

宇宙航空研究開発機構契約報告

JAXA Contract Report

120席級旅客機全機巡航形態の空力設計

Aerodynamic Design of a 120-Seat Class Passenger Aircraft at Cruise

野村 聡幸

Toshiyuki NOMURA

2019年1月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

1. はじめに	1
2. 翼胴形態の空力設計	1
2.1. 設計作業概要	1
2.2. 空力性能向上のための課題	2
3. 全機巡航形態の空力設計	2
3.1. 設計作業概要	2
3.2. 空力性能向上のための課題	2
4. まとめ	2
参考文献	2
付録 1	3
付録 2	77

120 席級旅客機全機巡航形態の空力設計*

野村 聡幸^{*1}

Aerodynamic Design of a 120-Seat Class Passenger Aircraft at Cruise*

Toshiyuki NOMURA^{*1}

ABSTRACT

The aerodynamic design of a 120-seat class passenger aircraft at cruise is conducted on the basis of its conceptual design data. The aircraft configuration has almost the same aerodynamic performances at cruise as existing aircraft, and it is used to evaluate the drag-reducing effects of newly-developed aerodynamic technologies with CFD and wind-tunnel testing.

Keywords: Aerodynamic Design, Passenger Aircraft

1. はじめに

JAXA航空技術部門の研究事業「エコウィング技術の研究開発」(実施期間:2013年度~2019年度)¹⁾で扱う航空技術に関して、その技術の燃費削減効果を評価するため、現行機相当の性能を持つ120席級旅客機Technology Reference Aircraft 2012A (TRA2012A)の概念設計を行った²⁾。このTRA2012Aに対して、空力技術による抵抗低減、構造材料技術による重量削減を仮定すると、それらの技術によって達成される燃費削減量が算出される。

空力技術による抵抗低減を解析または風洞試験で評価するには、基準となる空力性能を持つ旅客機形状が必要である。そこで、TRA2012A概念設計形状に基づき、標準模型として広く使用されているDLR-F4³⁾及びF6^{4, 5)}等を参考にし、TRA2012Aの空力設計を行った。設計要求はJAXAが定め、設計作業は委託先の川崎重工業が実施した。

本報告ではTRA2012A空力設計の概要を先ず説明し、設計の詳細は付録に示す。

2. 翼胴形態の空力設計

2013年度に胴体、翼胴フェアリング、主翼で構成されるTRA2012A翼胴形態の空力設計を行った。

2.1. 設計作業概要

TRA2012A概念設計形状と、同機設計の際に

参考にしたエアバスA319及びA320の機体三面図を基に、翼胴形態の基本レイアウトを設定した。

TRA2012Aの胴体は、DLR-F6の胴体径をTRA2012Aの胴体径に合わせた後、DLR-F6の胴体断面一定部分をストレッチして作成した。

TRA2012Aの翼胴フェアリングはA319を参考にしており、SOBでの主翼前後への張り出しや胴体下部への膨らみをA319と同程度とした。

TRA2012Aの主翼平面形は概念設計形状と同じとした。翼型は、設計点(巡航高度35,000 ft、巡航速度M0.78)で空力抵抗が最小となる超臨界翼型を遺伝的アルゴリズムで設計した。主翼平面形に合わせて超臨界翼型を配置した後、設計点での主翼揚力分布が楕円分布となるよう、主翼に振りを付けた。

主翼に燃料タンク及び脚を格納することを考え、A320の主翼とほぼ同様の翼厚比分布をTRA2012Aの主翼に設定した。翼厚増加により揚力が増えた分は振り下げにより調整した。

バフェットを回避するため超臨界翼型に対してキャンバーを小さくする修正を行った。これにより今度は揚力が低下したため、振りを再調整した。

以上の空力設計が行われたTRA2012A翼胴形態に対し、全域乱流のNS解析が行われ、設計点で下記が確認された。

- 楕円型に近い主翼揚力分布。
- 主翼表面の等圧線と等%翼弦線とが平行に

* 平成30年11月27日受付 (Received November 27, 2018)

^{*1} 航空技術部門 航空システム研究ユニット (Aviation Systems Research Unit, Aeronautical Technology Directorate)

なるIsobar設計。

- 最大値に近い空力効率(マッハ数と揚抗比の積)。

2.2. 空力性能向上のための課題

TRA2012A翼胴形態の空力性能向上のためには下記が必要である。

- 翼胴フェアリングで剥離を抑制するための形状修正。
 - 主翼揚力分布をより楕円型に近付けるための振り及びキャンバーの修正。
- 2節の詳細は付録1を参照されたい。

3. 全機巡航形態の空力設計

2014年度にナセル、パイロン、水平尾翼、垂直尾翼の空力設計を行い、それらをTRA2012A翼胴形態にインストールして、全機巡航形態の空力設計を行った。

3.1. 設計作業概要

TRA2012Aのナセルは、DLR-F6のロングナセルをスケーリングして設計した。このナセルを主翼へマウントするにあたっては、実機を参考にスパン方向配置、上下前後配置、地上高、取り付け角度を設定した。

TRA2012Aのパイロンは、主翼との取り付け位置及び側面形状はA320を参考にして、ナセルとの取り付け位置及び断面形状はDLR-F6を参考にして設計した。

TRA2012Aの水平尾翼及び垂直尾翼は、概念設計形状の平面形と翼型をそのまま用いることにした。

ナセル及びパイロンのマウントにより内翼の圧力分布が変化した。これを改善するため、内翼の翼型の修正を行った。これにより内翼と外翼の等圧線を揃えることができた。

以上の空力設計が行われたTRA2012A全機巡航形態に対し、全域乱流のNS解析が行われ、設計点での揚抗比16.8が得られた。概念設計では設計点での揚抗比は16.2であり、両揚抗比はほぼ等しくなった。また、設計点で下記が確認された。

- 楕円型に近い主翼揚力分布。
- Isobar設計。
- 最大値に近い空力効率。
- 1.3Gバフエット・クライテリア(設計点で設計 C_L の1.3倍である $C_L = 0.65$ までバフエットを生じないこと)に適合。

3.2. 空力性能向上のための課題

TRA2012A全機巡航形態の空力性能向上のためには下記が必要である。

- 翼胴フェアリングで剥離を抑制するための形状修正。
 - 主翼上面の衝撃波を弱めるための翼型修正。
 - 主翼揚力分布をより楕円型に近付けるための振り及びキャンバーの修正。
- 3節の詳細は付録2を参照されたい。

4. まとめ

120席級旅客機TRA2012Aの概念設計形状に基づき、標準模型であるDLR-F4及びF6等を参考にして、TRA2012A全機巡航形態の空力設計を行った。得られた空力設計形状は設計点(巡航高度35,000 ft、巡航速度M0.78)で概念設計とほぼ等しい揚抗比を持つ。また、設計点での主翼揚力分布、空力効率等が適切であることを確認した。

TRA2012A空力設計形状はエコウィング研究事業において、インハウスの研究開発及び大学との共同研究等に広く利用されている。

参考文献

- 1) JAXAホームページ。
<http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/ecowing/>
- 2) 野村聡幸, “燃料消費削減を目指した将来旅客機の概念設計,” JAXA-RR-13-007, 2013.
- 3) Redeker, G., Schmidt, N., and Müller, R., “Design and Experimental Verification of a Transonic Wing for a Transport Aircraft,” AGARD-CP-285, pp. 13-1 to 13-14, 1980.
- 4) Rossow, C.-C., Godard, J.-L., Hoheisel, H., and Schmitt, V., “Investigations of Propulsion Integration Interference Effects on a Transport Aircraft Configuration,” AIAA Paper 92-3097, 1992.
- 5) Brodersen, O. and Stürmer, A., “Drag Prediction of Engine-Airframe Interference Effects Using Unstructured Navier-Stokes Calculations,” AIAA Paper 2001-2414, 2001.

付録 1

「120 席級旅客機翼胴形態の空力設計」

成果報告書

川崎重工業株式会社

14KT001777

目 次

	頁
1 目的	1
2 作業概要	1
2.1 胴体及び主翼平面形の設計	1
2.2 楕円型揚力分布の設定	1
2.3 翼厚分布の設定	1
2.4 マッハ数と揚抗比の積の算出	1
3 作業結果	2
3.1 要求仕様	2
3.2 作業の流れ	2
3.3 胴体及び主翼平面形の設計	3
3.3.1 諸元及び三面図	3
3.3.2 胴体形状	3
3.3.3 翼胴フェアリング形状	3
3.3.4 主翼平面形	4
3.3.5 翼型設計	4
3.4 楕円型揚力分布の設定	6
3.4.1 三次元主翼形状の作成	6
3.4.2 ねじり分布の設定	6
3.5 翼厚分布の設定	7
3.5.1 燃料タンクの検討	7
3.5.2 主脚格納容積の検討	7
3.5.3 設計断面圧力分布	7
3.5.4 翼型修正	8
3.5.5 高速性能	8
3.6 マッハ数と揚抗比の積の算出	9
3.6.1 解析条件	9
3.6.2 解析モデル	9
3.6.3 縦3分力特性	9
3.6.4 圧力分布	10
3.6.5 抵抗発散曲線	10
3.6.6 空力効率	10
4 成果	11
5 今後の課題	12
6 参考文献	13

1 目的

JAXA 殿において、実機を参考にした 120 席級旅客機の概念設計が行われ、大まかな機体形状と巡航時（高度 35,000 ft、マッハ数 0.78）の空力性能が得られている。この概念設計データに基づいて、120 席級旅客機翼胴形態の空力設計を行う。

2 作業概要

2.1 胴体及び主翼平面形の設計

胴体及び主翼平面形は概念設計データと同様に設計した。巡航時の空力性能も概念設計データと同程度とした。なお、翼型は超臨界翼型とした。

2.2 楕円型揚力分布の設定

設計点（マッハ数 0.78、揚力係数 0.5）で主翼の揚力分布が楕円分布となるよう、主翼にねじりを付けた。

2.3 翼厚分布の設定

同設計点で主翼表面の等圧線と翼弦線とを平行に近づけ、かつ実機では主翼に燃料タンク及び脚が格納されることを考慮して、実機を参考に翼厚をスパン方向に変化させた。

2.4 マッハ数と揚抗比の積の算出

同設計点でのマッハ数と揚抗比の積を算出し、その値が最大値に近いことを確認した。

2 14KT001777

3 作業結果

3.1 要求仕様

作業内容を表 3.1-1、及び 120 席級旅客機（概念設計データの機体形状、以下本資では「TRA2012A」と呼ぶ）の要求仕様^[1]を表 3.1-2 に示す。

表 3.1-2 に示す仕様は、同クラス機であるエアバス A319/A320 の仕様を参考にして、要求仕様を JAXA 殿で定められたものである。

3.2 作業の流れ

作業の流れを表 3.2-1 に示す。3.1 項に示す要求仕様、概念スケッチを基に構造検討形状^[2]をベースとして機体レイアウト設定を行い、翼胴形態の空力設計を実施した。本作業のスケジュールを表 3.2-2 に示す。

3.3 胴体及び主翼平面形の設計

3.3.1 諸元及び三面図

翼胴形態の基本レイアウトを設定するため、A319/A320 と機体形状の比較を行った。A319^[3], A320^[4]の機体三面図をそれぞれ図 3.3.1-1, 図 3.3.1-2 に、TRA2012A の構造検討形状を図 3.3.1-3 に示す。

なお、TRA2012A の胴体長は 37.57 m で A320 と同じであり、主翼スパンは 34.1 m で A319/A320 に合わせてある。

TRA2012A 機体諸元を表 3.3.1-1 に示す。

ここで、主翼面積は、基本台形からの張り出した部分を含めた、実平面形の面積に等しくなる面積を持つグロス台形で定義した。主翼面積の定義を図 3.3.1-4 に示す。本資では特に記述がない限り、翼面積にはこの定義を用いる。

3.3.2 胴体形状

TRA2012A の胴体は、A320 相当の胴体長、CS300 相当の胴体径を持つ胴体として、既存機ベースの胴体形状となる DLR-F6^[5]の胴体を基に、胴体径を 3.709 m としてスケーリングした後、一定断面部分をストレッチして胴体長を 37.57 m にした。作成した胴体形状を図 3.3.2-1 に示す。

加えて、主翼と胴体の位置関係について、構造検討形状と機体平面形を比較した図を図 3.3.2-2 に示す。2つの平面形とも、主翼・胴体の位置関係が同じであることを確認した。

また、A319/A320 相当の主脚（後述）を想定したときの、静止時尾部接地角を図 3.3.2-3 に示す。Raymer^[6]によれば、一般的な機体の静止状態の尾部接地角は 10~15° である。TRA2012A の尾部設置角は 13° であり、A320 の 12° 並みであることを確認した。

3.3.3 翼胴フェアリング形状

翼胴取付部の干渉抵抗を他機並みに抑えるため、A319 のフェアリング形状^[3]を参考に、フェアリングの前後長さを設定した。

図 3.3.3-1 から、胴体側面 (SOB) で定義する翼根コード長 (Croot) に対して、フェアリング前方長さを翼根前縁から前方に 0.33Croot、フェアリング後方長さを翼根後縁から後方に 0.48Croot とした。

さらに、主脚サイズ・配置も A319/A320 と同じと仮定し、主脚格納容積を確保するため、胴体下のフェアリング厚みを 140 mm と設定した。

4 14KT001777

3.3.4 主翼平面形

主翼平面形は、概念設計データと同様とするため、構造検討三面図のとおりとした。主翼平面形を図 3.3.4-1 に示す。

3.3.5 翼型設計

翼型は、設計点 (M0.78、高度 35,000 ft、ISA^{※1}、 $Re=6.14 \times 10^6/m$ ^{※2}) において抗力が最小となる超臨界翼型を設計した。

※1) International Standard Atmosphere、国際標準大気

※2) 単位レイノルズ数: $Re = Ma/\nu = 0.78 \times 296.6/3.767 \times 10^{-5} = 6.14 \times 10^6$

翼型設計では、外翼 ($\eta=0.7 \sim 0.9$) における平均翼弦長 2 m (図 3.3.5-2 参照) を代表長とした。この代表長に対するレイノルズ数を

$$Rec = (Ma)c_{ref}/\nu = Re \cdot c_{ref} = 6.14 \times 10^6 \times 2 = 12.3 \times 10^6$$

として、翼型設計を実施した。

また、後述する三次元解析では、平均空力翼弦長 (MAC) 3.97 m を代表長とした。この代表長に対するレイノルズ数を

$$Rec = (Ma)c_{ref}/\nu = Re \cdot c_{ref} = 6.14 \times 10^6 \times 3.97 = 24.4 \times 10^6$$

として、翼胴形態の解析を実施した。

なお、設計点近傍ではマッハ数/高度による Rec の変化が小さいこと、高速性能は圧縮性に対する特性に大きく依存することから、本設計においては、 Rec 一定条件の下で設計した。

はじめに、構造検討時の諸元にある、翼厚比 $t/c=0.12$ ($\eta=0$) 及び $t/c=0.11$ ($\eta=1$) から、外翼 ($\eta=0.7 \sim 0.9$) の t/c は約 0.112 と設定した。 (η : セミスパン長を 1 とするスパン方向無次元長さ)

(開示制限のため削除)

そして、定義した翼型の空力性能は、弊社 CFD (Computational Fluid Dynamics) コードによる二次元 Navier-Stokes (NS) 解析により求めた。

巡航時 $C_l=0.5$ 、楕円型揚力分布を仮定したときの断面 c_l 分布を図 3.3.5-2 に示す。ここでは、後退角 ($\Lambda_{c/4}=25^\circ$) をもつ $c/4$ 線に垂直な

平面内の翼型を考え、外翼部平均断面 $c_l=0.65$ を設計条件とした。翼型性能の評価点として以下の3点を設定し、多目的遺伝的アルゴリズムにより、抗力最小化を行った。

[評価点]

- 1) 亜音速の $M=0.6$ (一般的に $M=0.6\sim 0.7$ 以上で圧縮性を考慮する必要があり、弊社では経験的に亜音速の代表速度として 0.6 を使用)
- 2) 巡航 $M=0.78$ に相当する $M=0.707 (= 0.78 \cos 25^\circ)$ 、後退角効果を考慮)
- 3) 抵抗発散マッハ数 (M_{DD}) 余裕を巡航 $M+0.01$ としたとき $M=0.79$ に相当する $M=0.752 (= 0.79 \sqrt{\cos 25^\circ})$ 、後退角効果を考慮)

設計結果を図 3.3.5-3 に示す。得られた翼型群の中から、 $M=0.707$ (巡航 M 相当) の c_d 値が最小となる形状を採用した。設計した翼型を図 3.3.5-4 に示す。

また、この翼型における抵抗発散曲線を図 3.3.5-5 に示す。 M_{DD} は DATCOM^[8] より、 $dC_d/dM=0.1$ となる M として考え、二次元での M_{DD} は 0.754 となる。これは、後退角 25° を持つ三次元翼では $M_{DD}=0.792$ となり、設計した翼型は巡航 M に対して $+0.01$ 以上 M_{DD} 余裕があることが分かる。

