル</a>	<a href="#">サンプルデータ</a>	<a href="#">実行ファイル</a>

<< CFD逆問題設計ツール >>

ID	ツール名	概要	ダウンロード		
4	目標圧力分布修正 ModTagCp	自然層流翼を達成する目標圧力分布の修正	<a href="#">マニュアル</a>	<a href="#">サンプルデータ</a>	<a href="#">実行ファイル</a>
5	逆問題設計準備 PreWINV	逆問題設計SuperWINVの入力ファイル作成	<a href="#">マニュアル</a>	<a href="#">サンプルデータ</a>	<a href="#">実行ファイル</a>
6	超音速翼逆問題設計 SuperWINV	超音速自然層流翼の逆問題設計	<a href="#">マニュアル</a>	<a href="#">サンプルデータ</a>	<a href="#">実行ファイル</a>
7	形状スムージング AutoCOMPAW	翼型形状のスムージング(関数化)	<a href="#">マニュアル</a>	<a href="#">サンプルデータ</a>	<a href="#">実行ファイル</a>
8	表面格子作成 SmoothCOMPAW	翼表面格子作成支援ツール	<a href="#">マニュアル</a>	<a href="#">サンプルデータ</a>	<a href="#">実行ファイル</a>

<< 遷移解析ツール >>

ID	ツール名	概要	ダウンロード		
9	遷移解析システム	境界層遷移特性の推算	<a href="#">マニュアル</a>	<a href="#">サンプルデータ</a>	<a href="#">実行ファイル</a>

※ 設計ツールの向上のため、本設計ツールを用いた結果を学会発表などで外部に公開する際は、必ず[問い合わせフォーム](#)からご一報ください。  
※ マニュアル等が正常にダウンロードできない場合、右クリックで「対象をファイルに保存」で名前を指定してダウンロードしてください。

図13 空力設計ツールのトップ画面



ある。

- ・AR：エアリアルール理論<sup>3)</sup>に基づき、主翼、尾翼、エンジンナセルの形状から胴体形状を設計するツールであり、機体の機軸方向の断面積分布を体積依存造波抵抗が小さくなるように分布させる手法であり、胴体形状の調整で実現させている。

以上の3つの設計ツールにより、主翼の平面形、翼幅方向の荷重分布、胴体や尾翼の形状が決定される。

## (2) CFD 逆問題設計ツール

逆問題設計ツール<sup>6), 41), 42)</sup>は与えられた $C_p$ 分布から翼断面形状を算出する逆問題を適用した手法である。具体的には初期形状をCFD解析し、求められた $C_p$ 分布を理想的な $C_p$ 分布と比較し、形状修正量を算出し、修正するプロセスを繰り返す。このことにより理想的に $C_p$ 分布を実現する翼形状を導き出す手法であり、以下の5つのプロセスで構成される。

- ・目標圧力分布修正 (ModTagCp)：上記の(1)と後述の(3)より求めた目標 $C_p$ 分布を結合し、CFDデータなどを用いてよどみ点での $C_p$ 値を調整する。
- ・逆問題設計準備 (PreWINV)：逆問題設計用の入力データを作成するツール。
- ・超音速翼逆問題設計 (SuperWINV)：逆問題による翼設計ツール。
- ・形状スムージング (AutoCOMPAW)：等角写像変換を用いて、修正された翼型をスムージングするツール。
- ・表面格子作成 (SmoothCOMPAW)：修正された翼形状に対してCFD解析用の表面格子を作成するツール。

上記の(1)、後述の(3)により求められた翼の目標 $C_p$ 分布からCFD逆問題設計ツールを利用することにより自然層流翼設計を行うことができる。

## (3) 境界層遷移解析システム

上記の(1)に引き続き4つ目の抵抗低減設計コンセプトは摩擦抵抗低減である。超音速飛行時には摩擦抵抗の占める割合が大きくなるため、NEXST-1では乱流への境界層遷移を抑制する自然層流翼設計を行った<sup>33), 43)</sup>。そのためには遷移を抑制する $C_p$ 分布を見出すことが必要であり、 $e^N$ 法を用いた境界層遷移解析システムを構築した。この解析システムはGUI化され1つの実行ファイルとして掲載されているが、以下のような4つのプロセスから構成される。

- ・境界層外縁速度の計算：与えられた $C_p$ 分布から境界層外縁速度を算出するツール。
- ・層流境界層解析：外縁速度分布より層流境界層を解析ツール。
- ・遷移特性解析：遷移特性(固有値)を解析するツール。

- ・擾乱増幅積分：擾乱増幅(固有値)を積分し $e^N$ 法により $N$ 値分布を算出するツール。

以上の4つの解析プロセスにより、自然層流翼設計を実現させるための主翼上面の目標 $C_p$ 分布が求められ、上記の(1)から得られた翼幅方向の荷重分布と組み合わせると、各翼断面(翼幅方向)での上下面の $C_p$ 分布が決定される。この結果を上記の(2)に適用することにより翼形状が決定される。

## 3.4 対外発表資料等

NEXST-DBにはこれまでNEXSTプロジェクトに関連して学会等で発表・公表した論文などをリストにして掲載した。公表されているデータやツールの取得方法、目的の詳細が把握できる他、学術的な評価、利用について理解を深めることができる。掲載には論文発表(Journal)や口頭発表(Proceeding)、JAXA報告書などに区分し、詳細な文献情報を掲載した。JAXA報告書や学会から転載許可が得られた一部の文献は電子ファイルを掲載し、ダウンロードできるようにした。その他、NEXST-DB内で用いた記号、用語はその説明や定義をまとめて掲載し、利用者が的確に理解し、利用するよう心懸けた。

## 4. 機能

この章ではNEXST-DBの機能についてそれぞれの分類において代表的なデータを用いて説明する。

### 4.1 掲載内容の構成

先述のようにNEXST-DBには、4種類の空力データと機体形状データ、空力設計ツールそして対外発表資料により構成されている。空力データは樹形図形式に構成されており、データの種類の、計測されて機体形状、気流条件などにより分類している。樹形図の画面からより深い階層に進み、データ一覧表より必要なデータが選択できる。

### 4.2 機能

#### (1) 空力データ

空力データはweb画面上で図示され、テキスト形式の数値データがダウンロードできるようになっている。ここでは代表的に風洞試験データを用いて説明する。図14には風洞試験の画面を示す。ここで、NEXST-1の単体形態の“高速(力)モデル”をクリックするとモデルの構成および諸元が表示されると同時に、風洞試験の詳細情報(ラフネスや形状)や形状データのダウンロードボタンがリンクされている。図14から“高速(力)モデル”の“SWT1 JAXA 超音速風洞”をクリックすると図15の画面が開き、試験ケース表が表示される。表中のIDや舵ID、形状IDから

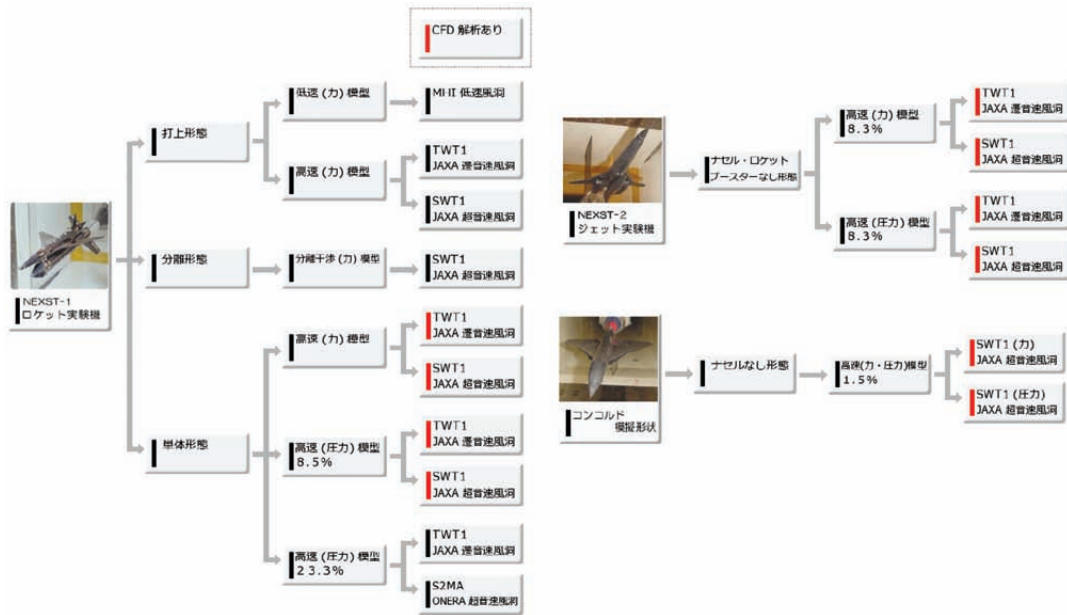


図 14 風洞試験結果の樹形図

**【 $\alpha$ -sweep】** [R-sweep]

ID	ID	マッハ数	$P_0$ (kPa)	$\alpha$ (deg)	$\beta$ (deg)	$\Phi_0$ (deg)	鏡ID	射撃ID	写真	
IDa-318	25101	1.4	150.21	-2.01~8.14	0.00	0.00	5	2		グラフ表示
IDa-326	25102	1.4	150.22	-2.00~8.10	0.00	180.00	5	2		グラフ表示
IDa-333	25100	1.6	170.21	-2.03~8.10	0.00	0.00	5	2		グラフ表示
IDa-336	25088	1.6	170.47	-3.49~9.52	0.00	0.00	5	2		グラフ表示
IDa-342	25091	1.6	170.4	-3.59~9.41	0.00	180.00	5	2		グラフ表示
IDa-346	25099	1.8	190.2	-2.04~7.92	0.00	0.00	5	10		グラフ表示
IDa-350	25105	1.8	190.17	-2.02~7.91	0.00	180.00	5	10		グラフ表示
IDa-354	25098	1.9	200.17	-1.99~7.86	0.00	0.00	5	10		グラフ表示
IDa-380	25097	2.0	220.16	-2.04~7.81	0.00	0.00	5	10		グラフ表示
IDa-392	25103	2.0	220.16	-2.01~7.83	0.00	180.00	5	10		グラフ表示
IDa-403	25096	2.1	230.22	-2.09~7.67	0.00	0.00	5	10		グラフ表示
IDa-414	25095	2.2	240.11	-2.04~7.58	0.00	0.00	5	10		グラフ表示
IDa-416	25104	2.2	240.16	-1.99~7.58	0.00	180.00	5	10		グラフ表示

付加物

ID	ID	マッハ数	$P_0$ (kPa)	$\alpha$ (deg)	$\beta$ (deg)	$\Phi_0$ (deg)	鏡ID	射撃ID	写真	
IDa-318	25101	1.4	150.21	-2.01~8.14	0.00	0.00	5	2		グラフ表示
IDa-320	25109	1.4	150.17	-2.00~8.17	0.00	0.00	5	5		グラフ表示
IDa-346	25099	1.8	190.2	-2.04~7.92	0.00	0.00	5	10		グラフ表示

**【解析条件】**

ID	2755	代表長さ[m]	11.5
迎角	1.53	基準面積[m <sup>2</sup> ]	10.12
マッハ数	2.03	縦基準長さ[m]	2.75
高度[km]	18.099	横基準長さ[m]	4.72
単位Re数[E+6]	5.42	X軸上のモーメント中心点 [m]	5.25
静温[K]	204.10	Y軸上のモーメント中心点 [m]	0.0
格子名	R4_wbT_ES_ad_080121	Z軸上のモーメント中心点 [m]	0.0
ソルバー	UPACS-1.4.1-40518	積分範囲	x=0~11.5m