評定 M での圧力分布を図 3.3.5-6 に示す。

6 14KT001777

3.4 楕円型揚力分布の設定

3.4.1 三次元主翼形状の作成

設計した翼型から、3次元主翼形状を作成するため、一度スパン方向に翼型を配置し、主流に平行な断面で翼型を定義し直した。概略を図 3.4.1-1 に示す。

また、翼型定義断面位置を図 3.4.1-2 に示す。主翼平面形より、翼型の定義断面を SOB、KINK、翼端に加え、ねじり分布や翼厚比分布を調整し、楕円型揚力分布を実現するため、内翼・外翼にそれぞれ 2 断面、合計 7 断面を設定した。

作成した主翼形状に対して、FL067^[9]による三次元 Euler 解析を実施し、設計点 ($M=0.78$ 、 $\alpha=1.8^\circ$ ※、 $C_L=0.5$) における圧力分布と断面形状を図 3.4.1-3 に、スパン方向揚力分布を図 3.4.1-4 に示す。

ねじり角を与えていない状態では、設計 C_L において、外翼の揚力負担が大きいことが分かる。

※) α : 迎角、機体前後軸と気流の成す角とする。

3.4.2 ねじり分布の設定

次に、設計点で主翼の揚力分布が楕円分布となるよう、主翼にねじりを付けた。ねじり分布と揚力分布を図 3.4.2-1 に示す。適切なねじり角を各設計断面に与えることにより、楕円型揚力分布を得ることができた。このときの圧力分布と断面形状を図 3.4.2-2 に示す。

3.5 翼厚分布の設定

3.5.1 燃料タンクの検討

主翼に燃料タンク及び脚を格納することを考慮して、実機^{[10][11]}を参考に翼厚をスパン方向に変化させた。

t/c 分布と燃料タンク容積の比較を図 3.5.1-1 に示す。

[t/c 分布の設定手順]

- 1) 設計翼型 (0.112) に外翼設計断面 ($\eta=0.75$) を合わせた
- 2) 翼端で他機並み (0.108) とした
- 3) KINK まで t/c を直線的に増加させた
- 4) 内翼部は他機例を参考に、2次関数で増加させた

主翼の燃料タンク容積として、構造検討時の値 (24.557 m³; 19,842 kg/43,743 lb) を確保するため、上記で設定した翼厚分布に対して、最

大翼厚とコード長の積をスパン方向に積分した容積 ($V = \int (t \cdot c) d\eta \propto$ タ

ンク容積) が、タンク容積の見積に使用した主翼形状に対する積分値に等しくなるよう、中央部 t/c (仮) を調整し、翼厚比分布を設定した。

結果として得られた翼厚比分布が、他機例並みになっていることを確認した。

TRA2012A の上記タンク容積は A320 のタンク容積 23.859 m³ に対して 3%大きく、また、インテグラルタンクの使用可能容積を、主翼コンターの表面基準で測った容積の 85%と仮定しているということから、t/c 分布は TRA2012A が A320 よりも厚めになっていると考えられる。

3.5.2 主脚格納容積の検討

前節で設定した翼厚から、A319/A320 の主脚が格納できることを確認した。ここでは A319/A320 の主脚形状と轍間距離^{[3][4]}を参考にして、構造検討で設定した主翼後桁位置^[2]の後方に配置した。

主脚を格納した状態の概略を図 3.5.2-1 に示す。主脚が胴体下部に格納できる容積があることを確認した。

3.5.3 設計断面圧力分布

設定した翼厚分布に従い、各設計断面の翼型を厚み方向にスケーリングした。

8 14KT001777

このときのねじり分布と揚力分布を図 3.5.3-1 に示す。翼厚の増加に伴い、揚力が増えた分をねじり下げることにより、楕円型揚力分布を実現した。

設計断面における圧力分布と断面形状を図 3.5.3-2 に示す。

内翼を厚くしたことにより、内翼の上面、後半部で再加速が起り、負圧が大きくなった。このように後半部の負圧が大きく、後縁に向けた圧力回復が急になると、翼上面流れの剥離によるバフエットが発生する可能性がある。設計 C_L で、バフエットの可能性がある圧力分布は好ましく無く、圧力分布がバフエット判定線を越えないよう、翼型の修正が必要である。

バフエット判定線は、Gadd の基準^[12]によるものである。この基準は衝撃波-境界層干渉による剥離に対する基準であり、遷音速域で適用できるものである。

3.5.4 翼型修正

前節の結果をから、キャンバーを修正し、バフエット判定線を越えない圧力分布を実現した。

翼型とキャンバーの修正前後の比較を図 3.5.4-1 に示す。

翼上面の後半部加速を抑制するため、キャンバーを小さくした。これにより低下した揚力を補うため、ねじりを大きくし、楕円型揚力分布を維持した。このときのねじり分布と揚力分布を図 3.5.4-2 に示す。

設計断面における圧力分布と断面形状を図 3.5.4-3 に示す。

図 3.5.4-3 より、キャンバーを小さくしたことにより、翼上面の後半部分における負圧は小さくなり、バフエット判定線にかかっていないことが分かる。

3.5.5 高速性能

Euler 解析結果より、 M_{DD} とバフエットオンセットを推算し、設計点付近で主翼性能が妥当なものであることを確認した。

抵抗発散曲線とそこから求めた M_{DD} 特性を図 3.5.5-1 に示す。

(開示制限のため削除)

3.6 マッハ数と揚抗比の積の算出

3.6.1 解析条件

設計した翼胴形態に対して、NS解析を実施し、空力特性データを取得した。

解析条件を表 3.6.1-1 に示す（原点は、機体先端を $x=0$ 、左右対称面を $y=0$ 、胴体下面から 1 m 下方を $z=0$ とした）。巡航マッハ数 0.78 を含む $M=0.6\sim 0.81$ の範囲で、社内コードを用い、全場乱流条件として解析を行った。解析ケースを表 3.6.1-2 に示す。

3.6.2 解析モデル

解析モデルを図 3.6.2-1 に示す。

計算格子を図 3.6.2-2 に示す。

3.6.3 縦三分力特性

NS解析により得られた、翼胴形態の縦三分力特性として、 $C_L\sim\alpha$ を図 3.6.3-1、 $C_L\sim C_D$ を図 3.6.3-2、 $C_m\sim C_L$ を図 3.6.3-3 に示す。なお、 $C_L\sim\alpha$ はマッハ数毎に原点を α 方向に 2° ずつ、 $C_m\sim C_L$ はマッハ数毎に原点を C_m 方向に 0.1 ずつ、それぞれシフトしてプロットしている。

粘性を考慮することにより $C_{L\alpha}$ が小さくなること、衝撃波位置が前進して揚力分布が変化したこと（次節参照）と、解析コード（FL067 と UG3）の違いから、設計 C_L を発生する α は若干変化（ $\alpha=0\rightarrow 0.1^\circ$ ）した。

$M=0.6$ と $M=0.78$ での摩擦抗力と圧力抗力を図 3.6.3-4 に示す。

設計点（ $M=0.78$, $C_L=0.5$ ）において、部位毎の抗力成分は以下のようになった。

形状	全抗力	摩擦抗力	圧力抗力
翼胴	0.0261	0.0101	0.0159
主翼	0.0165	0.0044	0.0122
胴体	0.0062	0.0050	0.0012
フェアリング	0.0034	0.0008	0.0026

注) 小数点以下 4 桁に丸めている

解析により得られた翼胴形態の L/D は 19.13 であり、この結果をもとに、弊社データベースによる全機揚抗比の見積では、設計点において、 $L/D_{全機トリムド}=15$ （ $M=0.78$, $C_{L全機トリムド}=0.5$ ）と予想される。今後、全機形状解析により推算精度を高める必要がある。

10 14KT001777

3.6.4 圧力分布

$\alpha=0^\circ$ におけるマッハ数毎の機体表面圧力分布を図 3.6.4-1 に示す。

また、設計点での主翼表面等圧線を図 3.6.4-2 に示す。主翼表面の等圧線と等%翼弦線が平行に近くなっていることが確認できた。

次に、断面の圧力分布を図 3.6.4-3 示す。各断面の圧力がバフエット判定線を越えていないことが分かる。

さらに、フェアリングの効果を見るため、図 3.6.4-4 に SOB 付近の流れ場の様子を示す。表面流線から、大きな剥離は発生していない。但し、局所的に、翼根後縁部で剥離領域が見られる。この剥離については、断面圧力分布でも確認できる。この部分については、フェアリング形状を修正し、さらに剥離を抑制することで、干渉抗力を減少させることが可能と考える。

加えて、設計点での揚力分布を図 3.6.4-5 に示す。設計した揚力分布に対して、外翼部での衝撃波が前進しており、その分揚力の減少がみられる。そのため、断面 c1 の最大値は内舷方向に移動している。外翼部での揚力減少に対処するために、再度設計ループを回し、一層、楕円型揚力分布に近づけることで、誘導抗力を減少させることが可能と考える。

3.6.5 抵抗発散曲線

NS 解析の結果より得られた抵抗発散曲線を図 3.6.5-1 に示す。この曲線から求めた M_{DD} 特性から、設計点において、+0.01 の M_{DD} 余裕があることを確認した。

3.6.6 空力効率

解析結果から、空力効率の指標として、マッハ数と揚抗比の積 $M(L/D)$ を算出した。マッハ数と揚力に対する $M(L/D)$ の変化を図 3.6.6-1 に示す。

設計点における $M(L/D)$ は、その最大値の 99.1%であり、DLR-F4 データと同様の傾向にあることが確認できた。

4 成果

JAXA 殿において行われた、実機を参考にした 120 席級旅客機の概念設計データに基づいて、120 席級旅客機翼胴形態の空力設計を行った。

(1) 胴体及び主翼平面形の設計

胴体及び主翼平面形は概念設計データと同様に設計した。巡航時の空力性能も概念設計データと同程度とした。なお、翼型は超臨界翼型とした。(図 4-1)

(2) 楕円型揚力分布の設定

設計点 (マッハ数 0.78、揚力係数 0.5) で主翼の揚力分布が楕円分布となるよう、主翼にねじりを付けた。(図 4-2)

(3) 翼厚分布の設定

同設計点で主翼表面の等圧線と翼弦線とを平行に近づけ、かつ実機では主翼に燃料タンク及び脚が格納されることを考慮して、実機を参考に翼厚をスパン方向に変化させた。(図 4-3)

(4) マッハ数と揚抗比の積の算出

同設計点でのマッハ数と揚抗比の積を算出し、その値が最大値に近いことを確認した。

上記、翼胴形態の空力設計検討を行った結果に基づき、機体三面図を図 4-4 に示す。機体諸元を表 4-1 に示す。

12 14KT001777

5 今後の課題

本研究では、翼胴形態の空力設計を行った。

要求仕様に基づいた設計を実施できたが、未だ改善すべき箇所が見られる。一つは、図 3.6.4-4 に示した翼胴フェアリング（主翼翼根部）の剥離の抑制、もう一つは、図 3.6.4-5 に見られる揚力分布に対して、より楕円型揚力分布に近づけるために外翼部の揚力を増加させる、ねじり／キャンバー等を修正することである。

これらは、表 3.2-1 に示した設計ループを繰り返して、改善していくことが必要である。

また、全機空力特性を得るためには、今回設計した翼胴形態に加えて、垂直・水平尾翼、ナセル・パイロン等の要素を設計する必要がある。

ナセル・パイロンを主翼に取り付けた場合、主翼との間で空力干渉が発生し、空力性能の悪化が懸念される。実機を参考にナセル配置を検討し、近傍の主翼断面形状を修正する必要があると見てくる可能性がある。

そして、全機形状を CFD 解析することにより、概念設計データと同等の空力性能を持つことを確認する際には、風洞試験による CFD 解析の検証・補正を行うことで、実機性能の推算精度を高めたい。

6 参考文献

- [1] 野村聡幸, "TRA2022 概念設計最終報告", JAXA, 2013. 3.
- [2] "120 席級将来旅客機の構造重量等の推算及び構造重量に対する許容ひずみ等の感度の調査 成果報告書", 13KT001617, 2013. 2.
- [3] Airbus, "A319 AIRCRAFT CHARACTERISTICS AIRPORT AND MAINTENANCE PLANNING AC", 2012. 6.
- [4] Airbus, "A320 AIRCRAFT CHARACTERISTICS AIRPORT AND MAINTENANCE PLANNING AC", 2012. 6.
- [5] Brodersen, O. and Sturmer, A., "DRAG PREDICTION OF ENGINE- AIRFRAME INTERFERENCE EFFECTS USING UNSTRUCTURED NAVIER- STOKES CALCULATIONS", AIAA-2001-2414.
- [6] Raymer, D. P., "Aircraft Design: A Conceptual Approach Fourth Edition", AIAA, 2006.
- [7] Sobieczky, H., "Parametric Airfoils and Wings", in: Notes on Numerical Fluid Mechanics, pp.71-88, Vieweg, 1998.
- [8] "USAF STABILITY AND CONTROL DATCOM", N76-73204, 1975.
- [9] Jameson, A., "A Vertex Based Multigrid Algorithm for Three-Dimensional Flow Calculations", ASME AMD, Vol 78, 1986, pp. 45-73.
- [10] "SUBSONIC/TRANSONIC CONFIGURATION AERODYNAMICS", AD-A094086, 1980.
- [11] "A320-200 Technical Definition", Airbus, 1988.
- [12] Thomas, F., "Determination of the Buffet Boundaries of Aircraft Wings in the Transonic Velocity Regime", NRC-TT-1408, 1970.

14 14KT001777

表3.1-1 作業内容

作業内容(仕様書より抜粋)
(1) 胴体及び主翼平面形は概念設計データと同様に設計する。 ただし、巡航時の空力性能も概念設計データと同程度とする必要があり、要すれば主翼平面形を修正する。なお、翼型は超臨界翼とする。
(2) 設計点(M=0.78、CL=0.5)で主翼の揚力分布が楕円分布になるよう、主翼にねじりをつける。
(3) 同設計点で主翼表面の等圧線と翼弦線とを平行に近付け、かつ実機では主翼に燃料タンク及び脚が格納されることを考慮して、実機を参考に翼厚をスパン方向に変化させる。
(4) 同設計点でのマッハ数と揚抗比の積を算出し、その値が最大値に近いことを確認する。

14KT001777 15

表3.1-2 TRA2012Aの機体仕様

項目	概念設計データ ^[1]	構造検討 ^[2]	備考
巡航速度	M0.78		
航続距離	3,600 nm		126 pax, 別途200 nm Alternate
席数	126		ビジネス席12、エコノミー席114
離陸推力	24,480 × 2 lb		V2524-A5の離陸推力
主翼スパン長	111.9 ft	34.1 m	
主翼面積	1317.5 ft ²	122.3 m ²	
主翼アスペクト比	9.5		
胴体長	123.3 ft	37.57 m	A320の胴体長
胴体高	12.2 ft	3.709 m	CS300の胴体径
巡航高度	35,000 ft		
巡航L/D	16.2		
燃料重量	47,472 lb	43,743 lb*	* 主翼搭載量のみ
離陸重量	163,550 lb		

各諸元は基本的にA319 Optionを参考

16 14KT001777

表3.2-1 作業の流れ

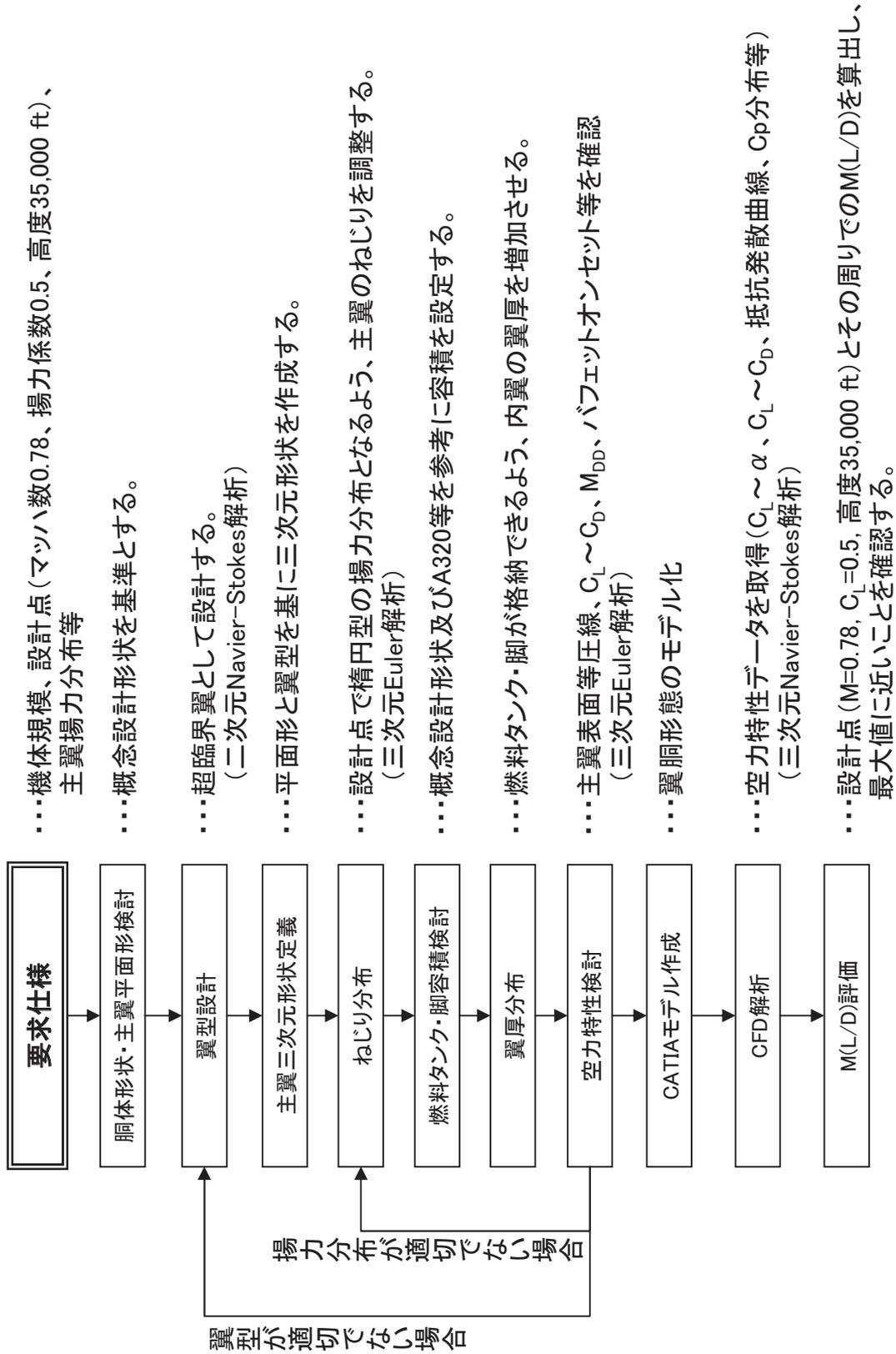


表3.2-2 作業スケジュール

仕様書 項目No	作業項目	2013年(平成25年)			2014年(平成26年)		
		11	12		1	2	3
	マイルストーン	契約 ▽			1/31 実施計画説明 ▽	3/6 進捗状況報告 ▽ 3/14 成果報告 ▽	3/20納期 ▽
4	実施内容 1) 胴体及び主翼平面形の設計 2) 設計点での主翼の揚力分布の検討 3) 同設計点で主翼表面の等圧線、翼厚の検討 4) 同設計点でのマッハ数と揚抗比の積の検討						
5	成果報告等 ①実施計画の検討、説明@飛行場分室 ②進捗状況報告@飛行場分室 ③成果報告@飛行場分室				実施計画の説明 ▽	進捗状況報告 ▽	成果報告 ▽
7	納入物@飛行場分室						3/20納期 ▽

18 14KT001777

表3.3.1-1 TRA2012Aの諸元表

全寸度	全長	37.57	m	
	全幅	34.10	m	
胴体	胴体長	37.57	m	
	胴体幅	3.71	m	
	胴体高	3.71	m	
主翼	面積	110.2	m ²	基本台形
		122.3	m ²	グロス台形
	翼幅	34.10	m	
	アスペクト比	9.51		グロス台形
	テーパー比	0.317		基本台形
	平均空力弦長	3.97	m	グロス台形
	後退角	25.0	deg	25%c
	上半角	5	deg	概念設計データ
	取付角	0	deg	暫定値
	翼厚比	12.0	%c	SOB
		11.0	%c	翼端
	取付位置	13.66	mSTA	25%MAC位置

Nose : 0 [mSTA]

表3.6.1-1 CFD解析条件

速度・姿勢角

マッハ数(M)	0.6~0.81
迎角(α^*)	-4~4°
横滑り角(β)	0°

処理基準量

参照面積	122.3 m ² (主翼面積)
基準長(縦)	3.970 m (平均空力翼弦長)
基準長(横・方向)	34.10 m (スパン)
処理基準点 (原点は、機体先端をx=0、左右対称面をy=0、胴体下面から1 m下方をz=0とした)	x = 16.992 m (1/4 MAC) y = 0 m (胴体中心) z = 2.8545 m (50%胴体高)

レイノルズ数

高度, 気温	35,000 ft, ISA
巡航マッハ数	0.78
代表長さ	3.970 m
レイノルズ数(Rec)	24.4 × 10 ⁶

解析条件

ソルバー	Ug3
境界層条件	全場乱流
乱流モデル	Baldwin-Barth 1方程式モデル
近似リーマン解法	LSHUS
時間積分法	MFGS
粘性項の評価方法	薄層近似
格子数	254万cell

14KT001777 19

20 14KT001777

表3.6.1-2 CFD解析ケース

計56ケースの解析を実施

M	α [°]					
	-4	-2	0	2	4	4
0.6	-4	-2	0	2	4	4
0.7	-4	-2	0	2	4	4
0.75	-4	-2	0	2	4	4
0.76	-4	-2	0	2	4	4
0.77	-4	-2	0	2	4	4
0.78	-4	-2	0	2	4	4
0.785	-4	-2	0	2	4	4
0.79	-4	-2	0	2	4	4
0.795	-4	-2	0	2	4	4
0.8	-4	-2	0	2	4	4
0.81	-4	-2	0	2	4	4

* 設計 $C_L=0.5$ に相当

14KT001777 21

表4-1 TRA2012A翼胴形態の諸元表

全寸度	全長	37.57	m		
	全幅	34.10	m		
	全高	5.57	m	垂直尾翼除く	
胴体	胴体長	37.57	m		
	胴体幅	3.71	m		
	胴体高	3.71	m		
降着装置	軸間距離	12.988	m	暫定値	
	轍間距離	7.59	m	A320の値	
	尾部接地角	13.2	deg	静止時	
主翼	面積	110.2	m ²	基本台形	
	翼幅	122.3	m ²	グロス台形	
		34.10	m		
	アスペクト比	9.51		グロス台形	
	テーパー比	0.317		基本台形	
	平均空力弦長	3.97	m	グロス台形	
	後退角	25.0	deg	25%c	
	上半角	5	deg		
	取付角	0	deg	暫定値	
	翼厚比		16.5	%c	SOB
			11.8	%c	キンク
			10.8	%c	翼端
	取付位置	13.66	mSTA	25%MAC位置	

Nose : 0 [mSTA]

14KT001777 23

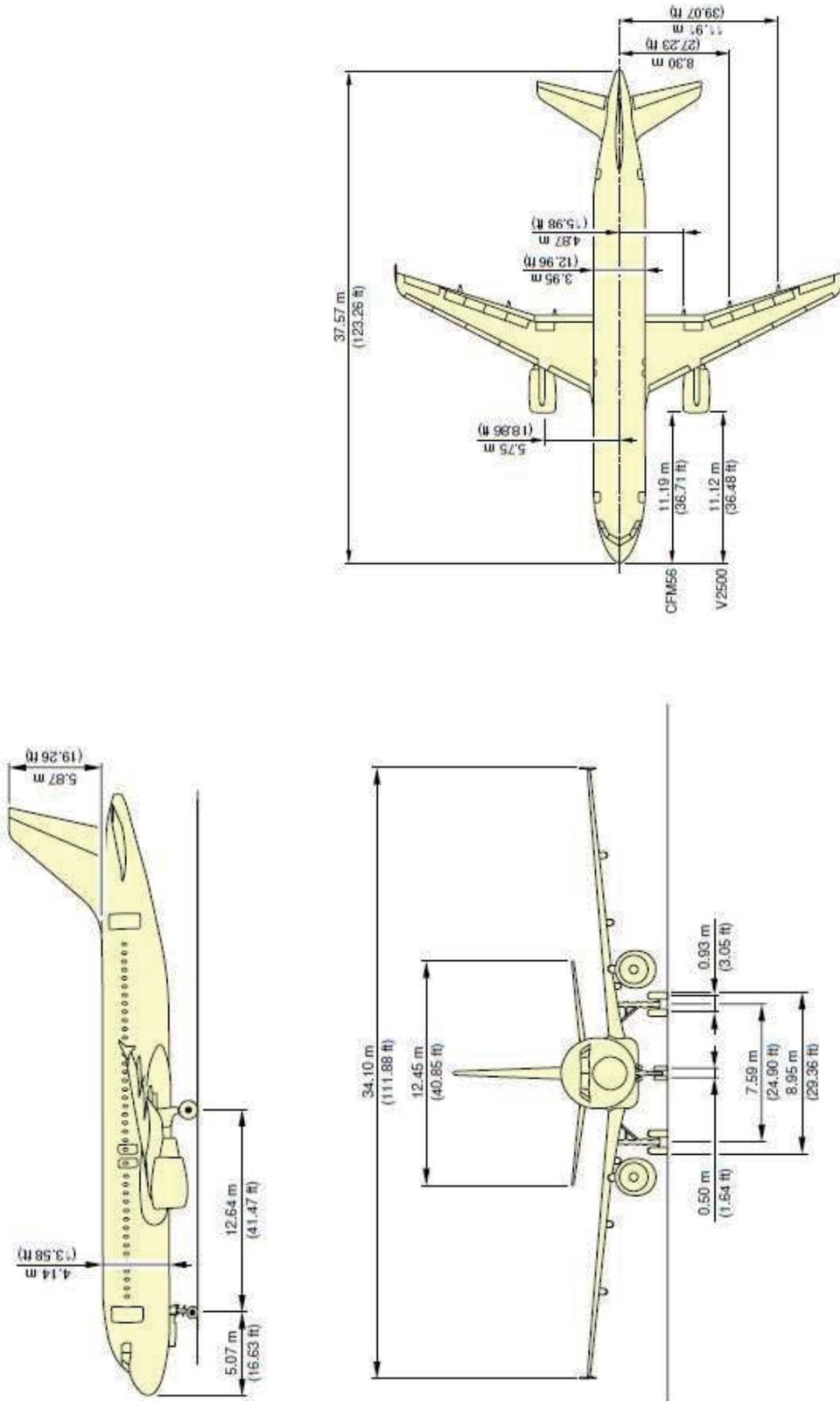


図3.3.1-2 A320-200 三面図^[4]

24 14KT001777

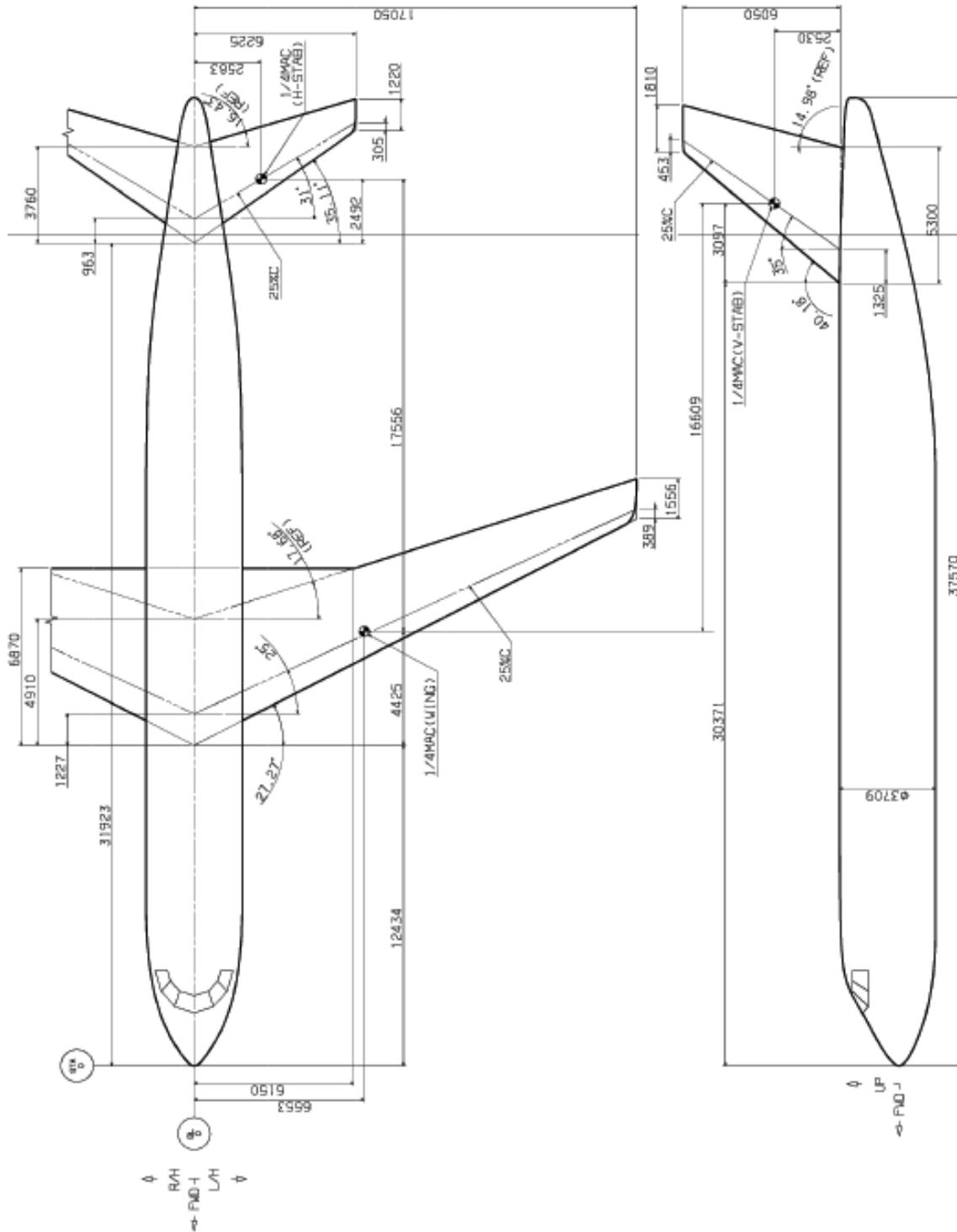
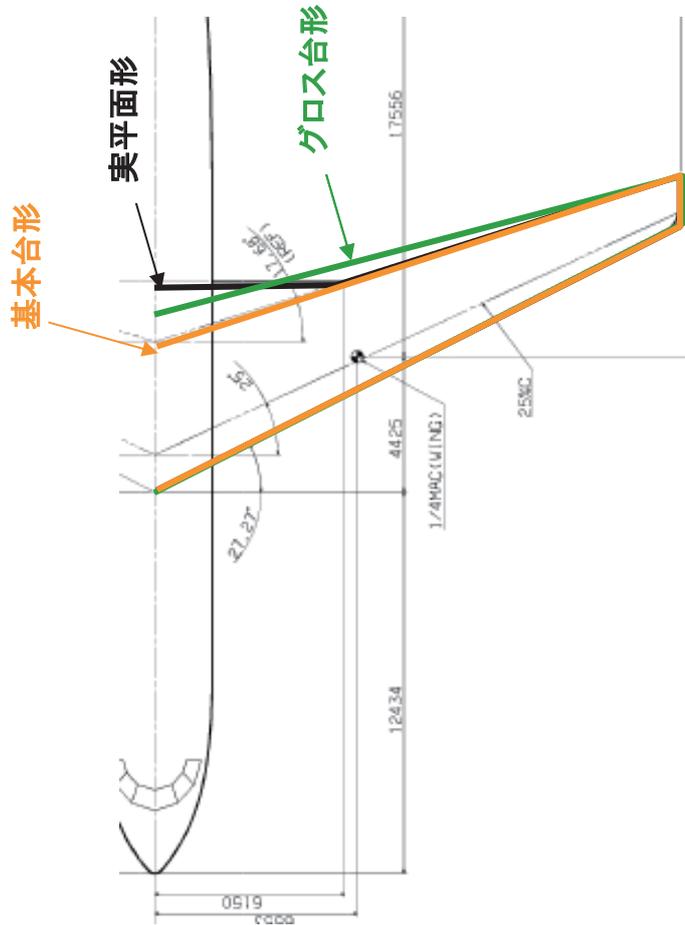


図3.3.1-3 TRA2012A 三面図(構造検討形状)[2]