**【解析結果】**

$C_L$	0.0926
$C_D$	0.0130
$C_{Op}$	0.0070
$C_{Or}$	0.0060
$C_m$	-0.0277

収束履歴  $C_p$  グラフ コンター図

解析結果データ 格子データ 壁面境界データ

ファイル形式について

図 16 NEXST-1 の CFD 解析結果例 (空力設計点)

図 15 風洞試験結果のケース表画面 (単体形態, 高速力模型, SWT1)

詳細な模型条件はわかる。グラフ表示をクリックすると縦3分力のグラフ ( $C_L-\alpha$ ,  $C_D-\alpha$ ,  $C_m-\alpha$ ,  $C_L-C_D$ ,  $C_L-C_m$ ) が表示される。各々の図には縦・横軸のスケールを設定する機能が備えられており、同時に CSV 形式の数値データがダウンロードできるようになっている。

図 16 には CFD データの一例を示す。解析条件と解析結果 (空気力) が示され、収束履歴や各断面での表面静圧分布 ( $C_p$  分布) が表示される。解析結果の後処理から得られた  $C_p$  の 3次元コンター図が表示され、拡大縮小、回転により詳細な  $C_p$  分布を把握することができる (JAVA3D を用いた 3D 可視化機能)。解析結果、格子データ、壁面境界データがダウンロードできるようになっている他、図 16 の表中の“格子名”から表面格子の図示される。

以上のように空力データは図示機能が充実されている他に、テキストデータのダウンロード、解析条件や実験条件の詳細なデータもダウンロードできる機能を備えており、掲載データの多様な確かな利用を目指した。風洞試験結果と CFD 解析結果、あるいは飛行実験結果と CFD 解析結果は同様な条件において重ね合わせプロットができるようになっている (図 17)。例えば、風洞試験結果の  $C_p$  分布図をプロットすると CFD の重ね合わせボタンが現れ、ここから関連する CFD 解析の実施表からデータを選択すると、CFD 解析結果の  $C_p$  分布が重ねられる。同条件での風洞試験結果と CFD 結果を比較・分析ができる。

図 11 に示したように境界層遷移位置を  $e^N$  法で予測した遷移マップを示す。飛行実験のフェーズを選択し、 $N$  値を入力すると主翼上面での遷移予測結果が図示される。同時に飛行実験で計測された遷移判定結果を重ねてプロットし、飛行実験結果と比較しながら適切な  $N$  値を算出する

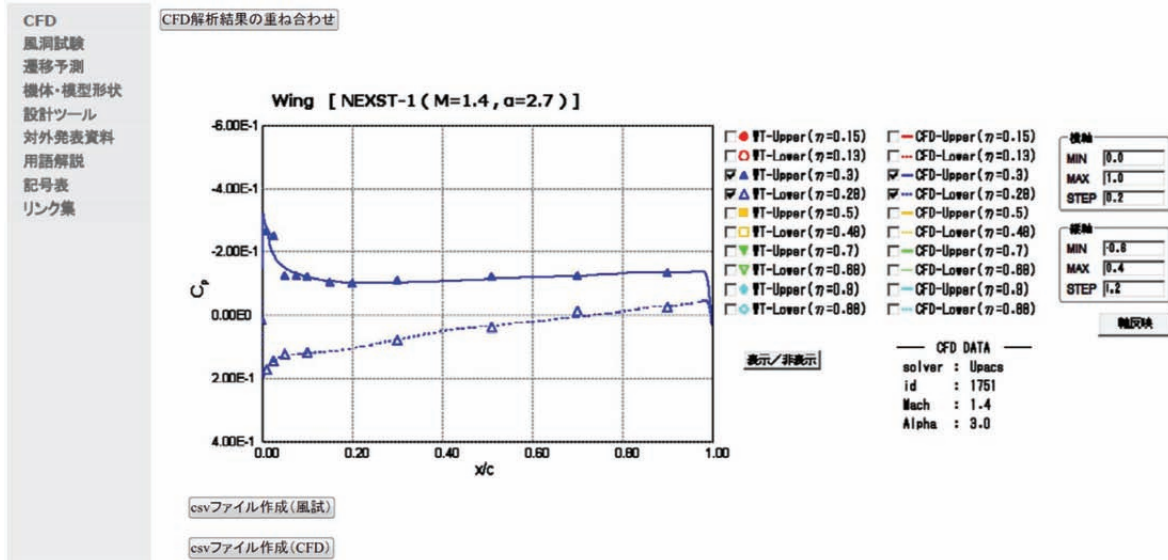


図 17 風洞試験結果と CFD 結果の重ね合わせ ( $C_p$  分布)

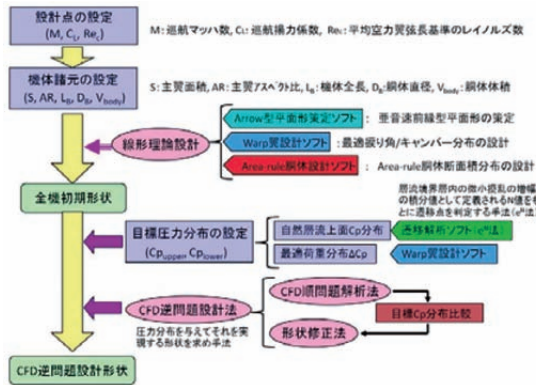


図 18 NEXST-1 抵抗低減空力設計プロセス (設計ツール全体マニュアルより抜粋)

ことができる。

### (2) 設計ツール

設計ツールのトップ画面から空力設計手法マニュアルが見られる (図 13)。このマニュアルにはそれぞれの設計ツールが NEXST-1 の空力設計の過程においてどのステップで利用され、設計されたかを説明している。すなわち、設計ツールの空力的な内容と全体の空力設計プロセスを把握することができる (図 18)。それぞれの設計ツールは 1) マニュアル 2) サンプルデータ 3) 実行ファイルの 3つで構成されている。線形理論設計ツールにはさらに ASP (Application Service Provider) 機能を備えており、web 上でデータ入力、実行、結果の表示、ダウンロードができるようになっている。

平面形策定 PLANF のツールを例として解説する。図 19 には PLANF を、ASP 機能を用いて実行させた場合の結果を示す。実行には直接入力機能を用いて、デフォルトの

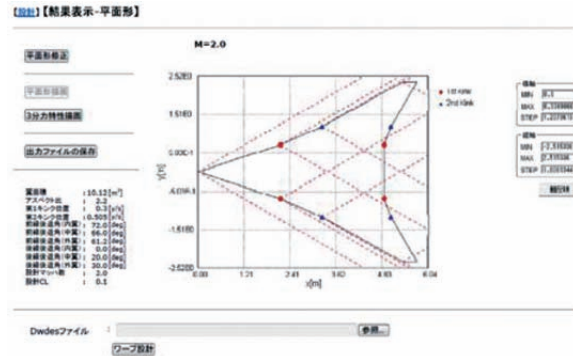


図 19 空力設計ツール解析結果例 (平面形策定 PLANF)

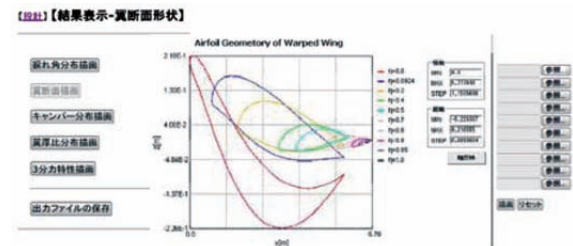


図 20 ワープ設計ツール解析結果例

入力値で実行させた場合の結果を示す。平面形と入力マッハ数によるマッハ線が表示され、3 分力特性描写より、初期入力  $C_L$  を含む計 3 点での 3 分力解析結果が図示される。出力ファイルの保存から翼平面形状データと空気力解析結果が保存されるようになっている。

次に WARP 設計を行う。図 20 にはワープ設計された翼の断面形状を示す。入力画面のサンプルデータを用いて図 19 の平面形設計された形状をワープ設計したものである。同画面の 3 分力特性描写よりワープ設計の有無での縦 3 分力を重ねて示し、ワープ設計効果を見ることができる。出力

Journal		proceeding	JAXA-RR/RM/SP	others	search	
ID	title	category	1st Author	citation	language	download
11	Transition Measurement of Natural Laminar Flow Wing on Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1) (Transition Measurement of Natural Laminar Flow Wing on Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1))	Journal	N. Tokugawa (N. Tokugawa)	J.Aircraft (AIAA)	English	<a href="#">contact us</a>
12	CFD Analysis on Flight Test Results of Supersonic Experimental Airplane NEXST-1 (CFD Analysis on Flight Test Results of Supersonic Experimental Airplane NEXST-1)	Journal	H. Ishikawa (H. Ishikawa)	J.Aircraft (AIAA)	English	<a href="#">contact us</a>
31	「小型超音速実験機」実験機システム (System Design of Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1))	Journal	町田茂 (S. Machida)	日本航空宇宙学会誌 (JSASS)	Japanese	<a href="#">download</a>
32	「小型超音速実験機」蒼州飛行実験 (Flight Experiment of Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1))	Journal	大貫武 (T. Onuki)	日本航空宇宙学会誌 (JSASS)	Japanese	<a href="#">download</a>
45	小型超音速実験機(ロケット実験機)飛行実験結果 (Flight Test Results of Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1))	Journal	吉田憲司 (K. Yoshida)	日本流体力学会誌ながれ (JSFM)	Japanese	<a href="#">download</a>
46	Supersonic Drag Reduction Technology in the Scaled Supersonic Experimental Airplane Project by JAXA (Supersonic Drag Reduction Technology in the Scaled Supersonic Experimental Airplane Project by JAXA)	Journal	K. Yoshida (K. Yoshida)	Progress in Aerospace Sciences (PAS)	English	<a href="#">contact us</a>
51	Transition measurements on the natural laminar flow wing at Mach 2 (Transition measurements on the natural laminar flow wing at Mach 2)	Journal	H. Sugiura (H. Sugiura)	AIAA (AIAA)	English	<a href="#">contact us</a>
59	小型超音速ロケット実験機(NEXST-1)の空力データベースの概要 (Aerodynamic Database of the Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1) in JAXA)	Journal	郭東潤 (D. Kwak)	日本航空宇宙学会誌 (JSASS)	Japanese	<a href="#">contact us</a>

図 21 対外発表資料の画面 (Journal の画面)

ファイルの保存機能により、入力ファイル、解析された空力データ、そして各翼断面での翼型の形状データが保存される。また、詳細な解析結果に関しても画面上で多様な表示が可能である。

線形理論による3つ目の設計ツールはエアリアルール設計ツールがある。サンプルデータを入力し解析を実施させると、全機形状図や造波抵抗値、各要素(主翼、胴体、尾翼、ナセルなど)の体積分布図が表示され、入力値、解析結果が保存されるようになっている。実行ファイルをダウンロードして実行させた場合でも同様な利用ができる。

境界層遷移解析システムや逆問題設計ツールも同様に実行ファイルをダウンロードし、実行させることにより解析ができるようになっている。詳細な利用方法や動作環境は利用マニュアルに記述されている。設計ツールを正しく利用するためには、適切な入力ファイルを作成することが重要である。本データベースではサンプルデータとして、各ツールの入力データと出力データを用意した。利用の際には事前にサンプルデータを用いた実行を行い、動作確認を行うことを推奨する。

(3) 対外発表資料

図 21 には対外発表資料の画面を示す。タイトルや第一著者、言語、ダウンロードの可否などの概略が表にまとめられている。表中の ID をクリックすると文献に関する詳細な情報が表示され、文献の検索に有効である。また、ここに掲載されている資料は Search 機能(図 21 参照)を用