14KT001777 25



グロス台形：
 基本台形からの張り出した部分を含めた実平面形の面積
 に等しくなる面積を持つ台形

図3.3.1-4 翼面積の定義

26 14KT001777

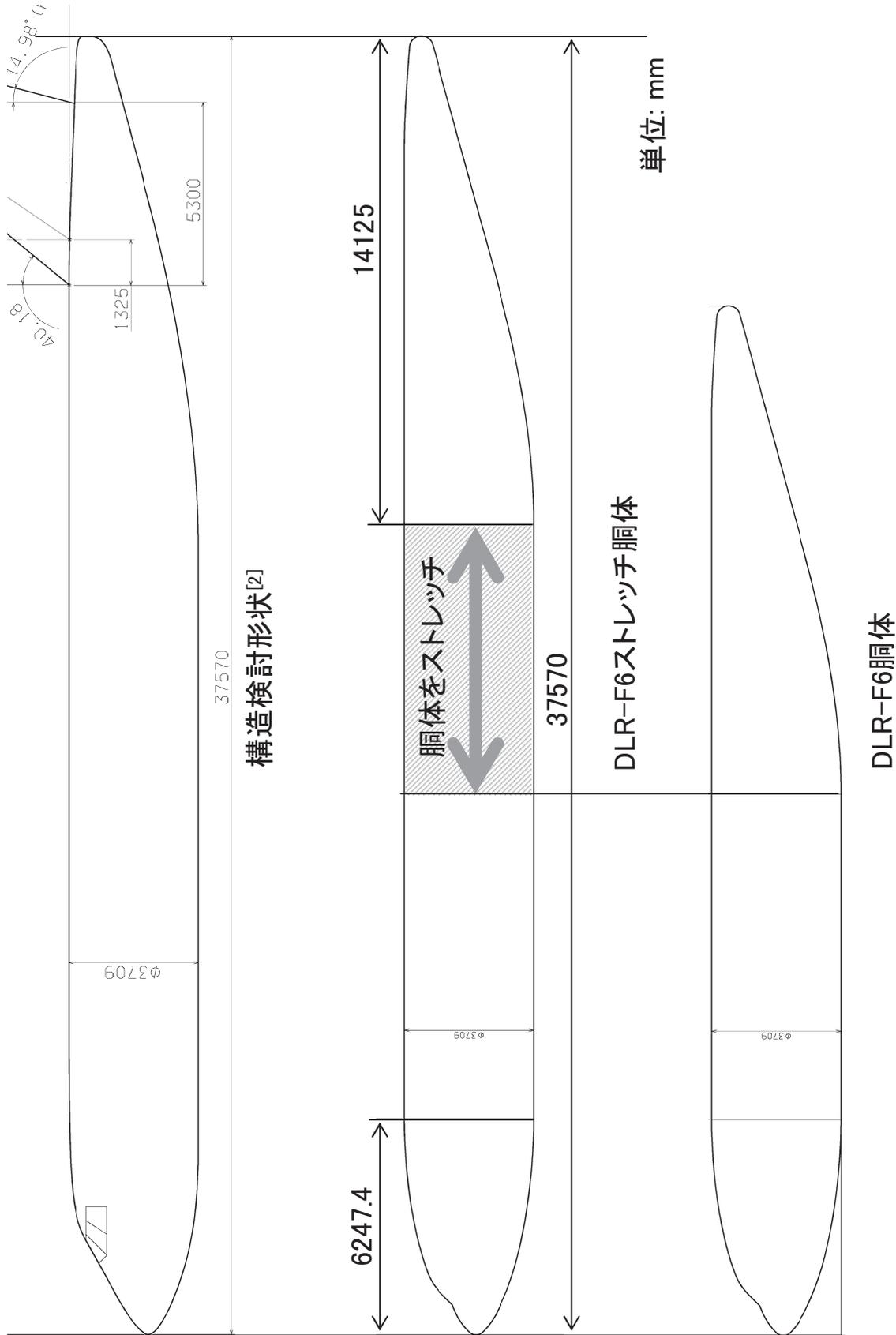
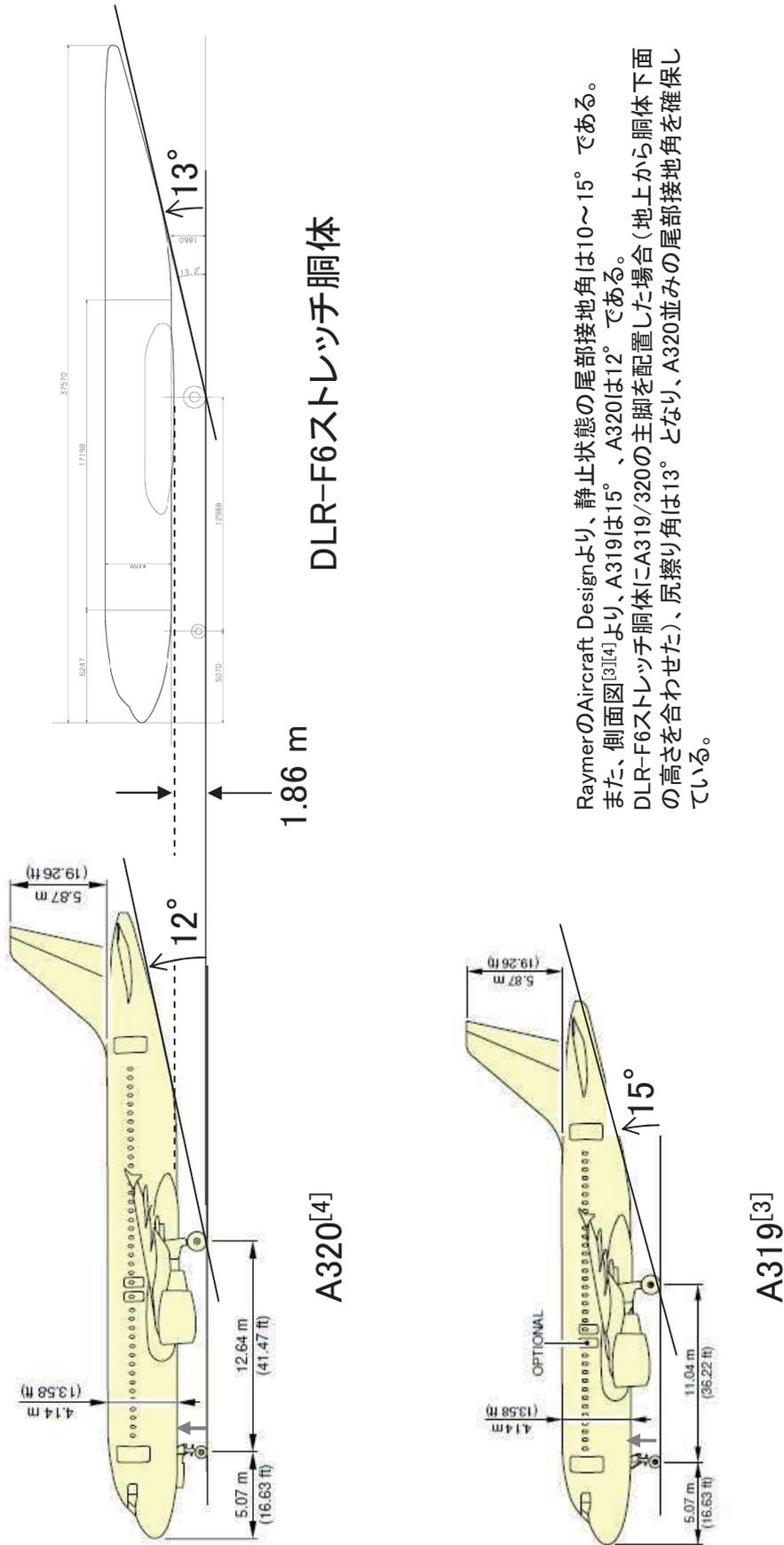


図3.3.2-1 TRA2012A胴体形状

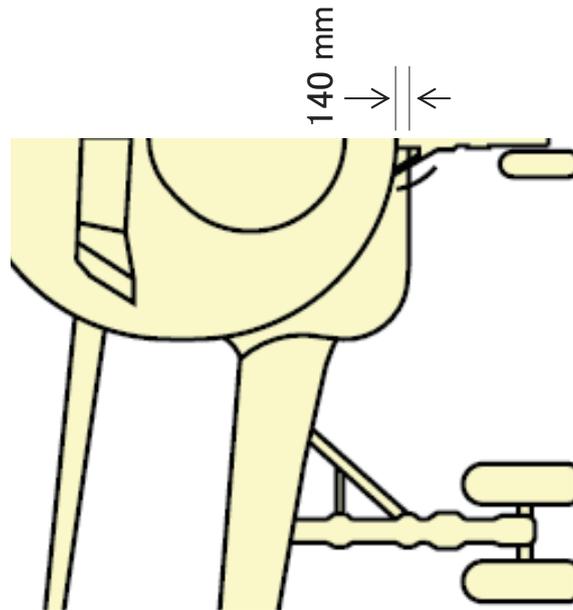
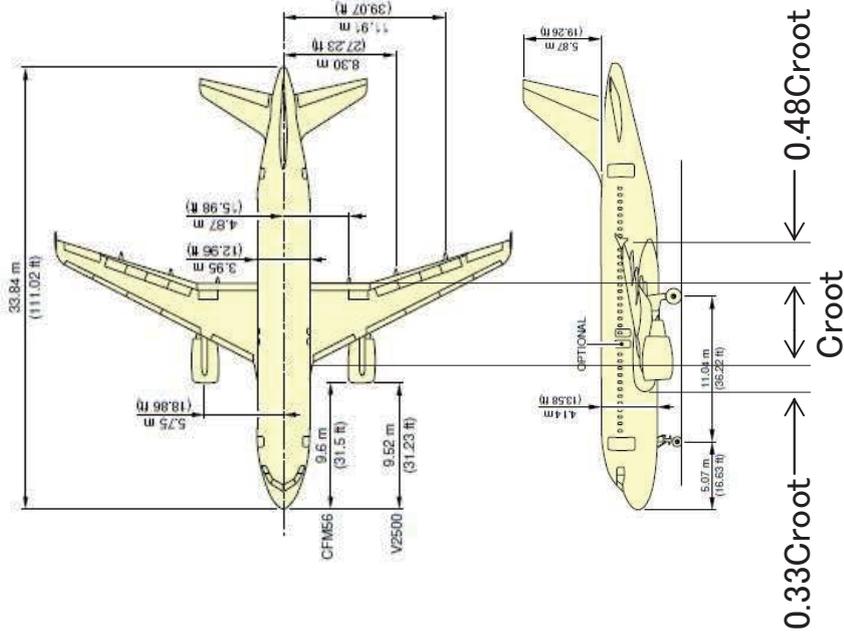
28 14KT001777



RaymerのAircraft Designより、静止状態の尾部接地角は10～15°である。
 また、側面図^[3]^[4]より、A319は15°、A320は12°である。
 DLR-F6ストレッチ胴体にA319/320の主脚を配置した場合（地上から胴体下面の高さを合わせた）、尻擦り角は13°となり、A320並みの尾部接地角を確保している。

図3.3.2-3 静止時 尾部接地角

14KT001777 29

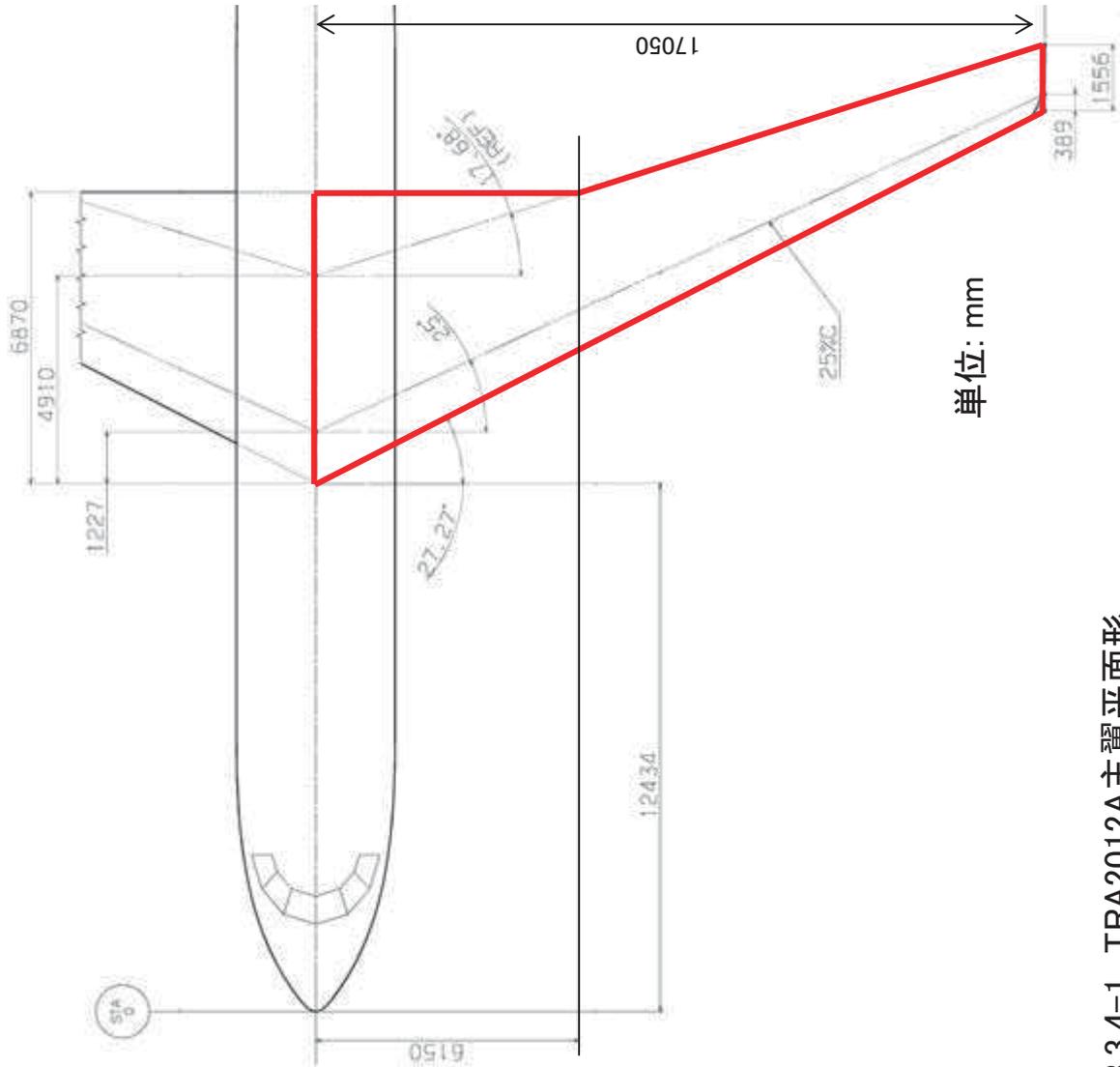


TRA2012A平面形(赤線)から、主脚格納スペースはA319と同等



図3.3.3-1 翼胴フェアリング形状[3]

30 14KT001777



単位: mm

図3.3.4-1 TRA2012A主翼平面形

主翼面積	1317.5 ft ² (122.3 m ²)
スパン	34.1 m
アスペクト比	9.5
テーパー比	0.317
前後後退角	27.27°
c/4後退角	25°

14KT001777 31

図3.3.5-1(開示制限のため削除)

32 14KT001777

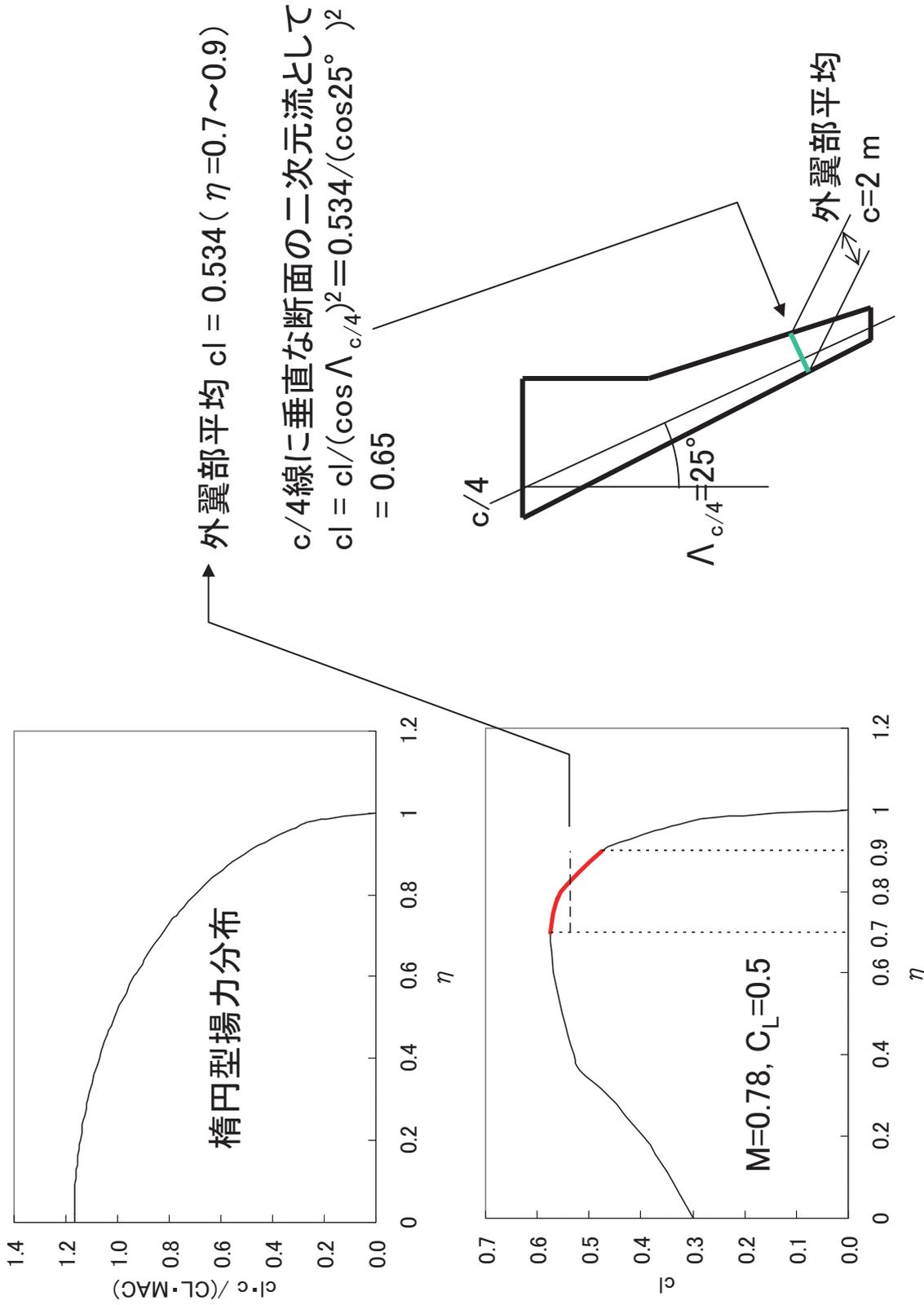
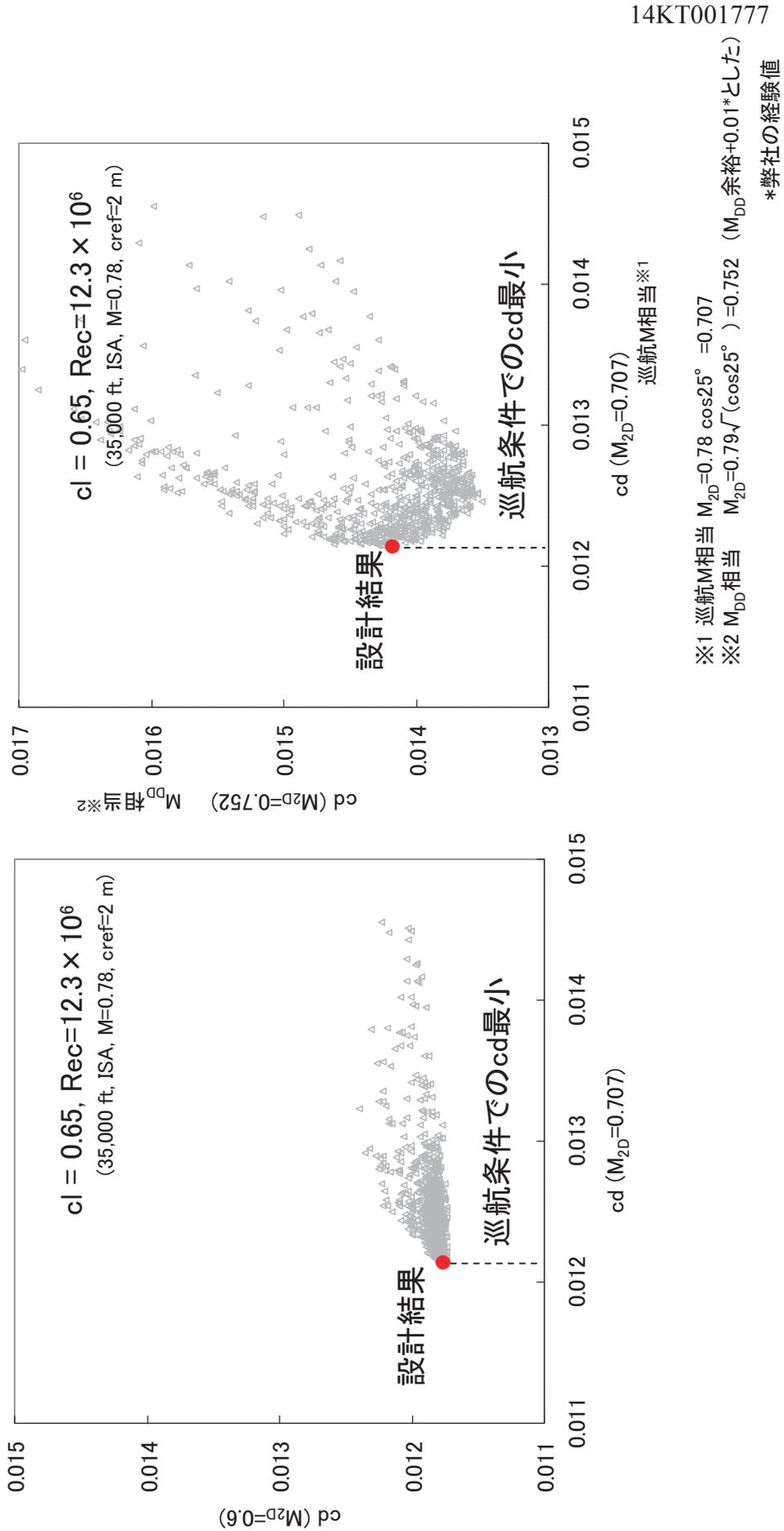


図3.3.5-2 翼型の揚力係数



14KT001777 33

図3.3.5-3 翼型抗力最小化設計結果

34 14KT001777

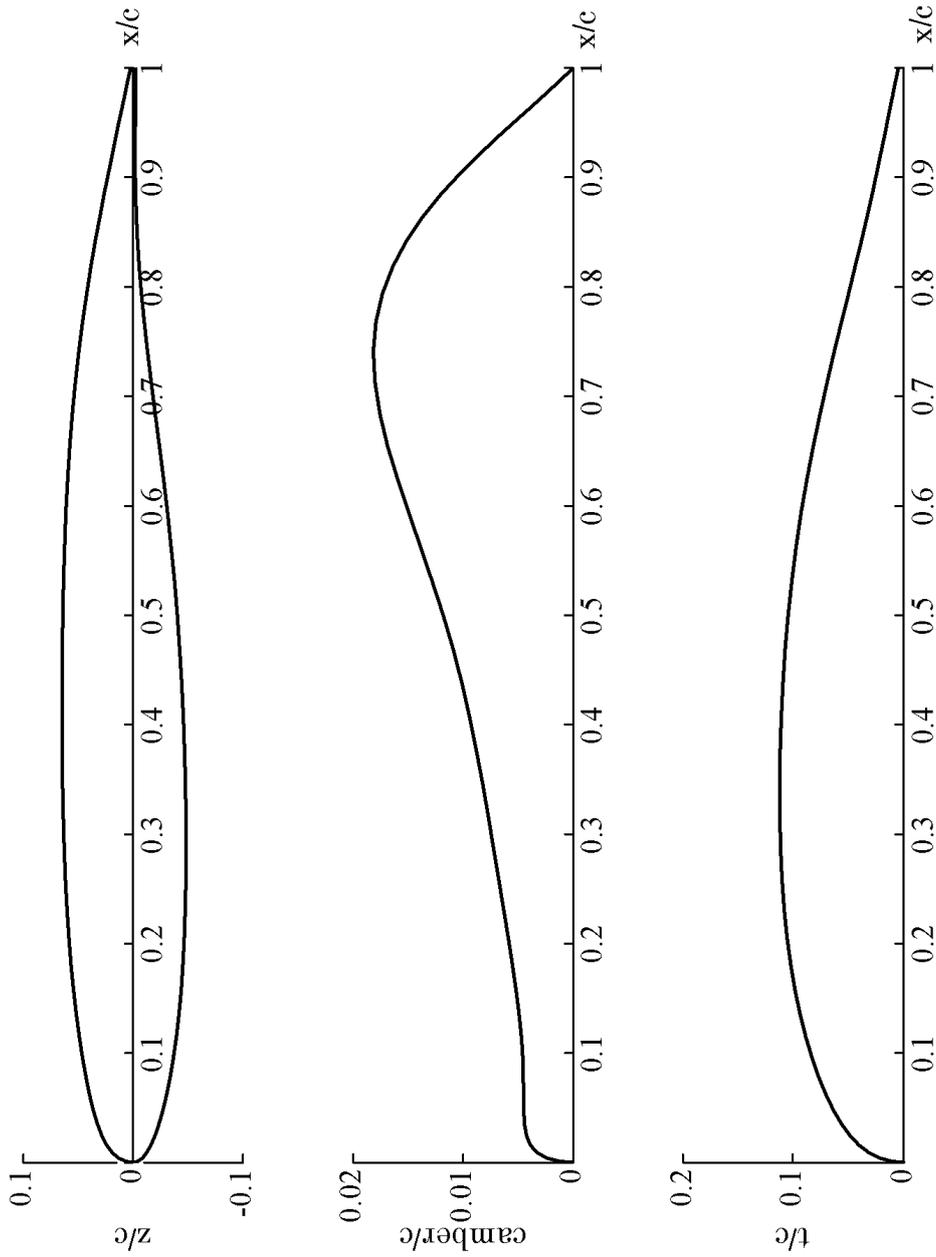


図3.3.5-4 設計翼型

$c_l = 0.65$, $Rec = 12.3 \times 10^6$ (35,000 ft, ISA, $M = 0.78$, $c_{ref} = 2 \text{ m}$)

M_{DD} 定義: $\frac{dCd}{dM} = 0.1$ となる M

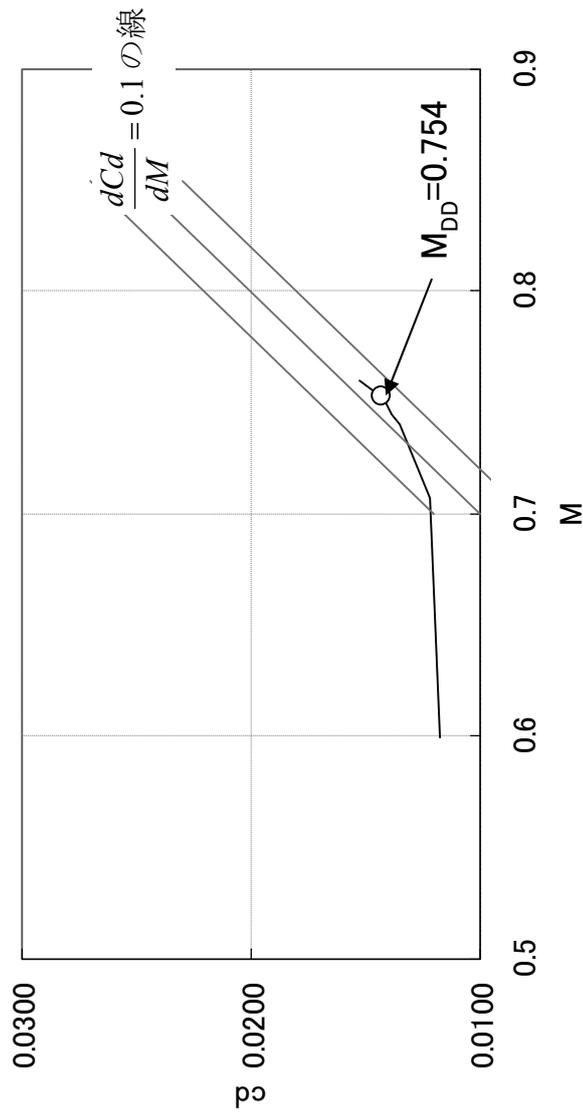
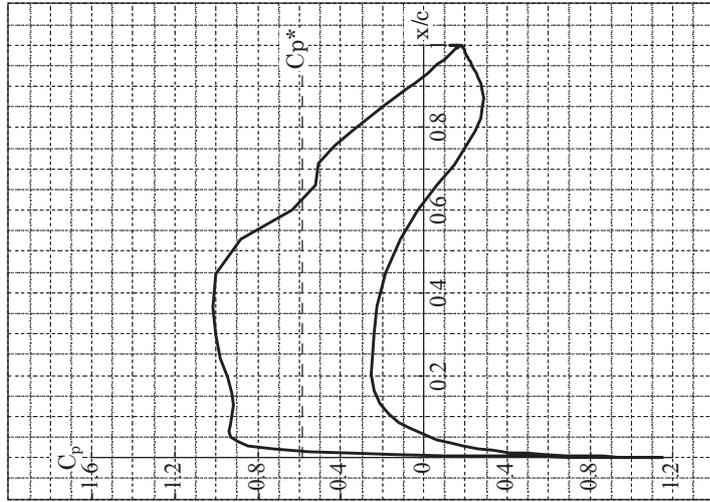


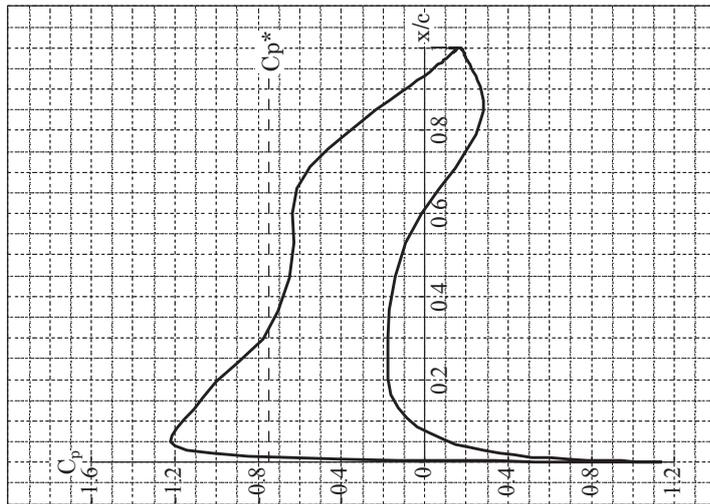
図3.3.5-5 設計翼型の抵抗発散曲線

36 14KT001777

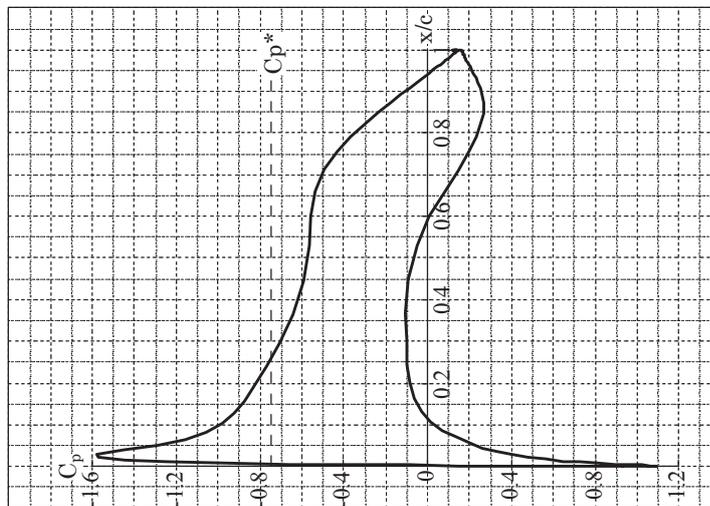
$cl = 0.65$, $Rec = 12.3 \times 10^6$ (35,000 ft, ISA, $M = 0.78$, $c_{ref} = 2$ m)



$M = 0.752$



$M = 0.707$



$M = 0.600$

図3.3.5-6 設計翼型の圧力分布

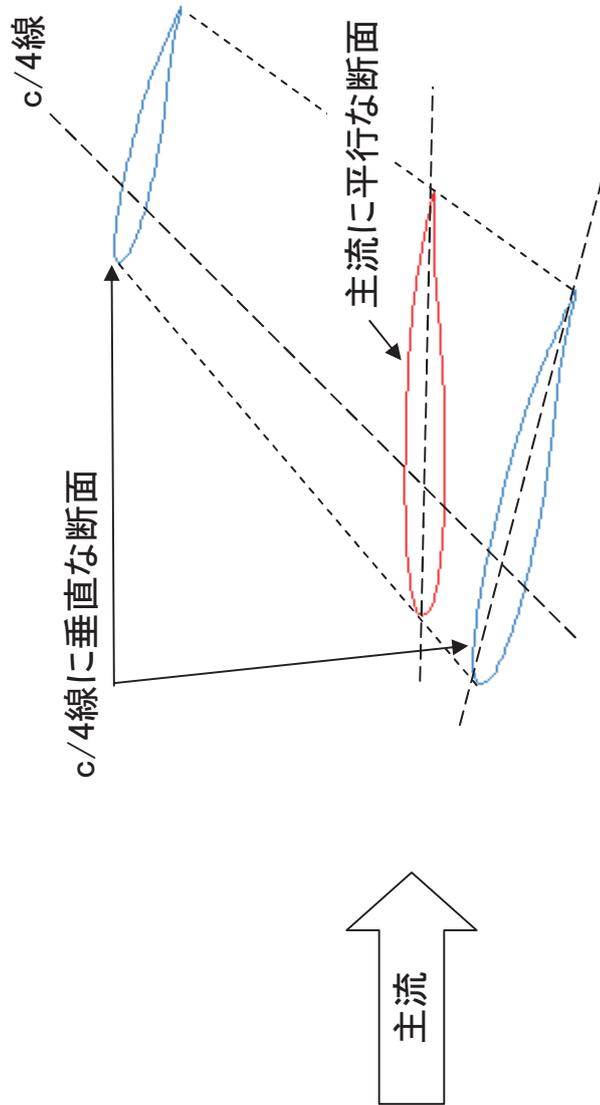
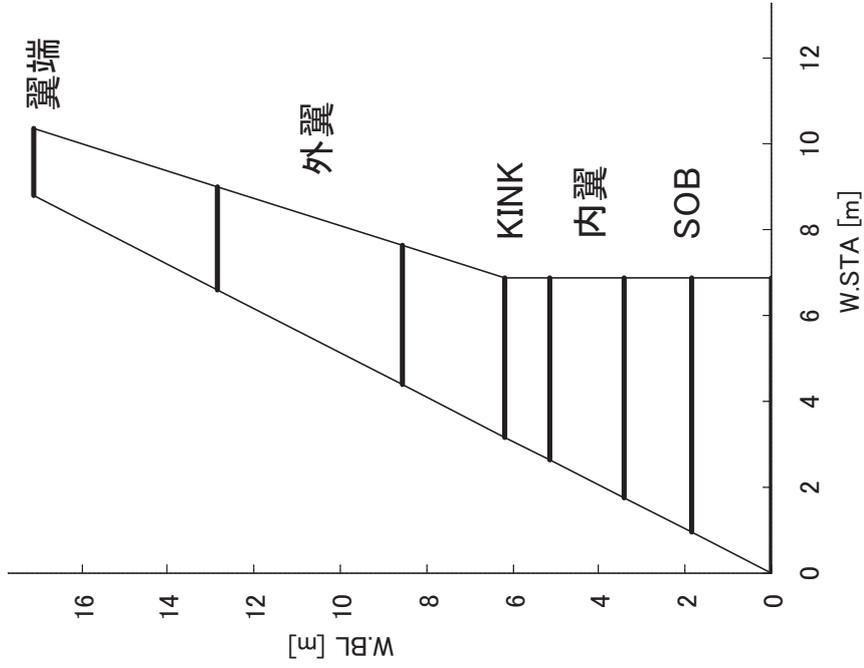