図 22 NEXST-DB ログイン前のトップ画面

いて検索することができる。検索には英文の大文字、小文字を区別している。

(4) その他

NEXST-DB には登録申請を行う前にデータベースの内容を紹介する機能を備えている。図 22 にはログイン前の NEXST-DB の画面を示す。ログイン画面の左端に“DEMO”ボタンより NEXST-DB の全般を紹介する動画が用意されている。さらに、“ゲストログイン”ボタンより NEXST-DB の一部の内容が見られる。ゲストログインの状態では、代表的なケースに限られるが各々の掲載データ内容を深い階層まで見ることができる。ただし、作図機能やデータのダウンロード機能は外してある。また、ゲストログイン

図 23 NEXST-DB の申請画面

時には英語表記の機能を備えてある。ログイン後にはそれぞれの画面の下にある“ログアウト”ボタンからログアウトできる。

## 5. 利用方法

### 5.1 利用申請

本 NEXST-DB はインターネット上で公開しており、下記の URL よりアクセスが可能である。また、インターネットのいくつかの検索サイトからも“NEXST-DB”より検索されることを確認した。

NEXST-DB の URL: <http://nexstodb.chofu.jaxa.jp>

ログイン画面からゲストログイン、もしくは“DEMO”動画より掲載内容を確認し、利用を希望される場合は登録申請を行う。申請の際には、サイトポリシーや動作環境を確認し、web 上で申請フォーマット (図 23) を用いて申請する。利用者は原則的に日本在住の日本国籍の方、もしくは日本在住 6 ヶ月以上の外国籍の方に限定する。利用者の条件を確認するため、またセキュリティの観点から申請者のメールアドレスは公的なアドレス (学校、会社など) に限定した。JAXA の管理者は申請書類の記入内容を確認し、1 週間以内に申請書に記入されたメールアドレスに結

図 24 空力設計ツールの申請画面

果を通知する。許可された場合は申請書に記入された ID やパスワード (JAXA 管理者より変更依頼がなく、許可された場合) でログインし、利用できる。空力設計ツールの利用には NEXST-DB 利用申請の他に設計ツールの登録申請が必要である (図 24)。設計ツールのトップ画面の簡単な利用申請様式より別途申請を行う。NEXST-DB の改善のため利用目的や利用者を統計的に把握することが目的である。

### 5.2 動作環境

NEXST-DB の利用のための動作環境はログイン後のトップ画面の上方の“動作環境”ボタン、あるいは“はじめに (インストールガイド)”から見る事ができる。快適な利用を目的に Internet Explorer 8.0 以上のブラウザを推奨する。また、図示機能、動画の正常な利用のため、JAVA 関連、Flash 関連のソフトウェアの導入が必要である。空力設計ツールには Windows の OS で運用されるコンピューターにて実行可能な実行ファイルを掲載し、利用者は各自のコンピューターにダウンロードし利用することができるようにした。これらの実行には多容量のメモリを必要とする場合がある。また、コンピューターの動作環境は多様化されていることからすべてのコンピューターにて動作が保証されているわけではない。当チームでもいくつかの動作環境にて実行ファイルが正常に実行されることを確認しているが、利用の際には必ず利用マニュアルに明記している動作条件を参照にいただきたい。動作環境はコンピューター環境に応じ更新され、これらの環境に対応できるように適宜更新しながら維持管理を行う予定である。

### 5.3 利用にあたり

この節では、NEXST-DB の利用における著作権や利用者の情報などのセキュリティーについて説明する。詳細はトップ画面の下方にあるサイトポリシーボタンから見る事ができる。

NEXST-DB に掲載されているすべてのデータやツールの著作権は JAXA にある。そのため、公開された空力データおよび設計ツール等を利用し、学会発表等を行った際に

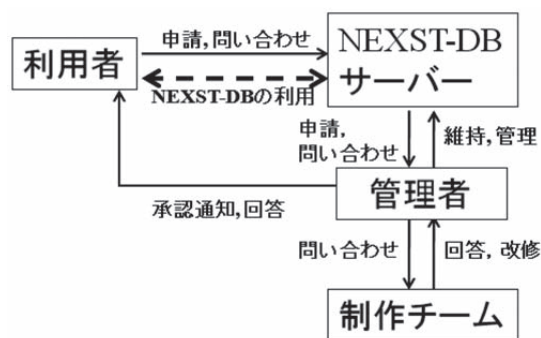


図 25 NEXST-DB 運用・管理体制

は JAXA の NEXST-DB を利用したことを明記していただくようお願いしたい。また、利用者登録の際に記入いただいた個人情報に関しては、個人情報保護法に従い適切に管理し、可能な限りプライバシー保護に努める。ただし、今後の NEXST-DB の改善のため、統計的に処理された利用状況や利用者属性、およびアンケート結果等についてはユーザーが特定されない形で公表することがある。

## 6. 運用・管理

現在、NEXST-DB は超音速機チームにて運用・管理されている。図 25 に NEXST-DB の管理体制を示す。利用申請があった場合、NEXST-DB ユーザー登録承認要領もしくは NEXST-DB 設計ツールユーザー登録承認要領に従い利用者の登録、通知を行っている。利用者の個人情報は JAXA の部外開示制限文書として扱い、保管・管理を行っている。NEXST-DB サーバーは JAXA 規定の第 2 種管理区域にてワイヤー施錠され設置されている。NEXST-DB は施設内の停電や天災などにより停止がやむを得ない場合は利用者に事前に通知なくサービスを停止する場合がある。NEXST-DB の内容更新、改修に関しては必要に応じ空力セッションを中心とした制作チームにて実施している。

本 NEXST-DB は掲載内容を容易に理解し、的確に利用されることを目指し細心の注意を払い設計・制作した。また、システムの機能も徹底的に確認している。しかしながら、掲載内容やシステムの機能面など、さまざまな面において改善・改訂が必要になることが想定される。また、学術的な議論、質問、コメントなども考えられる。そのため、NEXST-DB 運用管理者への連絡手段としてお問い合わせ機能を持たせた。公開内容に対するご意見、ご指摘、または学術的な議論に積極的に対応し、継続的に改善していくこと心懸けている。また、NEXST-DB の掲載内容の拡張やシステムの改修・改善は必要に応じ随時行い、ログイン後のトップ画面の更新履歴に記述するとともに、バージョン管理を行っている。

## 7. おわりに

JAXA で進められてきた NEXST プログラムにより蓄積された空力データや設計技術をまとめ、インターネット公開型の超音速機空力設計データベース (NEXST-DB) を構築した。NEXST-1 プロジェクトの飛行実験データを含む CFD、風洞試験、境界層遷移データを掲載するとともに、機体の形状データや超音速機の空力設計ツールを公開し、空力データ利用の多様化を計るとともに、超音速機空力設計技術の向上を促した。その功績が認められ、2011 年 4 月には社団法人日本航空宇宙学会の学会賞 (技術賞; 基礎技術部門) を受賞した<sup>12)</sup>。これにより NEXST-DB が教育界や産業界に幅広く利用され、日本の航空宇宙工学の発展に大いに貢献することを期待する。なお、2011 年 10 月時点での登録者数は 181 名である。今後、引き続き、普及活動を行うとともに維持管理を行う予定である。

## 謝 辞

本 NEXST-DB は多くの関係者の情熱的な努力、献身的な作業により構築させることができた。風洞試験データ整理・管理などを多くの支援、アドバイスをいただいた当チームの野口正芳氏、NEXST-DB の運用、維持管理の支援された寛由利子氏の献身的な貢献に感謝する。その他、JAXA 航空プログラムグループ超音速機チームの関係者に感謝の意を表す。

この、NEXST-DB は 2009 年度 (課題番号: 218054)、2010 年度科研費 (課題番号: 228047) 補助金の交布を受けて機能拡張を行った。2009 年度機能拡張作業を担当された株式会社シーディー・アダプコ・ジャパン、2010 年度機能拡張作業を担当された株式会社計算力学研究センターの方々はこの場を借りて深く感謝の意を表す。

## 付 録

### 1) NEXST-DB 設計ソフト全体概要説明

## 参考文献

- 1) Sakata, K.: Supersonic Experimental Airplane (NEXST) for Next Generation SST Technology – Development and Flight Test Plane for the Unmanned Scaled Supersonic Glider-, AIAA Paper 2002-0527, 2002.
- 2) Ohnuki, T., Hirako, K. and Sakata, K.: National Experimental Supersonic Transport Project, International Congress of the Aeronautical Science, 2006-1.4.1, 2006.
- 3) 堀之内茂ら: 小型超音速実験機 (ロケット実験機;

- NEXST-1) の基本設計結果について, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-05-044, 2006.
- 4) 大貫 武ら: 小型超音速実験機 (ロケット実験機; NEXST-1) 第 2 回飛行実験, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-06-049, 2007.
  - 5) Makino, Y., Iwamiya, T., Lei, Z.: Fuselage Shape Optimization of a Wing-Body Configuration with Nacelles. *Journal of Aircraft*, Vol. 40 No. 2, 2003, pp. 297-302.
  - 6) 坂田公夫, 大貫 武: 次世代超音速機技術研究開発の概要, 小型超音速実験機 (ロケット実験機) 飛行実験データ解析完了報告会講演集, pp. 2-5, 2008.
  - 7) Yoshida, K.: Supersonic Drag Reduction Technology in the Scaled Supersonic Experimental Airplane Project by JAXA, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 45, pp. 124-146, 2009.
  - 8) 吉田憲司: ロケット実験機の空力設計概要, 小型超音速実験機 (ロケット実験機) 飛行実験データ解析完了報告会講演集, pp. 10-19, 2008.
  - 9) Machida, S., Yoshida, K., Onuki, T.: Supersonic Flight Testing of Unmanned Experimental Airplane for Next-generation SST, AIAA paper 2007-854, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Jan. 2007, USA.
  - 10) Fujiwara, K., Hirako, K. and Ohnuki, T.: Flight Plan and Flight Test Results of Experimental SST Vehicle NEXST-1, *International Congress of the Aeronautical Science*, 2006-6.2.1, 2006.
  - 11) 郭 東潤, 黒田文武, 伊藤 健, 徳川直子, 吉田憲司: 小型超音速ロケット実験機 (NEXST-1) の空力データベースの概要, 解説, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 57, No. 661, pp. 33-37, 2009.
  - 12) 郭 東潤, 徳川直子, 吉田憲司, 石川敬掲, 上田良稲: 超音速機空力設計データベース (NEXST-DB) の構築, 第 42 期日本航空宇宙学会年会講演会講演集, 2011.
  - 13) 郭 東潤, 徳川直子, 吉田憲司, 石川敬掲, 野口正芳: 小型超音速実験機 (NEXST-1) 飛行実験による空力設計の検証, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-06-041, 2006.
  - 14) Ishikawa, H., Kwak, D., Yoshida, K.: CFD Analysis on Flight Test Results of Supersonic Experimental Airplane NEXST-1, *Journal of Aircraft*, Vol. 45, No. 5, pp. 1505-1513, 2008.
  - 15) 石川敬掲, 牧野好和, 吉田憲司, 大平啓介: 構造/非構造重合格子法を用いたコンコルド模擬形状のソニックブーム解析, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010, 2B9, 2010.
  - 16) 吉田憲司, 郭 東潤, 徳川直子, 牧野好和: 小型超音速実験機—空力及び計測系統設計—, 日本航空宇宙学会年会第 37 期年会講演会講演集, pp. 42-45, 2006.
  - 17) 郭 東潤, 中畠浩二, 石川敬掲, 野口正芳, 吉田憲司: 飛行実験における力及び圧力特性解析, 超音速小型実験機 (ロケット実験機) 飛行実験データ解析完了報告会, JAXA-SP 2008-008, pp. 92-111.
  - 18) Ishikawa, H., Kwak, D., Noguchi, M. and Kuroda, F.: Numerical Study of a Pitot Probe with Five-Hole Pyramidal Head for Supersonic Flight Test, *International Congress of the Aeronautical Science*, 2008-3.2.4, 2008.
  - 19) 郭 東潤, 吉田憲司, 野口正芳, 田中稔久, 安藤 敦: 小型超音速実験機の第 2 回飛行実験における表面静圧計測システム, 宇宙航空研究開発機構研究開発資料, JAXA-RM-2008-0007E.
  - 20) Kwak, D., Yoshida, K., Ishikawa, H and Noguchi, M.: Flight Test Measurements of Surface Pressure on Unmanned Scaled Supersonic Experimental Airplane, *AIAA Paper* 2006-3483, 2006.
  - 21) Kwak, D., Ishikawa, H., Yoshida, K.: Flight Test Results at Transonic Region on Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1), *Proceedings of 26th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, Anchorage, 2008-2.4.2.
  - 22) 徳川直子, 吉田憲司: ホットフィルムを用いた小型超音速実験機の遷移点検出, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-07-037, 2007.
  - 23) 徳川直子, 吉田憲司: 非定常圧力センサーを用いた小型超音速実験機の遷移点検出, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-07-036, 2007.
  - 24) Tokugawa, N., Kwak, D., Yoshida, K.: Transition Measurement System of Experimental Supersonic Transport NEXST-1, *Proceedings of 25th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences* 2006-3.3.2, 2006.
  - 25) Tokugawa, N. and Yoshida, K.: Transition Detection on Supersonic Natural Laminar Flow Wing in the, *AIAA Paper* 2006-3165, 2006.
  - 26) Kwak, D., Yoshida, K., Noguchi, M. and Ishikawa, H.: Boundary Layer Transition Measurement using Preston tube on NEXST-1 Flight Test, *AIAA Paper* 2007-4173, 2007.
  - 27) Tokugawa, N., Kwak, D., Yoshida, K., Ueda, Y.: Transition Measurement of Natural Laminar Flow Wing on Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1), *Journal of Aircraft*, Vol. 45, No. 5, pp. 1495-1504, 2008.
  - 28) 石川敬掲, 郭 東潤, 吉田憲司: 小型超音速ロケット実験機の CFD 解析, 第 39 期日本航空宇宙学会年会講演会, 2A13, 2008.
  - 29) 石川敬掲, 吉田憲司, 郭 東潤, 川上浩樹, 徳川直子: 飛行実験における CFD 解析, 小型超音速実験機 (ロ

- ケット実験機) 飛行実験データ解析完了報告会講演集, 2008.
- 30) 川上浩樹, 高戸谷健, 石川敬掲: 小型超音速実験機 NEXST-1 の全機静的空力弾性解析, 第 39 期日本航空宇宙学会年会講演会, 2A12, 2008.
- 31) Kawakami, H., Takatoya, T. and Ishikawa, H.: Static Aeroelastic Analysis of Experimental SST NEXST-1 Flight Test using Wing-Body Configuration Model, AIAA-2008-6419, 2008.
- 32) 郭 東潤, 中畠浩二, 石川敬掲, 野口正芳: 小型超音速ロケット実験機飛行実験データ解析—空気力, 表面静圧分布—, 日本航空宇宙学会, 第 39 期年会講演会講演集, pp. 79-82, 2008.4.
- 33) Srokowski, A. J. : Mass Flow Requirements for LFC Wing Design, AIAA Paper 77-1222, 1977.
- 34) 上田良穂, 石川敬掲, 吉田憲司: 小型超音速実験機の飛行実験に対する eN 法を用いた遷移特性解析, 第 44 回飛行機シンポジウム講演集 CD-ROM, 3A6, 大宮, Oct., 2006.
- 35) Yoshida, K., Kwak, D., Tokugawa, N., Ishikawa, H.: Concluding Report of Flight Test Data Analysis on The Supersonic Experimental Airplane of Nexst Program by JAXA, Proceedings of 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2010-2.8.2.
- 36) Yoshida, K., Iwamiya, T., Ueda, Y. and Ishikawa, H.: Boundary Layer Transition Analysis of the Scaled Supersonic Experimental Airplane, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-SP-2006-0029E, 2007.
- 37) Kuchemann, F. R. S.: The Aerodynamic Design of Aircraft. Pergamon Press, 1978.
- 38) 吉田憲司: 超音速旅客機の空力形状に関する要素研究について—社内研究成果を例として—, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 4, No. 486, 1994, pp. 1-13.
- 39) Carlson, H. W. and Miller, D. S.: Numerical Method for the Design and Analysis of Wings at Supersonic Speeds, NASA TN D-7713, 1974.
- 40) Kulfan, R. M. and Sigalla, A.: Real Flow Limitations in Supersonic Airplane Design, AIAA-78-147, 1978.
- 41) 岩宮敏幸, 高木亮治, 松島紀佐: 小型超音速実験機 (ロケット実験機) の CFD 逆問題設計法, 日本流体力学会誌ながれ, No. 18, 1999, pp. 291-294.
- 42) Jeong, S., Matsushima, K., Iwamiya, T., Obayashi, S. and Nakahashi, K.: Inverse Design Method for Wings of Supersonic Transport. AIAA Paper 98-0602, 1998.
- 43) Arnal, D.: Boundary layer transition prediction based on linear theory. AGARD Report No. 793, 1993.



## 付録 1)

2011. 3.28 超音速機チーム

## NEXST-DB 設計ソフト全体概要説明

### 1. はじめに

本資料は、「次世代超音速機技術の研究開発計画（NEXST Program : National Experimental Supersonic Transport Program）」における“小型超音速実験機(ロケット実験機)”プロジェクトにおいて開発した超音速抗力低減技術(“NEXST-1 空力設計法“と呼称)に関する具体的な設計ソフト及び設計手法の概要をまとめたものである。

本資料の構成は下記のとおりである。

- (1) NEXST-DB に登録の設計ソフトの相関
- (2) 設計手法の概要

### 2. NEXST-DB に登録の設計ソフト類

#### 2-1. NEXST-DB に登録されているソフト

NEXST-DB に登録されている設計及び解析ソフトは下記3種類から構成される。

- (1) 線形理論設計ソフト
  - ① 平面形策定ソフト(PLANF)
  - ② ワープ(Warp)翼設計ソフト(WARP)
  - ③ エリアルール(Area-rule)胴体設計ソフト(AR)
- (2) CFD 逆問題設計ソフト
  - ① 目標圧力分布修正ソフト(ModTagCp)
  - ② 逆問題設計準備ソフト(PreWINV)
  - ③ 超音速翼逆問題設計ソフト(SuperWINV)
  - ④ 形状スムージングソフト(AutoCOMPAW)
  - ⑤ 表面格子作成ソフト(SmoothCOMPAW)
- (3) 境界層遷移特性解析ソフト
  - ① 層流境界層解析用入力データ作成ソフト(BLedge)
  - ② 層流境界層解析ソフト(BL3DW)
  - ③ 遷移特性解析ソフト(LSTAB)
  - ④ 擾乱増幅積分ソフト(EXPN)

#### 2-2. NEXST-DB に登録されているソフトの相関

各登録ソフトの位置付けと役割は下記の通りである。

(1) 全般

NEXST-1 空力設計技術では、超音速飛行時の抗力低減を目的とした空力形状の設計を対象とする。一般に、超音速飛行時の抗力は圧力抗力と摩擦抗力に大別される(図 1 参照)。また圧力抗力は、亜音速でも生じる翼端渦に代表される渦抗力と、超音速飛行のみで生じつる造波抗力から成る。ここで、造波抗力はその成因によって、機体の体積に起因する体積依存造波抗力と、揚力発生に起因する揚力依存造波抗力にさらに細分化される。またこの後者と先の渦抗力を合わせたものは揚力依存抗力とも呼ばれる。

次に、これらの抗力については、図 1 に示すようにそれぞれ個別に抗力低減設計コンセプト(設計原理)が存在する。まず圧力抗力については、コンコルド開発時(1960 年代)からその低減設計コンセプトが見出されている。NEXST-1 空力設計技術では、今回それらの中で最も効果の大きいコンセプトとして、揚力依存抗力についてはアロー型平面形コンセプトの適用と、主翼の各翼幅位置の断面形におけるキャンバーと振り角分布の最適組み合わせ(ワープ翼と呼ばれる)の設計コンセプトの適用を取り上げた。次に体積依存造波抗力については翼胴取り付け部の胴体断面積を修正し、機体全体の断面積分布を理想的にするエリアール胴体設計コンセプトの適用を取り上げた。一方、摩擦抗力に関してはこれまで取り上げられなかったことから、NEXST-1 プロジェクトでは亜音速前縁では世界初となる自然層流翼設計コンセプトを新たに考案し、それを適用可能とする設計手法として CFD 逆問題設計法を開発し、適用した。

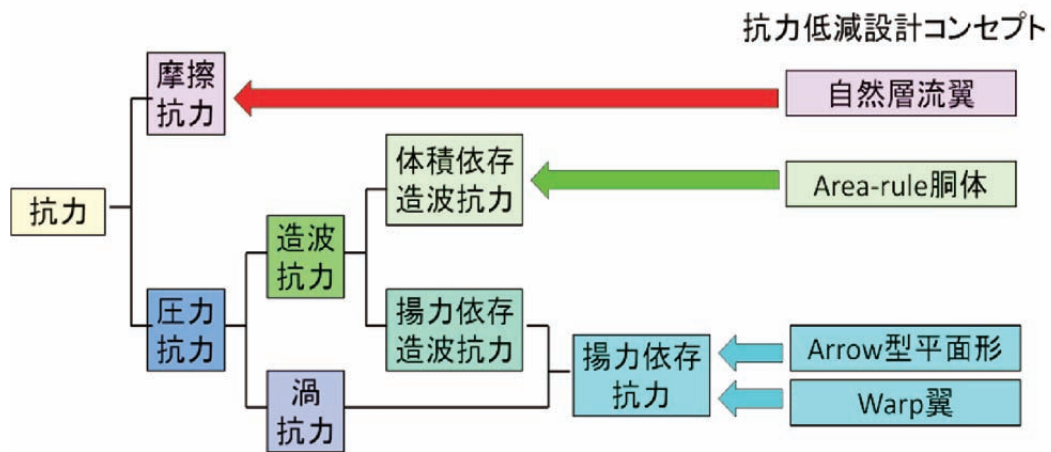


図1. 超音速飛行時の抗力分解(内訳)と抗力低減設計コンセプト

(2) 設計手法

以上の抗力低減設計コンセプトを取り込んだNEXST-1 空力設計法の設計フローを図2に示す。また揚抗特性に対するそれらのコンセプトの適用効果を図3に模式的に示す。