図3.4.1-1 翼型再定義

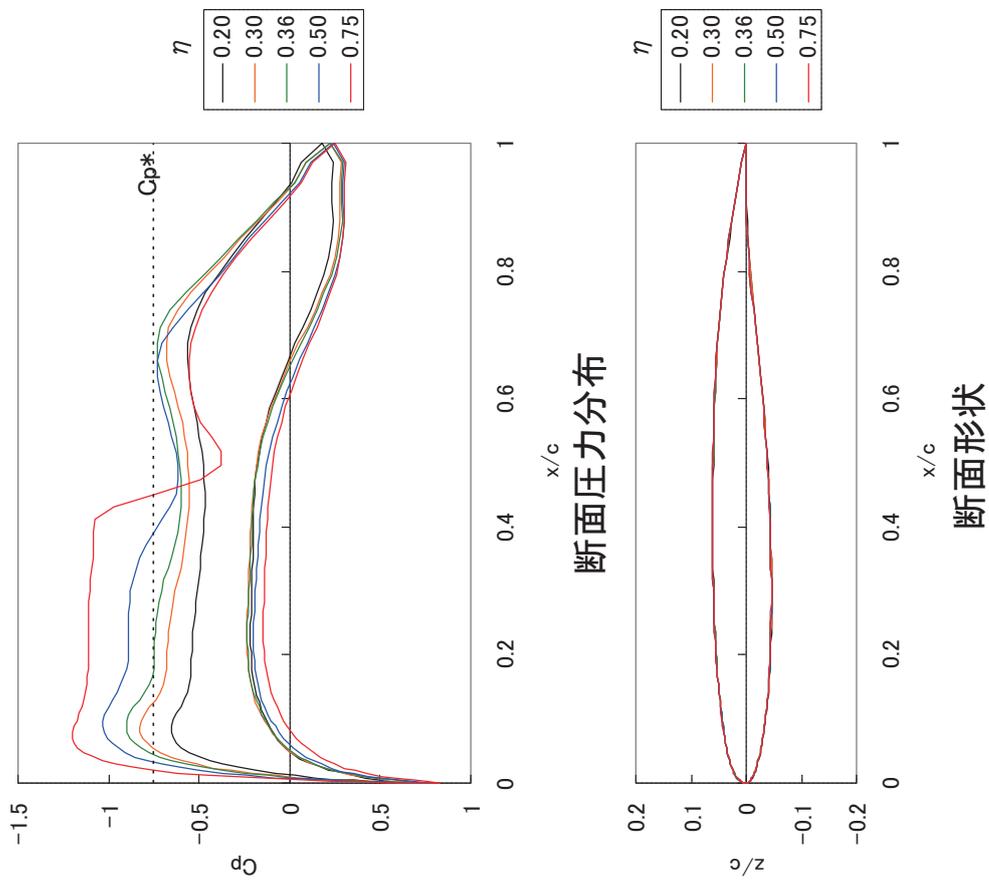
38 14KT001777



定義断面

断面	η
SOB	0.109
内翼	0.200
内翼	0.300
KINK	0.361
外翼	0.500
外翼	0.750
翼端	1.000

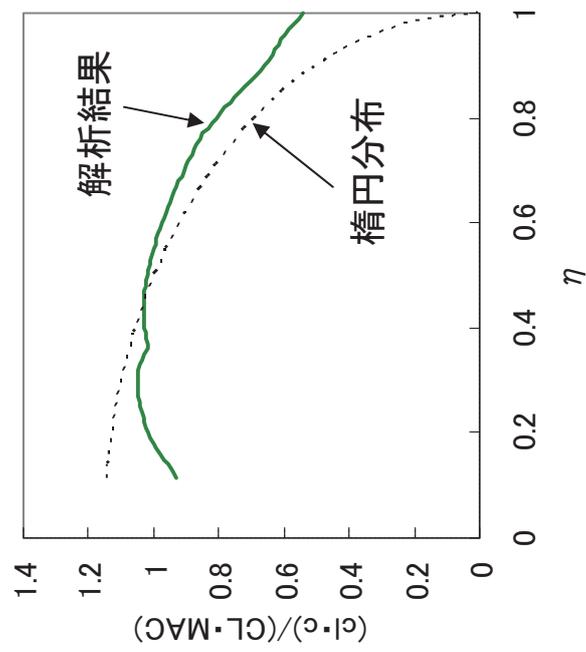
図3.4.1-2 主翼定義断面



Euler解析、翼胴形態、 $M=0.78$ 、 $\alpha=1.8^\circ$ 、 $C_L=0.5$

図3.4.1-3 設計断面 圧力分布 (ねじり無し)

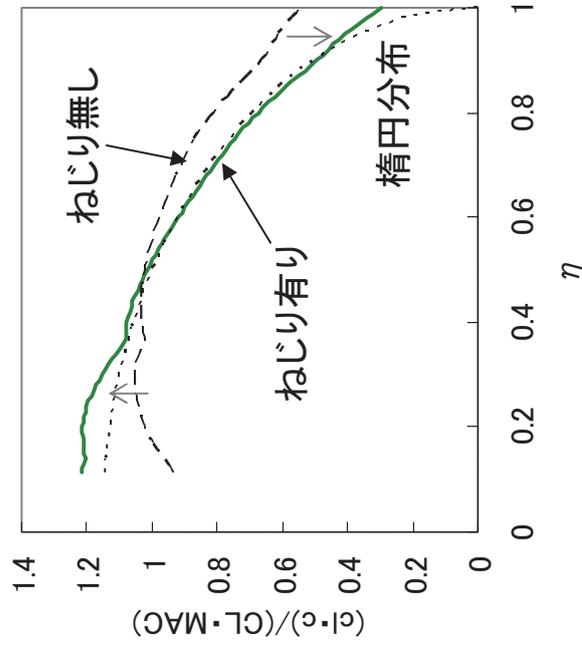
40 14KT001777



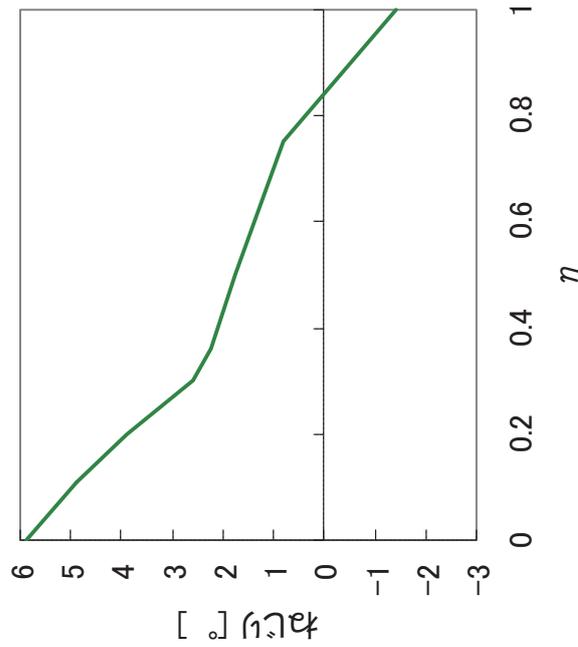
Euler解析、翼胴形態、 $M=0.78$ 、 $\alpha=1.8^\circ$ 、 $C_L=0.5$

図3.4.1-4 スパン方向揚力分布(ねじり無し)

14KT001777 41



スパン方向揚力分布

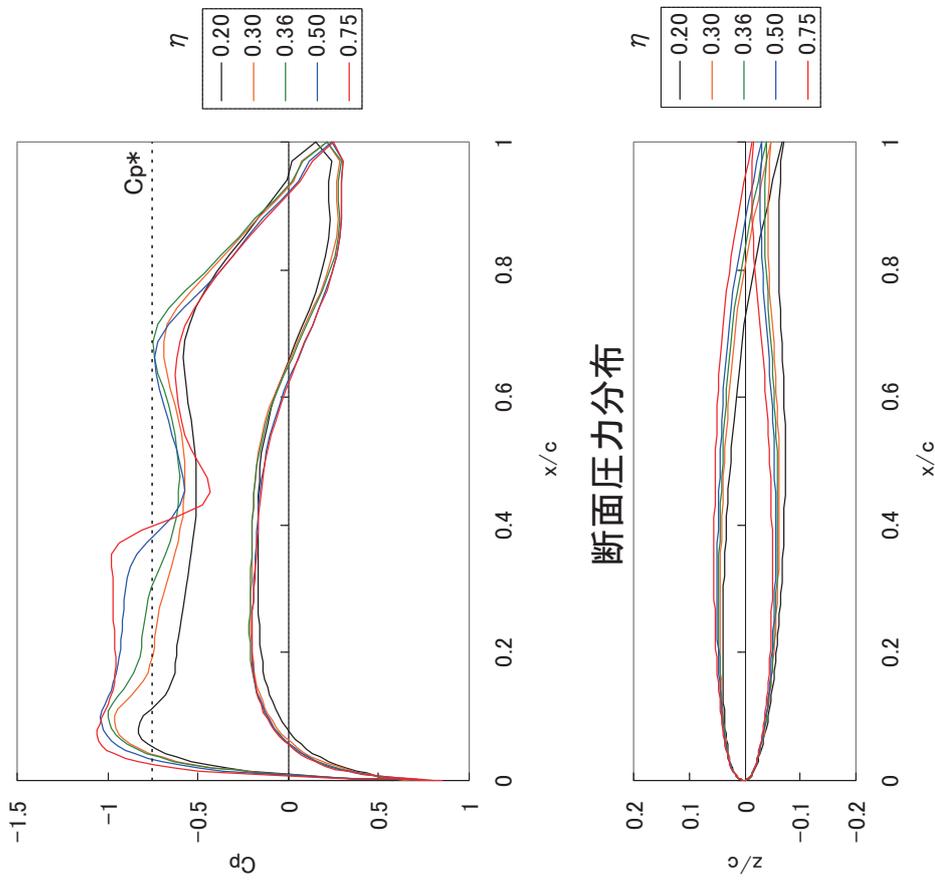


ねじり分布

Euler解析、翼胴形態、 $M=0.78$ 、 $\alpha=0^\circ$ 、 $C_L=0.5$

図3.4.2-1 ねじり分布とスパン方向揚力分布(ねじり有り)

42 14KT001777

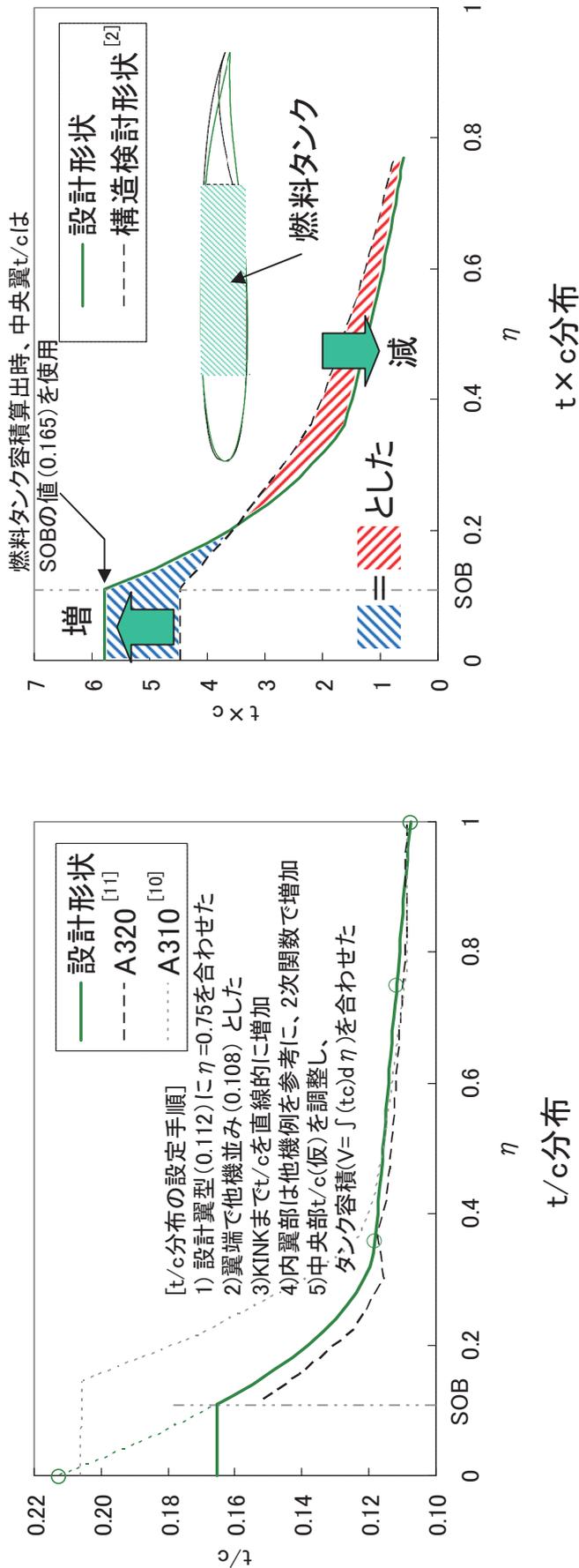


断面形状
Euler解析、翼洞形態、 $M=0.78$ 、 $\alpha=0^\circ$ 、 $C_L=0.5$

図3.4.2-2 設計断面 圧力分布

- TRA2012Aのタンク容積 (24.557 m³) はA320のタンク容積 (23.859 m³) に対して3%大きい。
- インテグラルタンクの使用可能容積を、主翼コンターの表面基準で測った容積の85%と仮定。