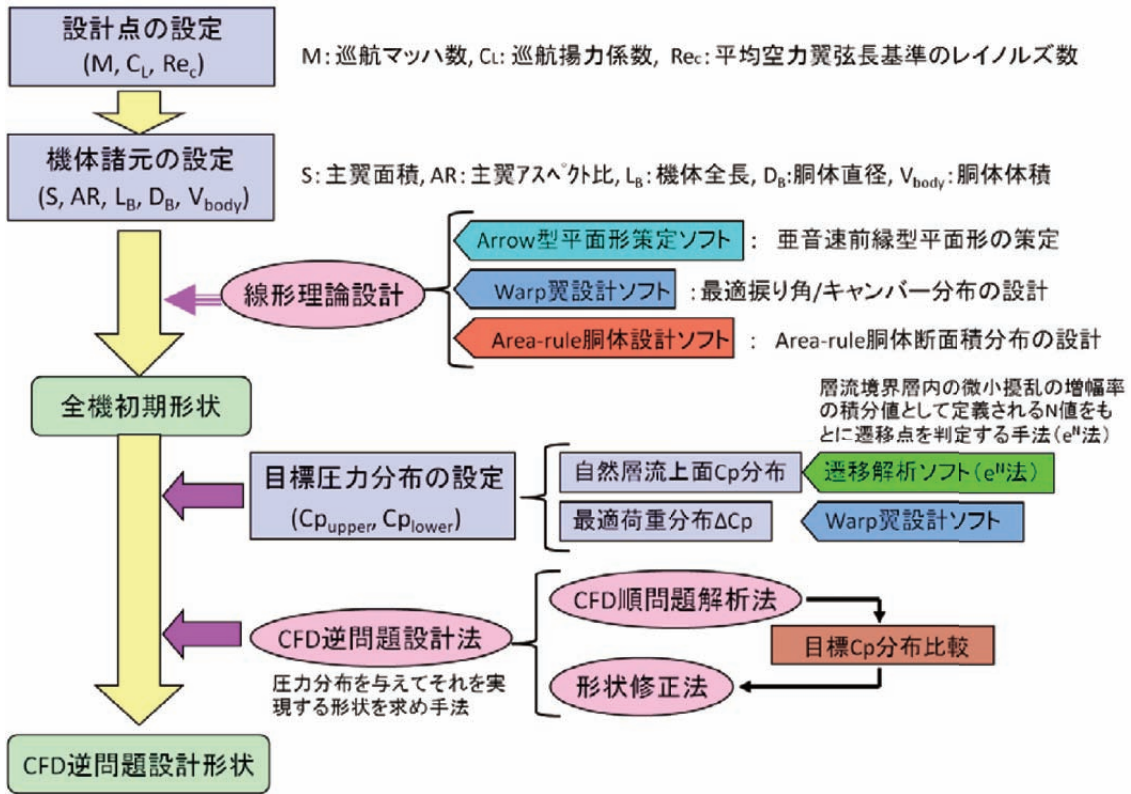


図2. NEXST プロジェクトで開発した空力設計及び解析ソフトを用いた空力設計手法

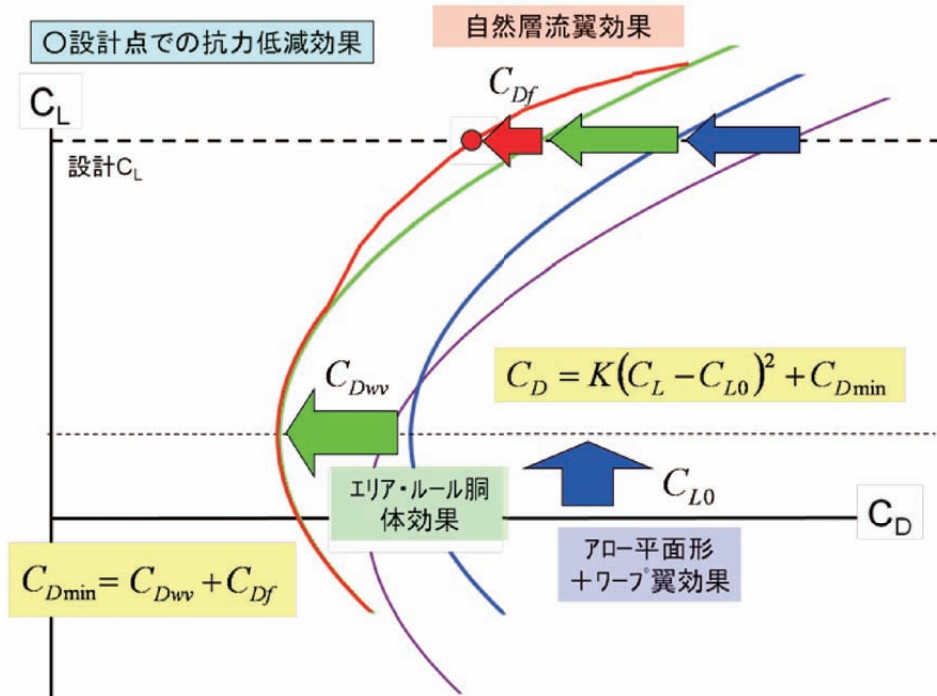


図3. 抗力低減コンセプトの効果

本手法では、まず初期形状を設計する必要がある。これには線形理論設計ソフトを用いて主

に圧力抗力低減を考慮した主翼及び胴体形状を設計する。NEXST-1 空力設計法では、主翼には揚力依存抗力低減の観点から平面形のアロー翼化、主翼の各翼幅位置での断面形の捩じり角及びキャンバー分布の最適化 (Warp 翼化) を取り込み、胴体に関してはエアリアルール胴体設計を組み入れる。

次に、この初期形状をもとに NEXST プロジェクトで独自に開発した超音速自然層流翼設計コンセプトを適用する。そのためには、この主翼平面形に対応して上面で自然層流効果を有する上面  $C_p$  分布を設定する。それには、初期形状の翼断面形と  $C_p$  分布を parameter 表示したものに対して遷移特性解析を行い、その parameter のチューニングを通して理想的な上面  $C_p$  分布を算出する必要がある。NEXST プロジェクトでは、 $M=2$  の設計マッハ数に対して、亜音速前縁となるアロー型平面形に適した自然層流翼効果のある理想的  $C_p$  分布を創出した。次に、下面の  $C_p$  分布は Warp 翼設計において得られる最適荷重分布を使って、上面  $C_p$  分布からその荷重分布を差し引くことで求める。このようにして構成される上下面  $C_p$  分布を目標圧力分布として設定し (サンプルデータを参照)、後述する CFD 逆問題設計法を適用することで、3つの圧力抗力低減設計コンセプトを取り込んだ自然層流翼設計が可能となる。

ここで用いる CFD 逆問題設計法とは、まず初期形状の流れ場を CFD 順解析として解き、主翼の CFD による  $C_p$  分布と目標  $C_p$  分布との差分を求める。次に、この差分を小さくする方向に形状を修正することを考えるが、NEXST-1 空力設計法では超音速揚力面理論において得られる  $C_p$  分布と形状の勾配分布との相関関係を用いて形状修正量を算出し、それを初期形状に取り込んで第1次修正形状を作り、同様の繰り返しによって最終的に CFD 解析の  $C_p$  分布と目標  $C_p$  分布との差分が工学的に収束したと言える状態になったものを最終形状として定義する。ここで、工学的という意味は、数学的に目標  $C_p$  分布との差が例えば  $10^{-3}$  以下になる、ということではなく、各修正段階 (イタレーション・ステップ) で適宜遷移特性解析を行って自然層流化の効果を確認しつつ設計を進め、所望の効果が得られたら収束と判断する、という意味である。

尚、CFD 逆問題設計を行うには、CFD 順解析を行える何らかの解析ソフトとそれに適した格子生成を行うシステムを必要とするので、それらはユーザーにおいて用意して頂くことを前提としている点を付記する。ちなみに、JAXA では CFD ソフトとして UPACS を、また格子生成システムとしては構造格子を前提とした CATIA ベースの手法を用いた。この CFD ソフトと格子生成システムは基本的にどんなものでも問題ないが、本データベースには、それらのソフト以外に CFD 逆問題設計法を効率的に実施するための各種の支援ソフトを別途用意した。

また遷移特性解析については、その入力データとしては形状 (座標) データと  $C_p$  分布データが必要となる。まず  $C_p$  データから、Euler 方程式に基づく解法を利用して、外部流線方向に  $x$ 、境界層厚方向に  $z$ 、その両者に垂直方向を  $y$  として、その座標系の境界層外縁での速度成分を求め、次にそのデータをもとに層流境界層特性を解析し、速度及び温度境界層 profile を求める。そしてそれらを用いて安定性理論による安定方程式を解き、擾乱の増幅率を計算する。最後にこの増幅率を外部流線方向に積分して擾乱の増幅率の積分値 ( $N$  値) を求める。この  $N$  値分布は一般に遷移特性を反映する。それは実験等により、気流乱れに応じた遷移に対応する  $N$  値としての

閾値が存在すると仮定されるからである。本設計法では、NASA の成果を利用して、高度 15km 以上の超音速飛行環境においては、 $N=14$  を閾値として採用することにした。

## 2-3. NEXST-1 空力設計技術における各ソフトの概要

### (1) 線形理論設計ソフト類

このソフト類を用いると、上記の圧力抗力低減コンセプトを考慮した空力形状の設計が可能となる。具体的には次の手順で各ソフトを使い、空力形状を設計する。

#### ① 平面形策定ソフトの適用

このソフトでは、設計マッハ数、主翼面積、アスペクト比を設定した際、前縁及び後縁に 2 か所までキック位置を有するアロー型平面形を策定することができる。

超音速機の主翼平面形の策定においては、その自由度が多いため、理論的に最適な平面形を設計することは困難であり、これまで様々な平面形が提案されてきた(図4参照)。しかし、これまでの研究成果として、揚力依存抗力低減に有効な設計原理としては、主翼の流れ方向の最大長( $l$ )と半翼幅( $s$ )で構成される細長比( $s/l$ )を最適値付近に設定すること、アスペクト比( $AR$ )を構造設計を考慮した範囲で可能な限り大きくすることが挙げられる(図5参照)。これを満足する最も効果的な平面形は、少なくとも内翼の後退角がマッハ円錐より後退する亜音速前縁を有し、かつ可能な限り  $AR$  を大きくすることが可能な形状として Arrow 型(矢型)のものが有効であることが見出されている。

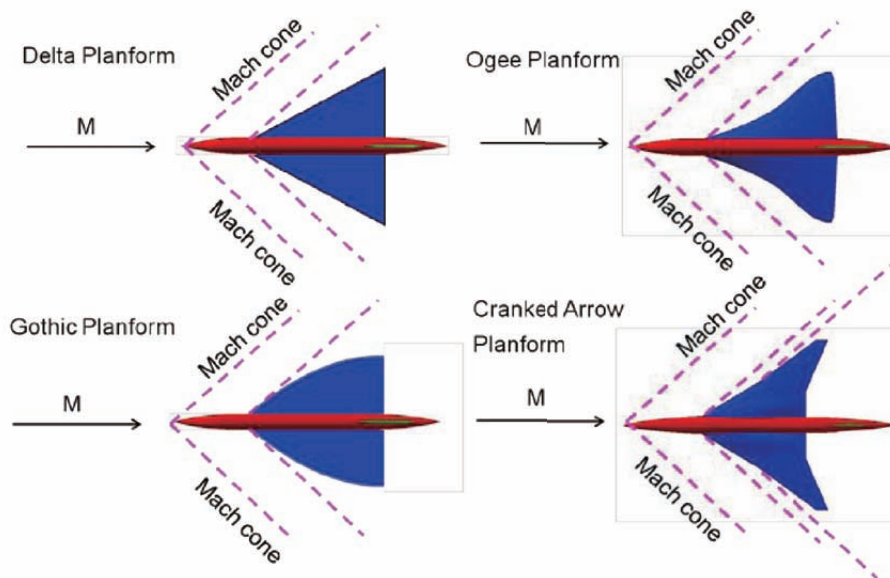


図4. SST の代表的な主翼平面形

○揚力依存抗力の低減原理:最適細長比(s/l)の選定  
 ⇒亜音速前縁の採用(マッハ円錐の内側)

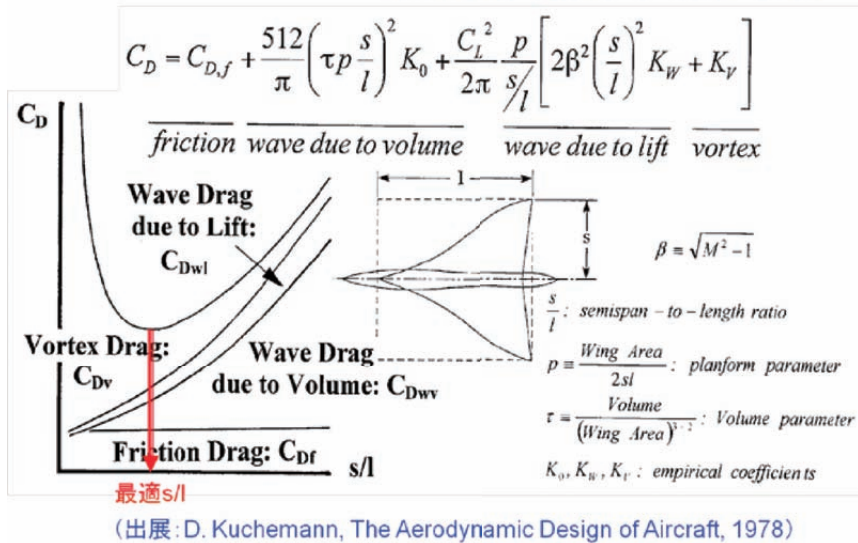


図5. 主翼平面形と最適細長比

但し、外翼の前縁後退角、内外翼の後縁後退角、さらに内外翼の分割位置などには任意性がある。そこで、設計マッハ数(これによりマッハ円錐を規定し、亜音速前縁の角度範囲を制限)、翼面積(これは空力設計とは別の要求から設定されるもの)の設計要求に応じて、空力設計としての自由度は、まずアスペクト比をパラメタとして、具体的なアロー型平面形を作画し、その外翼部の後退角の様子、等を実際に検討し(その際、構造設計上の考察が重要)、アスペクト比、各種後退角、内外翼分位置を微調整して、最も妥当な平面形を策定する(図6参照)。尚、上述の構造設計上の考察としては、本来、NASTRAN 等を用いた構造設計を具体的に実施すべきであるが、通常、概念形状設計の初期段階から詳細な構造設計を行うことは困難であり非効率である。そこで、通常は後退角及び翼厚分布に制限を設けることで対応するのが一般的である。

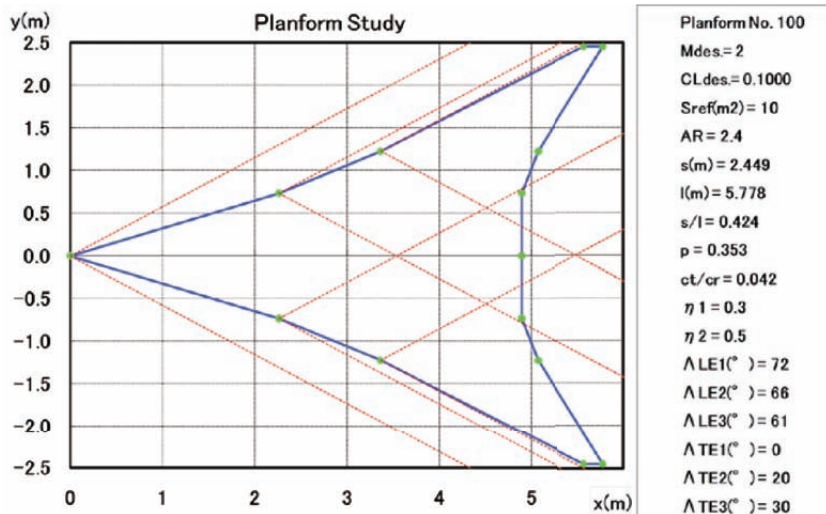


図6. 平面形諸元策定ソフト(PANF)で策定可能な Arrow 型平面形の例

具体的には、この平面形の策定では前縁後退角は亜音速前縁となるように設定するのが設計原理となるので、主に後縁後退角に次のような拘束条件をかけるのが一般的となる。すなわち、通常、内翼の後縁後退角はほぼ 0° にする。これはフラップ、等の操舵面の稼働性を考慮してのことである。つまりヒンジランの胴体との直交性を確保するためである。次に、外翼の後縁後退角としては、通常 30° 以下が望ましい。それ以上では外翼の強度が低下し、その結果翼厚を増加せざるを得なくなるからである。他の計画機体例を分析する限り、可能なら 20° 以下が推奨される。最後に翼の厚みであるが、これは後述の Warp 設計で触れるように、概ね翼厚比(t/c)は 3%以上を確保できていれば問題ないものと考えられている。但し、胴体近傍では脚の収納容積の確保の点で、4%弱程度の厚みが必要との指摘もある。

②ワーブ翼設計ソフトの適用

揚力依存抗力低減に最も有効な手法として、翼面上の荷重分布の最適化を図ることが考えられる。一般に、翼面上の荷重分布は翼のキャンバーと振り角分布の組み合わせに対応することから、この最適な荷重分布に対応する翼の厚みの中心面(キャンバーの翼幅方向分布面)は 3 次曲面を形成し、このような曲面をワーブ面と呼ぶ。実際の翼はこのワーブ面に翼厚分布を載せることで形成される。

このようなワーブ面の設計方法として、既にいろいろな手法が開発されているが、本 NEXST-1 空力設計法としては、Carlson の設計法を採用した。その概要は以下の通りである。まず翼面上の荷重分布を幾つかの基本荷重分布の組み合わせで表現し、その重ね合わせに際しての係数を変分法を用いて最適化するというものである。ここで基本荷重分布としては、平面形内での一様分布、流れ方向の線形分布、翼幅方向の線形分布、流れ方向の 2 次関数分布等、数学的に単純な分布を想定し、それらの組み合わせを行った。この手法は、平面形を与えた場合、その設計揚力を発生するという条件のもとで揚力依存抗力を最小化するという条件付き変分法を形成し、その数値解析手法は確立されている(図7参照)。

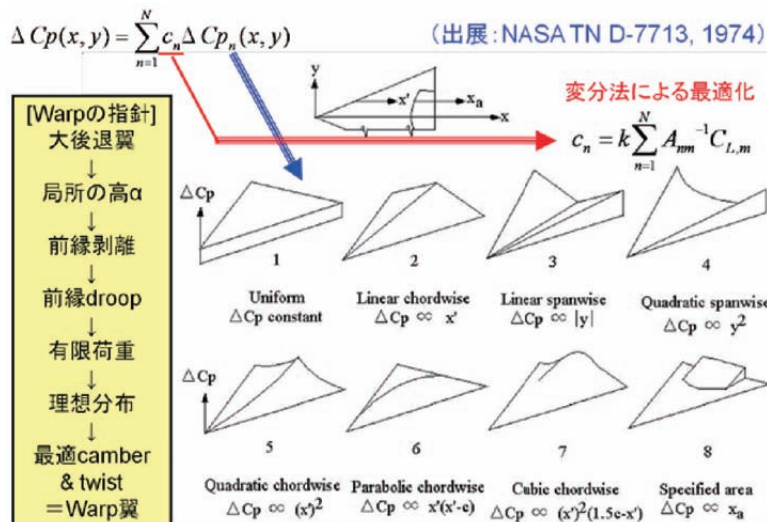


図7. Carlson の Warp 翼設計法

本設計ソフトでは、平面形データ、設計マッハ数、設計揚力を入力データとして設定し、さらに翼厚比の翼幅方向分布を設定することで、その設計揚力時に最も揚力依存抗力が低減されるワープ面(振り角及びキャンバー分布)とその上に載せられた翼厚を有する主翼上下面形状が設計される。NEXST-1 主翼の設計時の厚み比分布を参考までに図8に示す。

○線形理論設計においては、 $t/c(x)$ は下記の $(t/c)_{max}$ の翼幅方向(y)分布を基にNACA 4字シリーズの分布形を設定

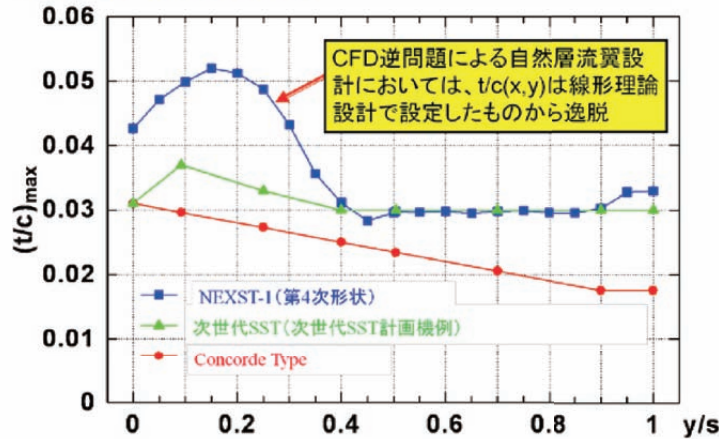


図8. Warp 設計における最大翼厚比の翼幅方向分布

尚、上記の平面形諸元策定ソフトとこのワープ翼設計ソフトを組み合わせることで、結果として、ワープ翼化された平面形のパラメトリックスタディが可能となり、先述の平面形策定における多くの任意性の絞り込みが可能となる。つまり、平面形を最適化する設計手法はないが、ワープ翼設計まで考慮した平面形の最適化としては、平面形諸元策定ソフトにより、候補平面形を幾つか絞り込み、それら全てにワープ翼設計を適用し、最終的に最も揚力依存抗力の低減されるワープ付き平面形を選定する、ということその目的を達成できるものとする(図9参照)。

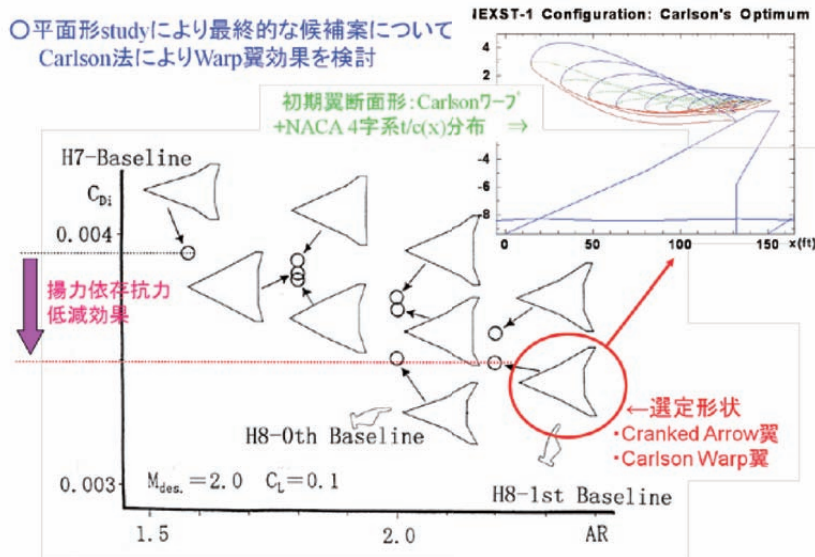


図9. 各種平面形を考慮した Warp 翼の設計



③エアリアルール胴体ソフトの適用

以上で揚力依存抗力低減を考慮した主翼形状の設計が可能となったので、最後に全機形状の設計を行う。一般に全機形状とは、主翼、胴体、尾翼、エンジンナセルから構成される。このうち、NEXST-1 空力設計法では、尾翼、ナセルの抗力低減設計は考慮しないため、尾翼形状と取り付け位置、ナセル形状と取り付け位置に関しては、自由に設定する。(例えば、他計画例を参照する。)一方、胴体形状は、それ及び主翼の断面積分布に起因する造波抗力(体積依存造波抗力)の低減を考慮するため、下記のエアリアルール胴体設計を適用する。