⇒ 上記の差異から、t/c分布はTRA2012AがA320よりも厚めになっている。



14KT001777 43

図3.5.1-1 翼厚比分布と燃料タンク容積の比較

44 14KT001777

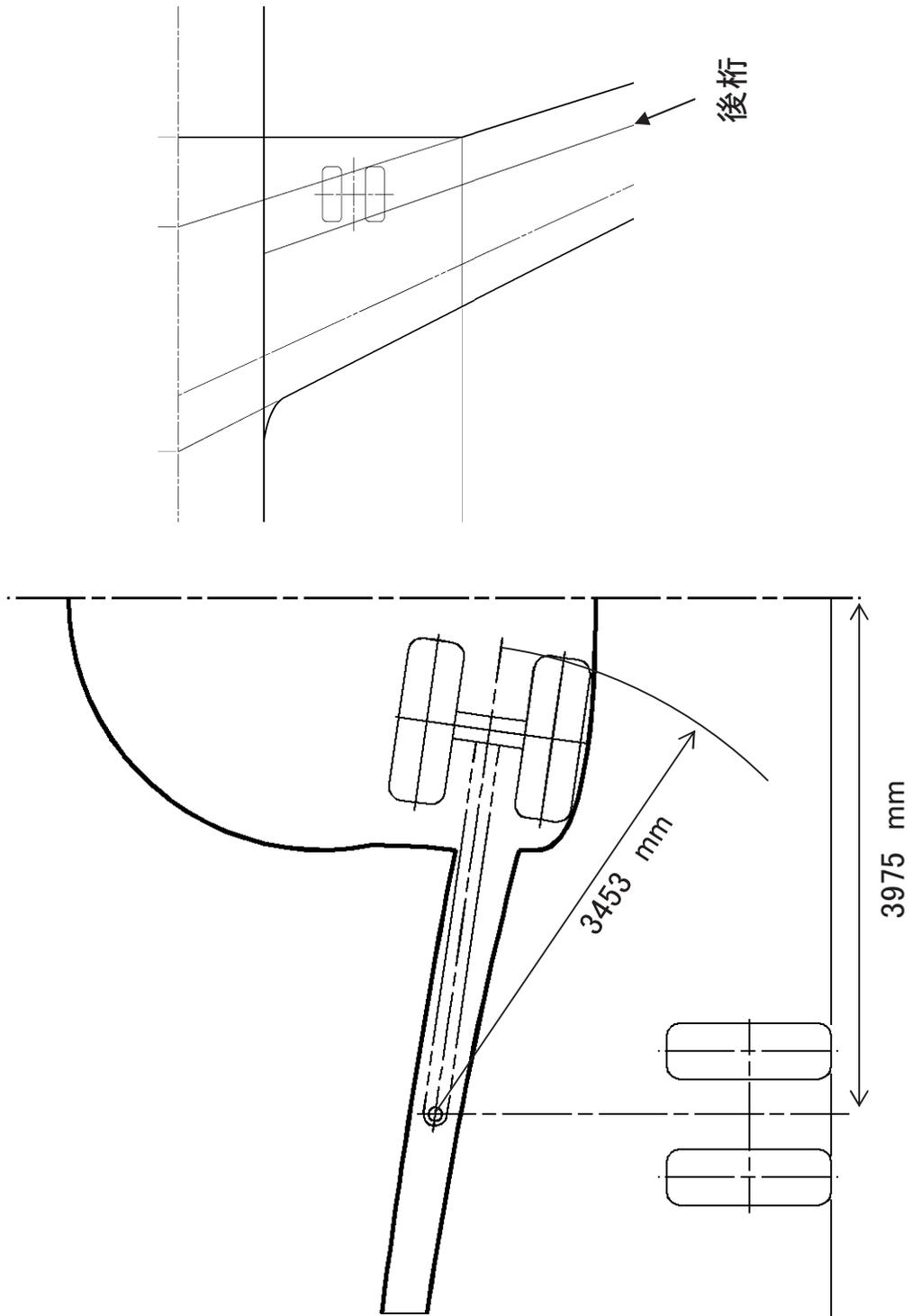
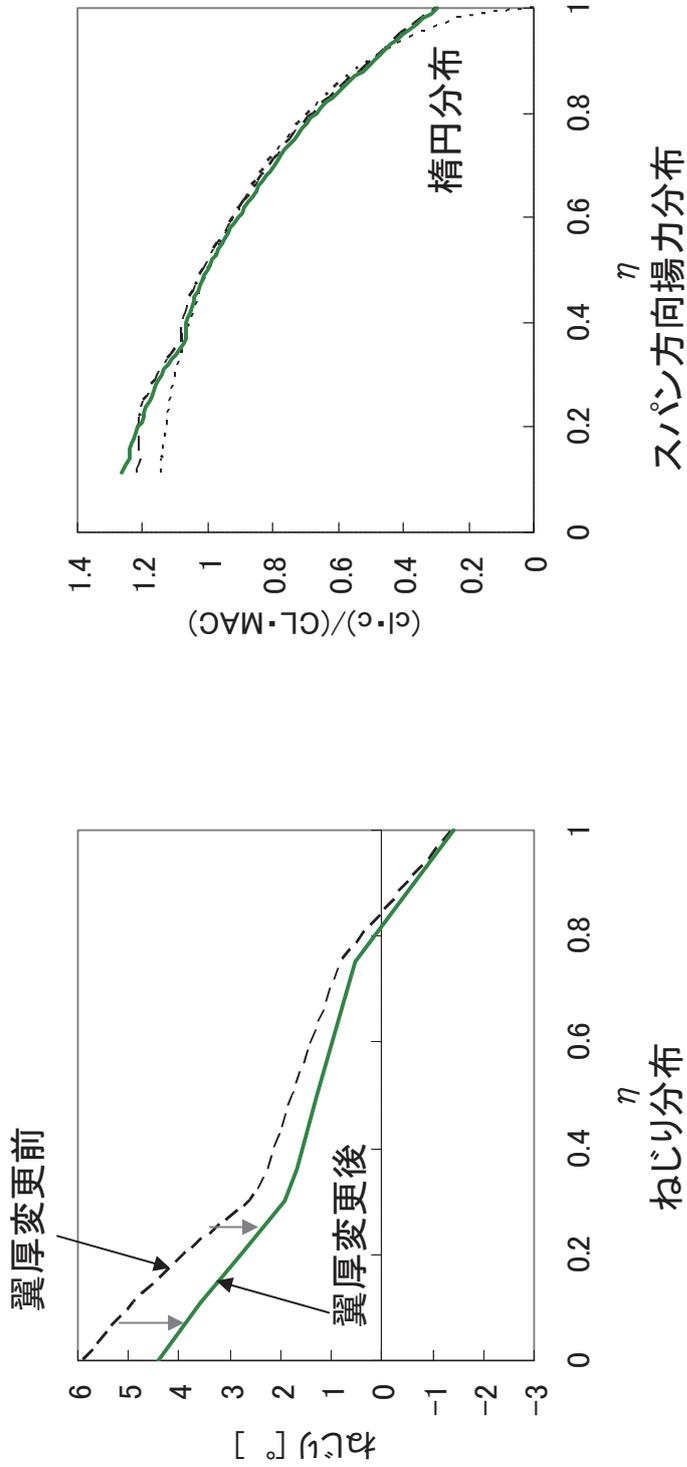


図3.5.2-1 主脚格納概略

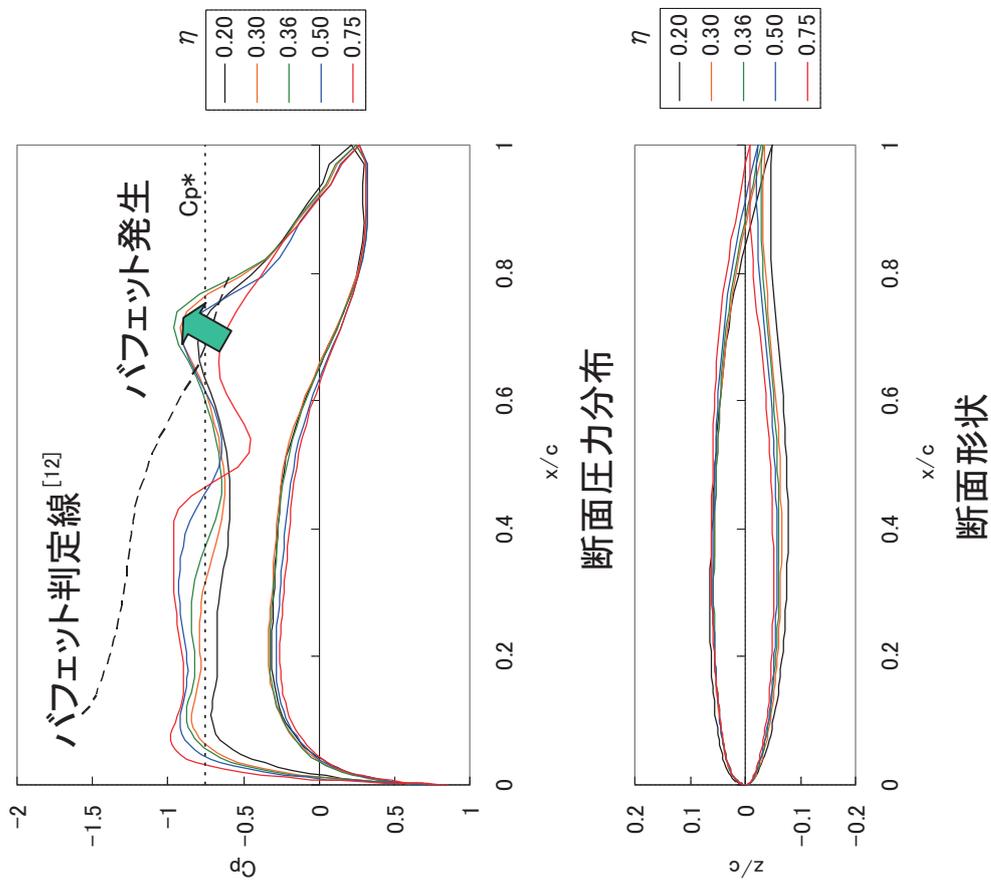
14KT001777 45



Euler解析、翼洞形態、 $M=0.78$ 、 $\alpha=0^\circ$ 、 $CL=0.5$

図3.5.3-1 ねじり分布とスパン方向揚力分布

46 14KT001777



Euler解析、翼胴形態、 $M=0.78$ 、 $\alpha=0^\circ$ 、 $C_L=0.5$

図3.5.3-2 設計断面 圧力分布

14KT001777 47

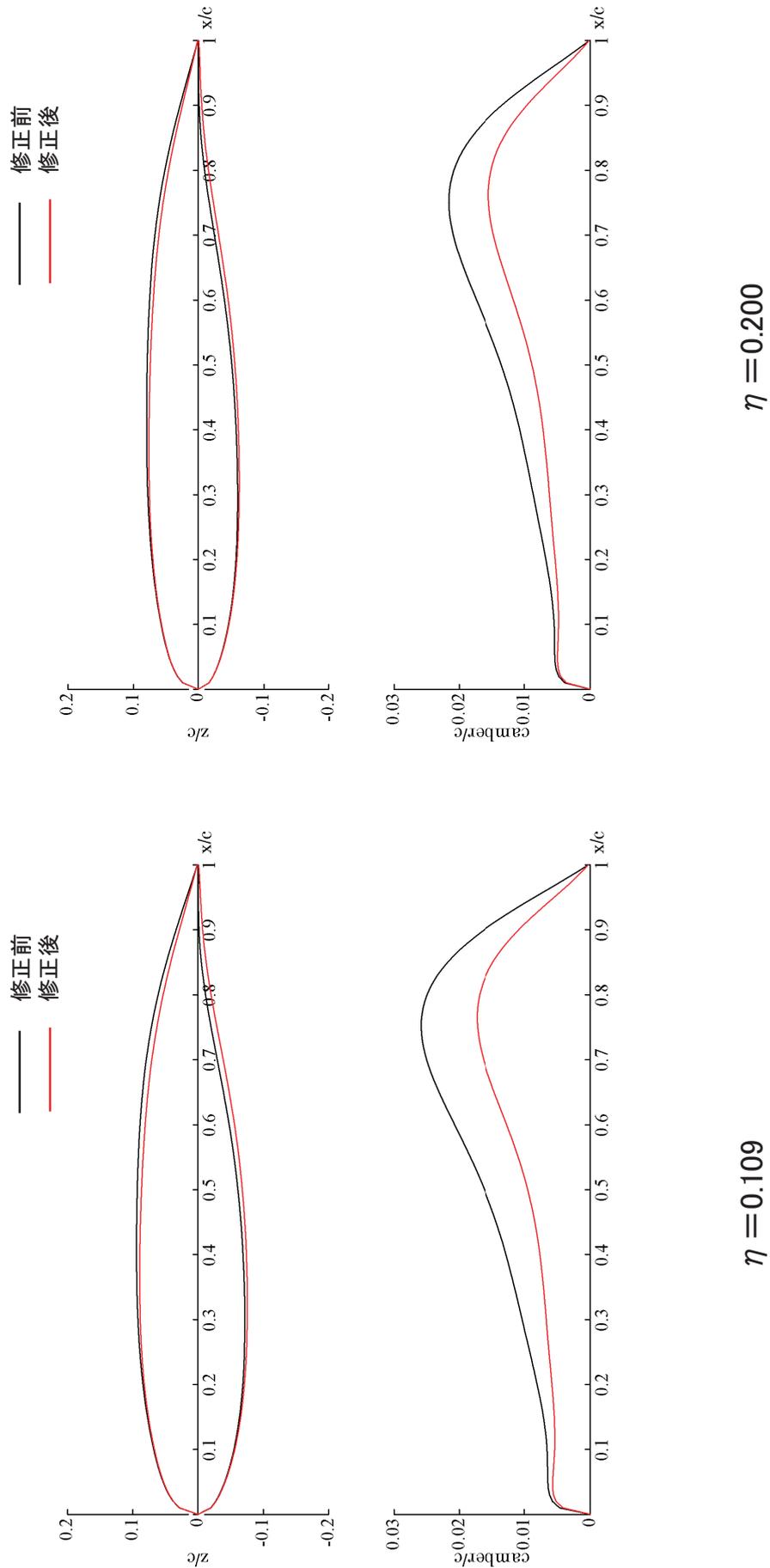


図3.5.4-1 翼型の修正(1/4)

48 14KT001777

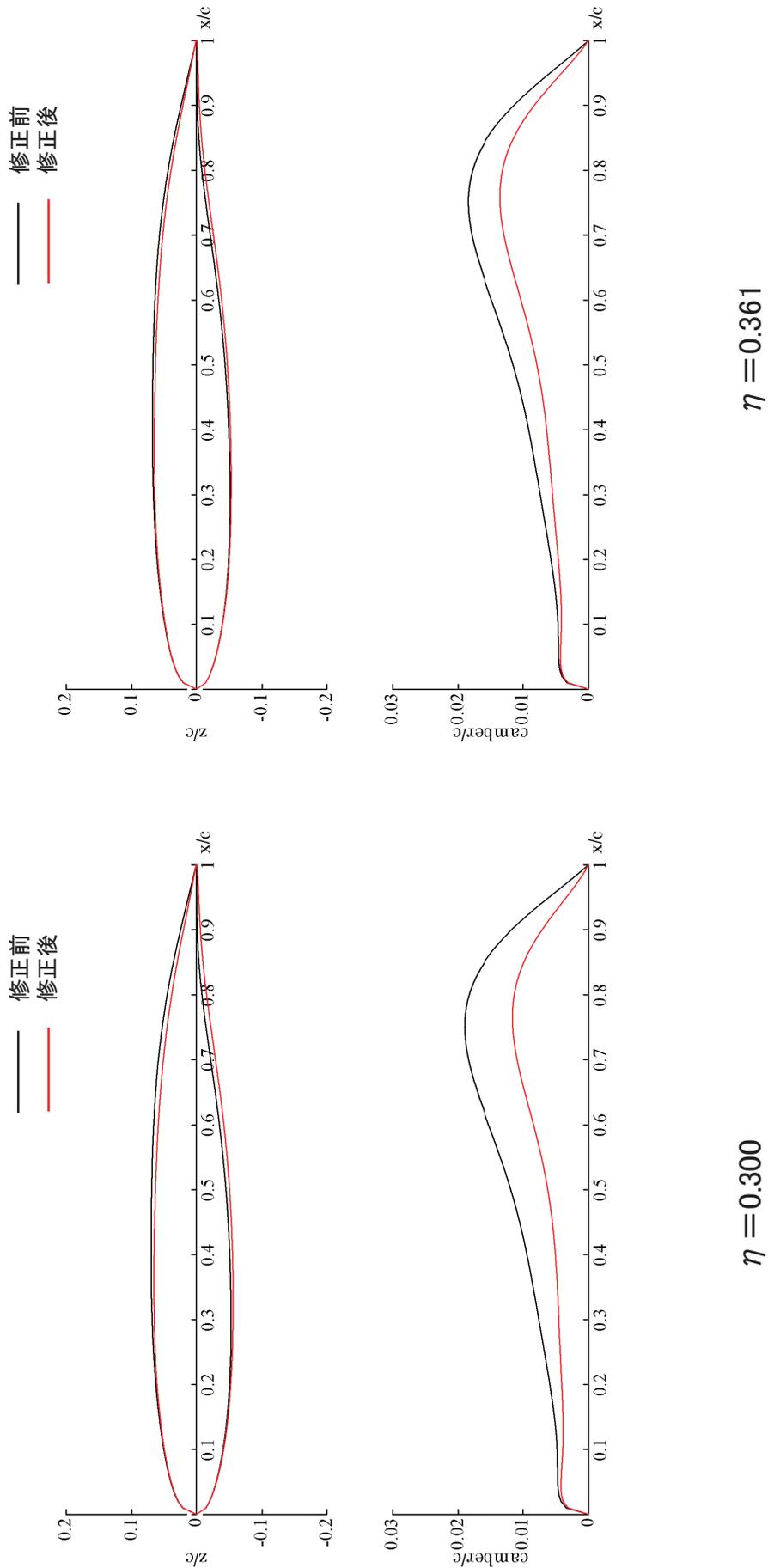


図3.5.4-1 翼型の修正(2/4)