この適用に際しては、まず胴体の全体積と最大胴体径を設定する(想定乗客数、燃料容積、等からの要求値として別途決まる)。次に、先述の尾翼及びナセル形状に起因する断面積分布を与える。最後に、ワープ翼設計で得られた主翼の断面積分布を与える。以上の入力情報をもとに機体全体の全体積を推定し、その値と機体全長を有する理論的に最小の造波抗力物体として導かれる Sears-Haack 体(図10参照)の断面積分布を算出する。エアリアルール胴体は、この Sears-Haack 体の断面積分布から、主翼、尾翼、ナセルの断面積分布を引いて得られた断面積分布を適用するものである(図11参照)。NEXST-1 空力設計法では、胴体を軸対称対と仮定し、その断面積分布から胴体の半径分布を推算し、胴体形状を設計した。各構成部位の断面積分布及びエアリアルール胴体設計結果の例を図12にまとめる。

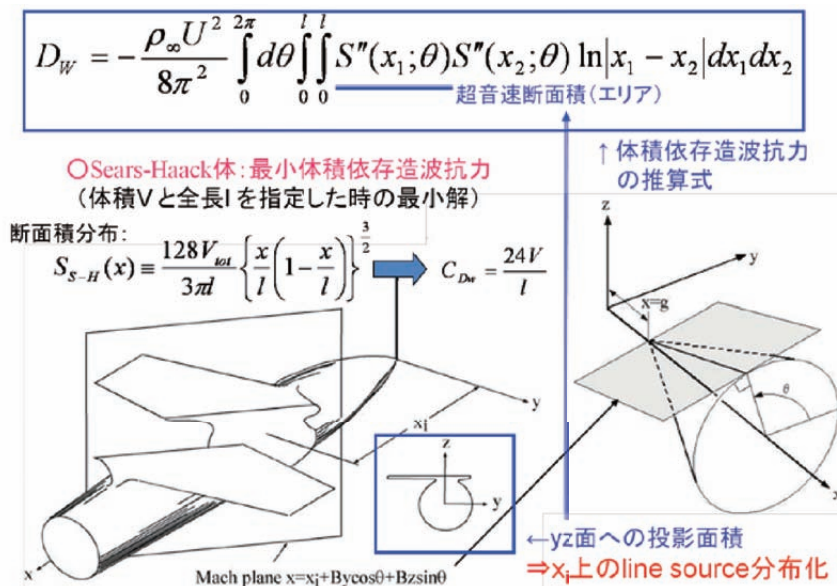


図10. 断面積法則と最小造波抗力の解

○胴体の軸対称近似:  $S(x; \theta) = S_f(x) + S_w(x; \theta)$  (添え字 f: 胴体、w: 翼)

○翼の非軸対称成分の Fourier 級数展開:  $S_w'(x; \theta) = \sum_{n=0}^{\infty} A_{2n}(x) \cos(2n\theta)$

where  $A_{2n}(x) = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} S_w'(x; \theta) \cos(2n\theta) d\theta$

○体積依存造波抗力:  $D_W = D_{Wing-Body} + (D_{Wing})_n$

where  $D_{Wing-Body} = -\frac{\rho_{\infty} U^2}{4\pi} \int_0^l \int_0^l \{S_f''(x_1) + A_0'(x_1)\} \{S_f''(x_2) + A_0'(x_2)\} \ln|x_1 - x_2| dx_1 dx_2$

$(D_{Wing})_n = -\frac{\rho_{\infty} U^2}{8\pi} \sum_{n=1}^{\infty} \int_0^l \int_0^l A_{2n}'(x_1) A_{2n}'(x_2) \ln|x_1 - x_2| dx_1 dx_2$

○ $D_{Wing-Body}$ 成分の低減化:  $A_0$ を考慮したSears-Haack化

$\therefore \{S_f(x)\}_{Area-ruled} = S_{S-H}(x) - S_0(x)$  ←  $S_f''(x) + A_0'(x) = S_{S-H}''(x)$

Area-rule 胴体断面積分布 where  $S_0(x) \equiv \int_0^x A_0(x_1) dx_1 = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} S_w(x; \theta) d\theta$

図11. Area-rule 胴体の設計法

OM=2におけるArea-rule 胴体設計結果: 超音速断面積分布

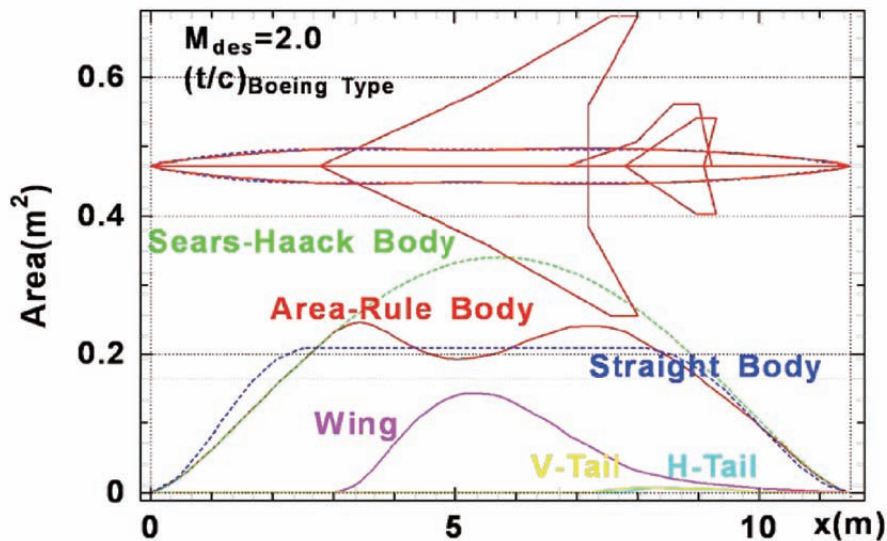


図12. Area-rule 胴体の設計結果例

以上により、抗力低減効果として、アロー型平面形、ワープ翼、エアールール胴体の各種抗力低減設計コンセプトを盛り込んだ全機形状が得られる。

(2) CFD 逆問題設計ソフト類

このソフト類を用いると、圧力抗力低減コンセプトと同時に、摩擦抗力低減を可能とする自然

層流翼設計コンセプトを適用した全機形状の設計が可能となる。

それには、まず初期形状として、圧力抗力低減コンセプトを盛り込んだ線形理論設計による全機空力設計形状を採用し、次に自然層流翼を可能とする目標  $C_p$  分布を設定し、それを実現させる翼断面形状を設計する。設計フローを図13にまとめる。

NEXST-1 空力設計法では、既に設計マッハ数 2.0、設計  $CL=0.1$  において、亜音速前縁を前提としたアロー型平面形の場合に適用可能な自然層流翼設計用目標  $C_p$  分布を創出している(図14にNEXST-1 空力設計で用いた目標  $C_p$  分布と設計結果の比較を示す)。ここでは、それを用いて自然層流翼設計を行う手法として、下記の CFD 逆問題設計法の適用方法を説明する。

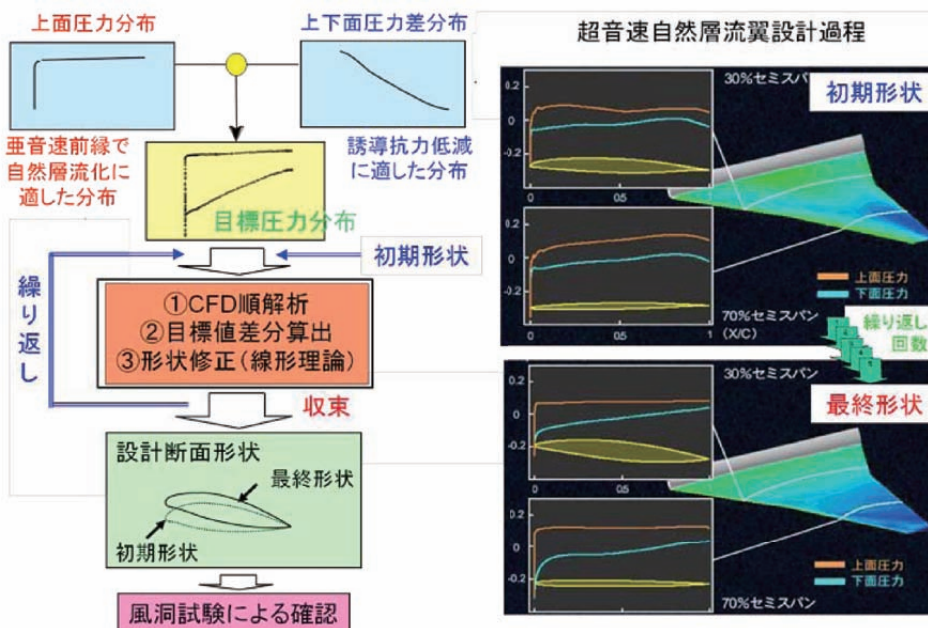


図13. 超音速自然層流翼設計法: 設計フローと設計例

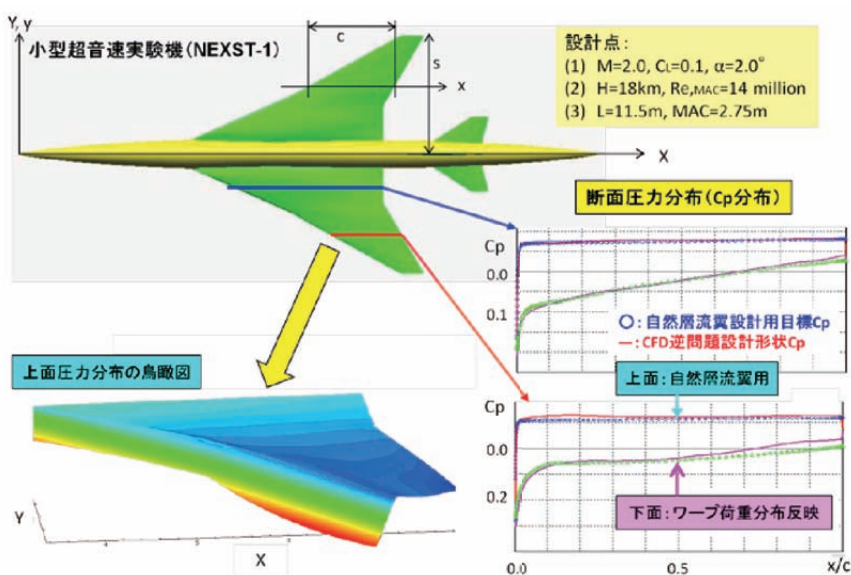


図14. 自然層流翼設計用目標  $C_p$  分布と逆問題設計結果

#### ①目標圧力分布修正ソフト (ModTagCp)

まず、上述の方法による初期形状を用意し、CFD 順解法により流れ場を解く。次に、各翼幅位置 ( $y/s = \eta$ ) を任意の翼幅毎に設定 (つまり、例えば 5% 半翼幅刻みを採用し、かつもし翼胴接合位置が  $\eta = 0.13$  であるときは、 $\eta = 0.15, 0.2, 0.25, \dots, 0.9, 0.95$  と設定することを意味する) し、その断面での  $C_p$  分布を算出し、stagnation 位置とその  $C_p$  値を求める。それをもとに、既に用意してある目標  $C_p$  分布の修正を行う。本ソフトはそれを自動的に行うものである。このソフトの入力データは各断面での CFD 順解析による  $C_p$  分布である。

#### ②逆問題設計準備ソフト (PreWINV)

次に、CFD 逆問題設計を行うのに必要な入力データとして、CFD 順解法による各翼幅位置での  $C_p$  分布と目標  $C_p$  分布との差分データ、並びに順解析を行った形状 (最初は初期形状に相当するが、その後は、各イタレーションステップ毎の修正形状の意味) の主翼座標データを用意する。本ソフトはそれらのデータをもとに CFD 逆問題設計ソフト用の入力データを作成するものである。

#### ③超音速翼逆問題設計ソフト (SuperWINV)

このソフトは、CFD 逆問題設計システムの心臓部として、上述の目標  $C_p$  分布と CFD 順解析による  $C_p$  分布との差分をもとに形状修正量を算出するもので、本ソフトのアウトプットは修正形状の座標データである。これは各翼幅毎の断面形状データ及び振り角の翼幅分布として表わされる。

#### ④形状スムージングソフト (AutoCOMPAW)

超音速翼逆問題設計ソフトによる修正形状をもとに、さらに CFD 順解析を行うために、修正形状の格子生成が必要となる。その前準備として、各翼幅毎に得られた修正断面形状は一般に翼幅方向になめらかに繋がっていない可能性があるため、翼幅方向並びに翼弦方向も同時になめらかにするスムージングをかける。本ソフトでは、各断面形状に対して等角写像法 (Imai の方法) を利用して、翼断面形を関数表示 (Fourier 級数展開表示) し、さらにその写像係数を翼幅方向に多項式近似で補間することで、3次元翼面形状として関数的にスムーズ化するものである。

#### ⑤表面格子作成ソフト (SmoothCOMPAW)

最後に、上記のスムージング化を施した翼表面に対して表面格子を作成する必要があるが、本ソフトはそれを行うものである。本ソフトは、CFD 順解法で用いた格子に対して、表面格子を修正することを意味する。尚、空間格子は、各ユーザーが所有する格子生成法を適用して求めるものとする。

以上の一連の作業を CFD 順解析による  $C_p$  分布と目標  $C_p$  分布との差が無視可能となるまで収束させることが本 CFD 逆問題設計システムの流れとなる。収束が得られた形状は、圧力抗力低減設計コンセプトを考慮しつつ、自然層流翼設計用の目標  $C_p$  分布を同時に満足することから、最も抗力低減を可能とする形状となることを意味する(図15に設計結果の例を示す)。

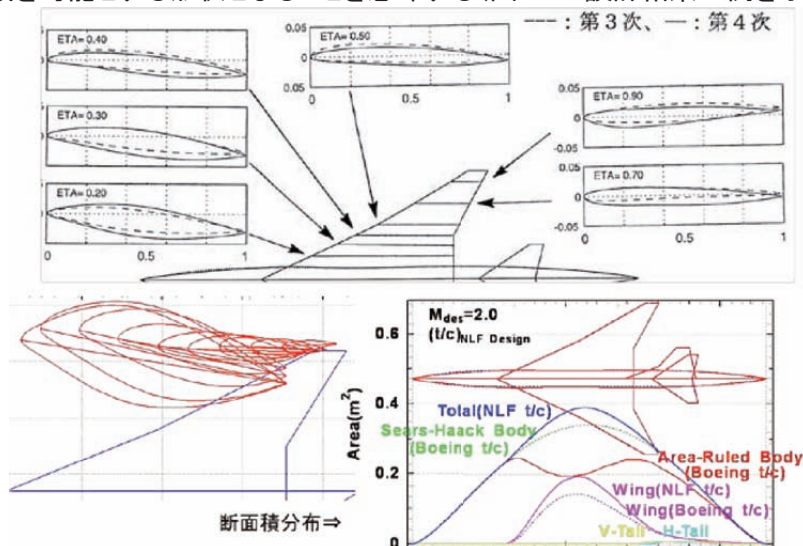


図15. CDF 逆問題設計法による圧力及び摩擦抗力低減機体の設計例

(3) 境界層遷移特性解析ソフト

自然層流翼は境界層遷移点を可能な限り後方に遅らせる圧力分布を有する形状である。この設計には、圧力分布と遷移特性との関係を把握することが不可欠となり、そのために遷移特性解析が必要となる。NEXST-1 空力設計法では、層流境界層の安定性理論にもとづき微小擾乱の増幅率を推定し、その積分値としてのN値を算出し、そのN値分布と遷移試験データとの相関から決まる閾値を持って遷移点を判定する手法( $e^N$ 法)を用いた。図16に $e^N$ 法の概要を示す。また図17に3次元層流境界層の不安定性とその抑制方法の概要をまとめる。

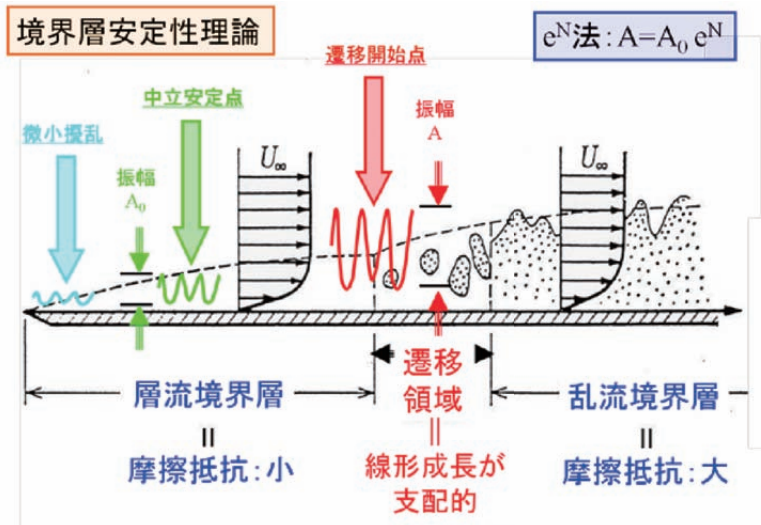


図16. 層流境界層内の微小擾乱の増幅過程と  $e^N$  法の関係

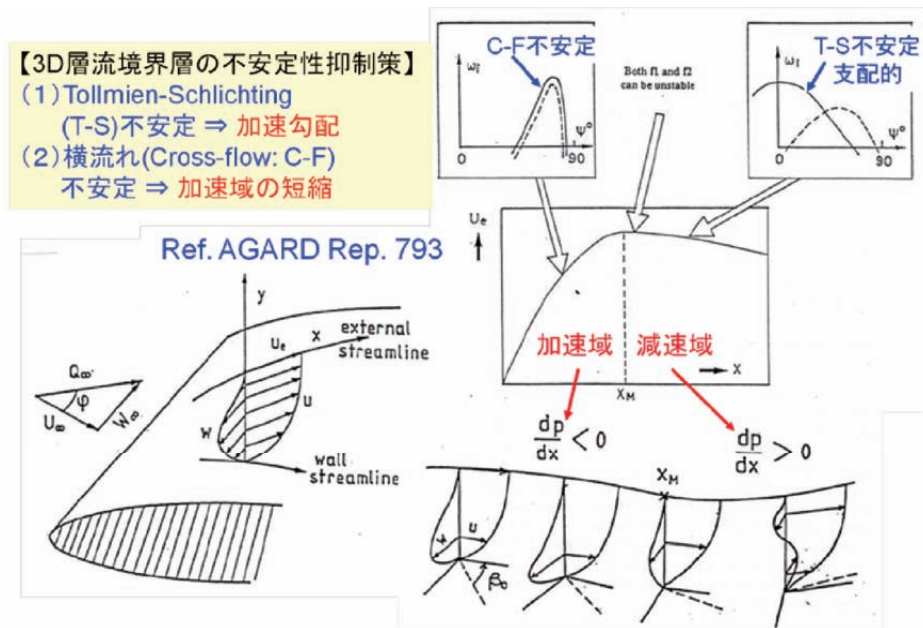


図17. 3次元層流境界層内の不安定モード

この遷移特性解析には、次の一連の解析ソフトを用いる。

#### ①層流境界層解析用入力データ作成ソフト(BLedge)

まず、層流境界層特性を算出するために必要な入力データとして、形状及び  $C_p$  分布データをもとに、各外部流線毎の境界層外縁での速度成分を求める必要がある。本ソフトでは、形状及び  $C_p$  分布データからその速度成分を求める。

#### ②層流境界層解析ソフト(BL3DW)

上記の速度成分データをもとに各外部流線毎の速度及び温度境界層プロファイル並びに、境界層厚み、等を算出する必要がある。本ソフトは Iyer による完全 3次元層流境界層解析手法に基づき、それらを算出するものである。

#### ③遷移特性解析ソフト(LSTAB)

上記の境界層情報をもとに、層流境界層の安定特性を解析する必要がある。本ソフトは、局所平行流近似を採用した空間的方法かつ Envelope 法にもとづく線形安定理論の解法である。図 18 に本手法の定式化をまとめる。このソフトにより、擾乱の増幅率 ( $\alpha_i$ ) と波数 ( $\alpha_r$ ) 並びに最大増幅の方向 ( $\Psi$ ) が求まる。

(1) 微小攪乱: 単純平面波近似

$$\{u', v', w', p', T', \rho', \mu'\} \equiv q'(x, y, z, t) = \tilde{q}(y) e^{i(\alpha x + \beta z - \omega t)}$$

$(\alpha = \alpha_r + i\alpha_i)$   
 $(\beta = \beta_r + i\beta_i)$

(2) 層流境界層: 平行流近似

$$\{U, V, W, P, T, \rho, \mu\} = \{U(y), 0, W(y), 1, T(y), \rho(y), \mu(y)\}$$

平行流近似      境界層近似

(3) 基礎方程式: 流線座標による定式化       $W(\delta) = 0$

$$\frac{d\varphi_i}{dy} = \sum_{j=1}^8 a_{ij} \varphi_j, \quad i = 1 \sim 8 \quad \text{: 固有値方程式} \rightarrow \text{解 (増幅率 } \alpha_i, \beta_i)$$

(4) 遷移判定指標: 増幅率積分(N-factor)       $N = \int (-\alpha_i dx_s - \beta_i dy_s)$

[Envelope法]  $\alpha_i = \text{Max}_{\psi} [|\alpha_i(\psi)|]$  where  $\alpha_i = \alpha_i^* \delta$ ,  $\psi = \tan^{-1} \left( \frac{\beta_r}{\alpha_r} \right)$

図18. 3次元層流境界層の線形安定方程式と e<sup>N</sup> 法の定式化

④ 擾乱増幅積分ソフト (EXPAN)

最後に、上記の最大増幅率を外部流線方向に積分し、N 値と呼ばれる遷移判定指標値を算出する必要がある。本ソフトは数値積分により、それを実行するものである。

以上の遷移特性解析システムは、目標 Cp 分布の効果推定や、また CFD 逆問題設計システムにおける各イタレーション毎の工学的な収束状況の確認の一助として適宜実施することが想定される解析システムと考える。

以上

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-11-009

---

発行 平成 24 年 1 月 31 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒 182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL : <http://www/jaxa.jp/>

印刷・製本 (株) 東京プレス

---

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒 305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL : 050-3362-6224 FAX : 029-868-2956

---

© 2012 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。