14KT001777 49

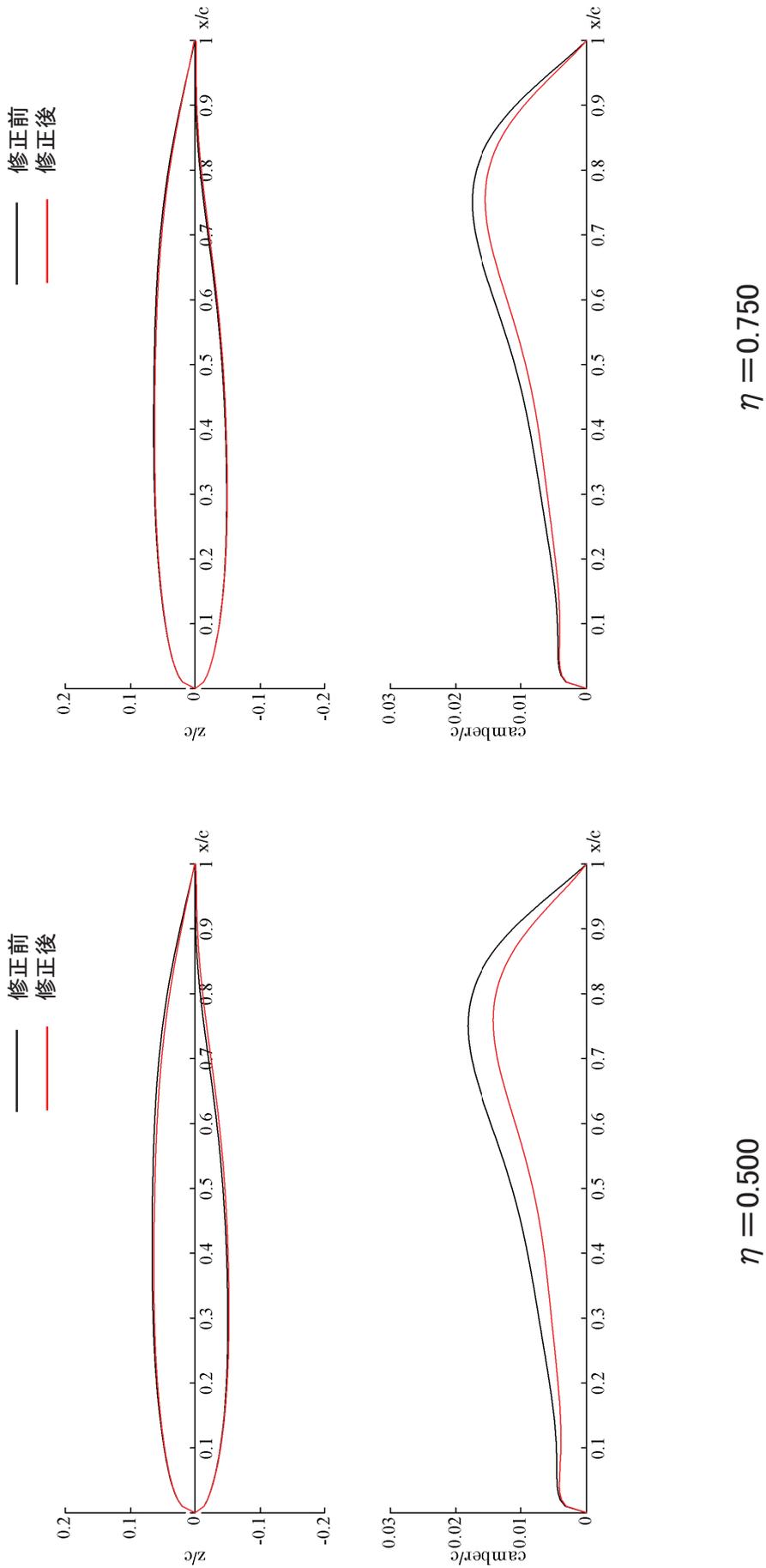
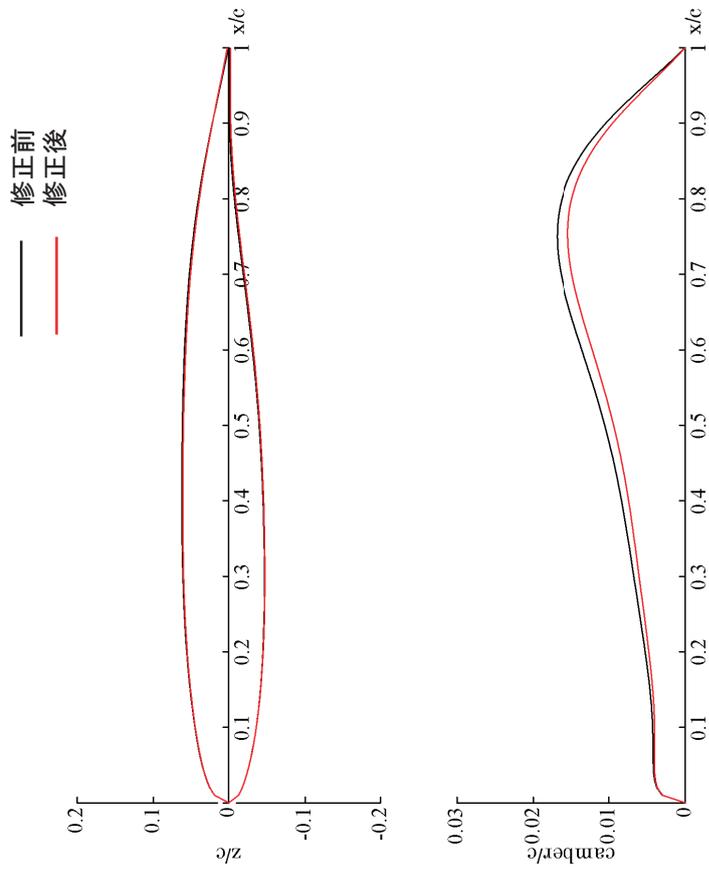


図3.5.4-1 翼型の修正(3/4)

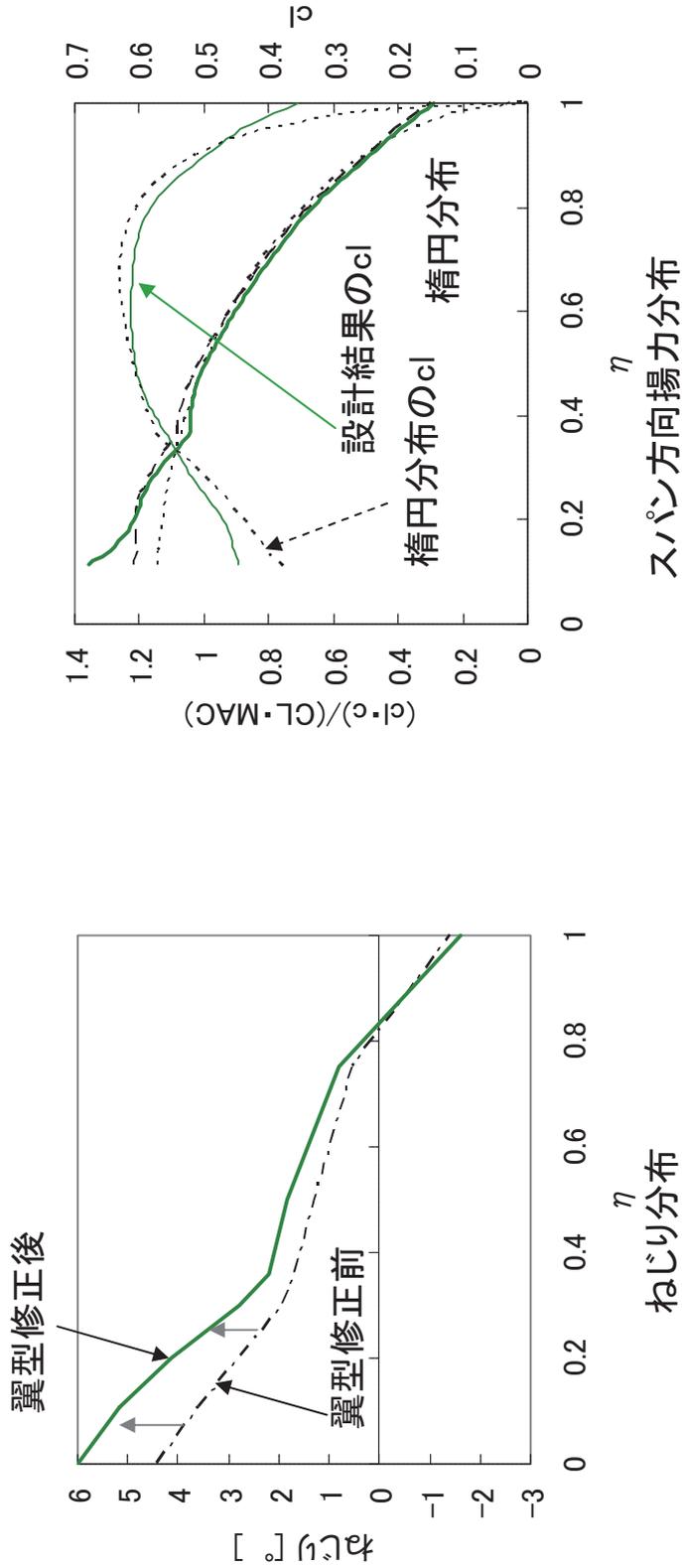
50 14KT001777



$\eta = 1.000$

図3.5.4-1 翼型の修正(4/4)

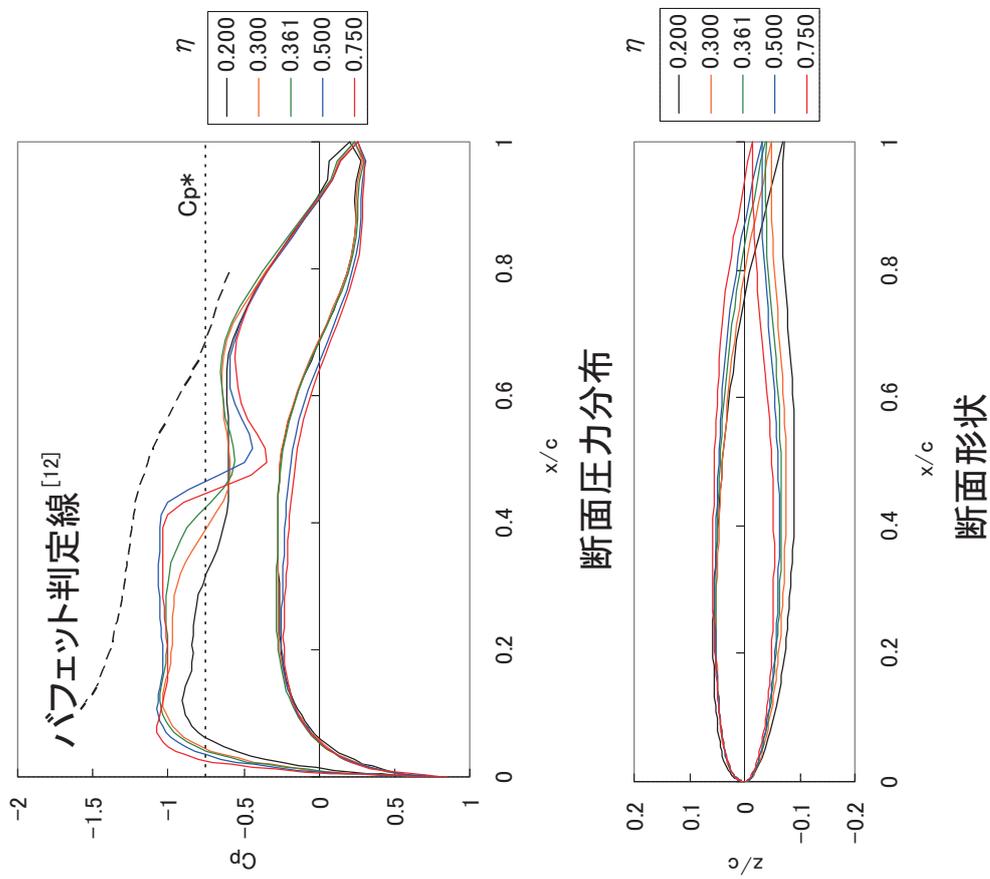
14KT001777 51



Euler解析、翼胴形態、 $M=0.78$ 、 $\alpha=0^\circ$ 、 $CL=0.5$

図3.5.4-2 ねじり分布とスパン方向揚力分布

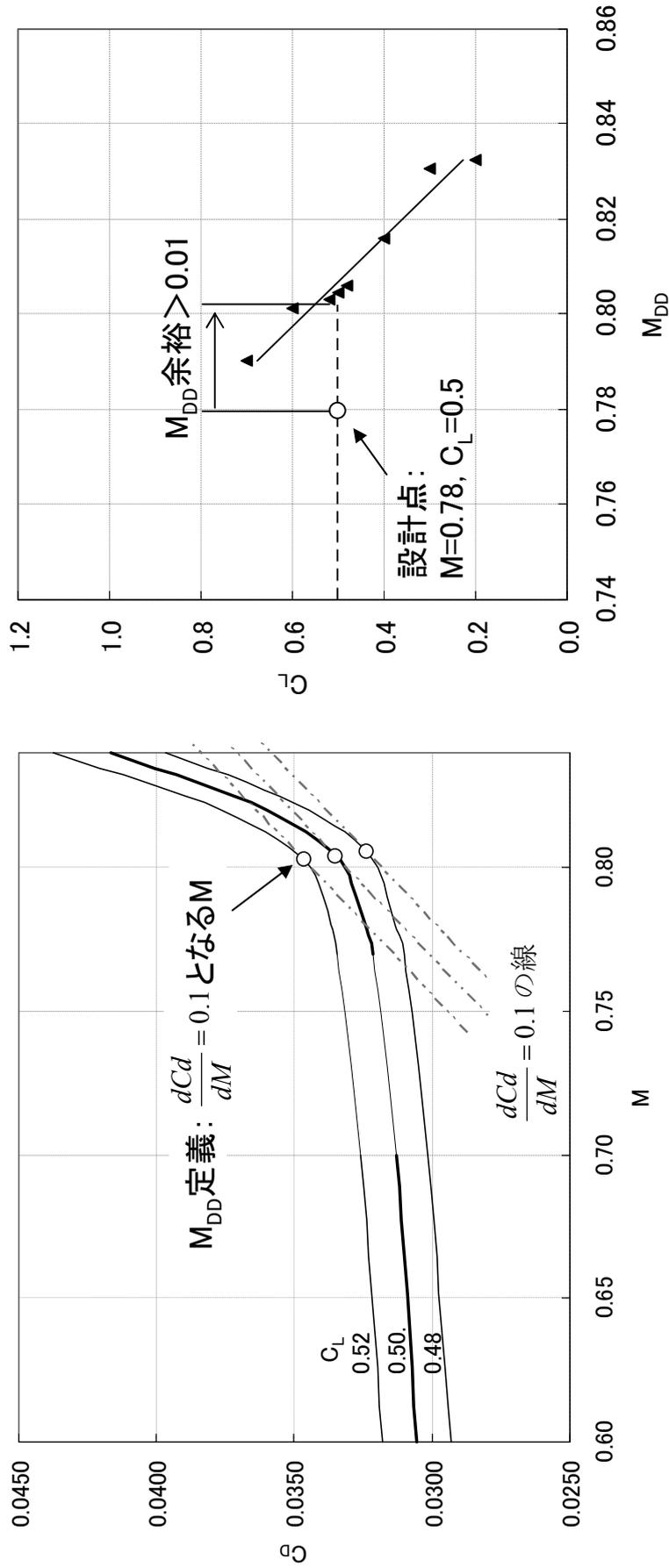
52 14KT001777



Euler解析、翼胴形態、 $M=0.78$ 、 $\alpha=0^\circ$ 、 $C_L=0.5$

図3.5.4-3 設計断面 圧力分布

14KT001777 53



Euler解析、翼胴形態

図3.5.5-1 M_{DD} 特性

54 14KT001777

図3.5.5-2(開示制限のため削除)

14KT001777 55

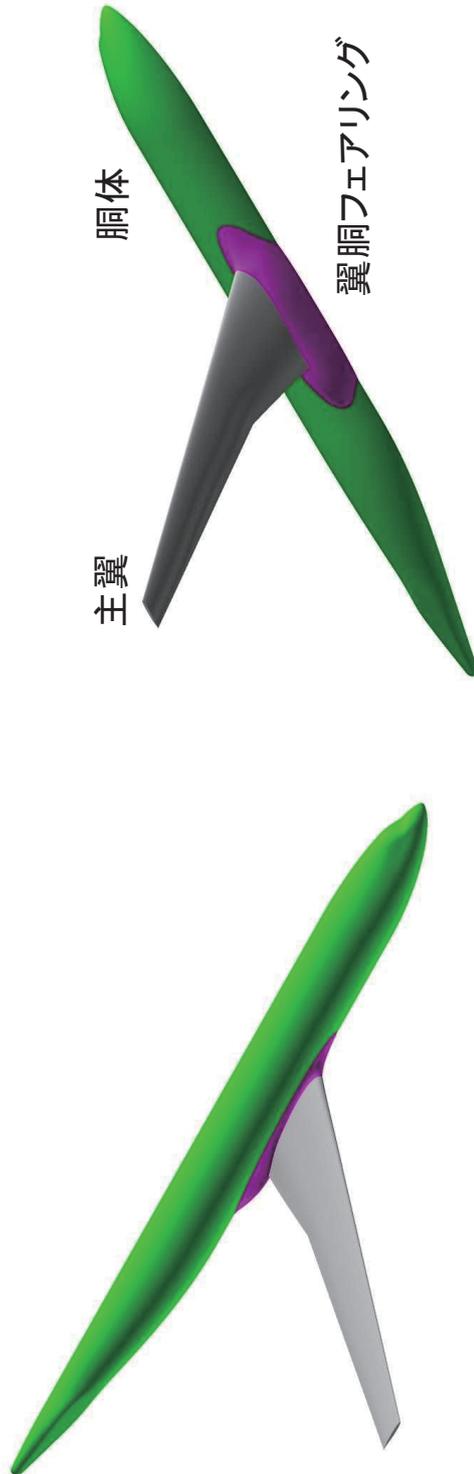
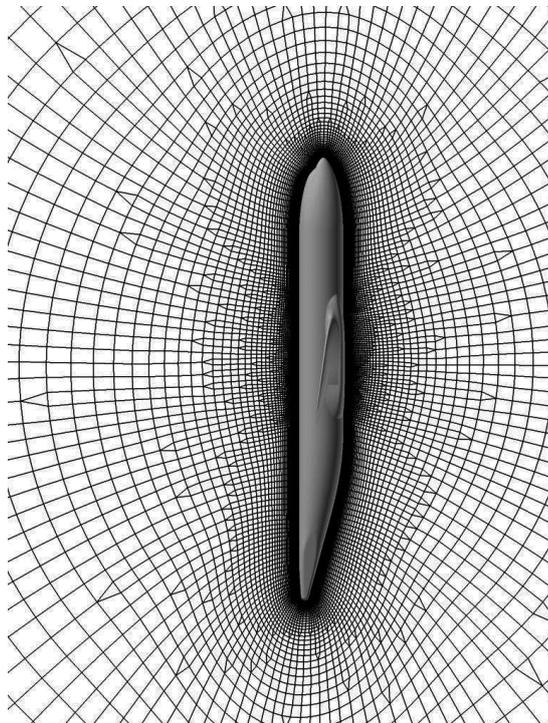


図3.6.2-1 解析モデル形状

56 14KT001777



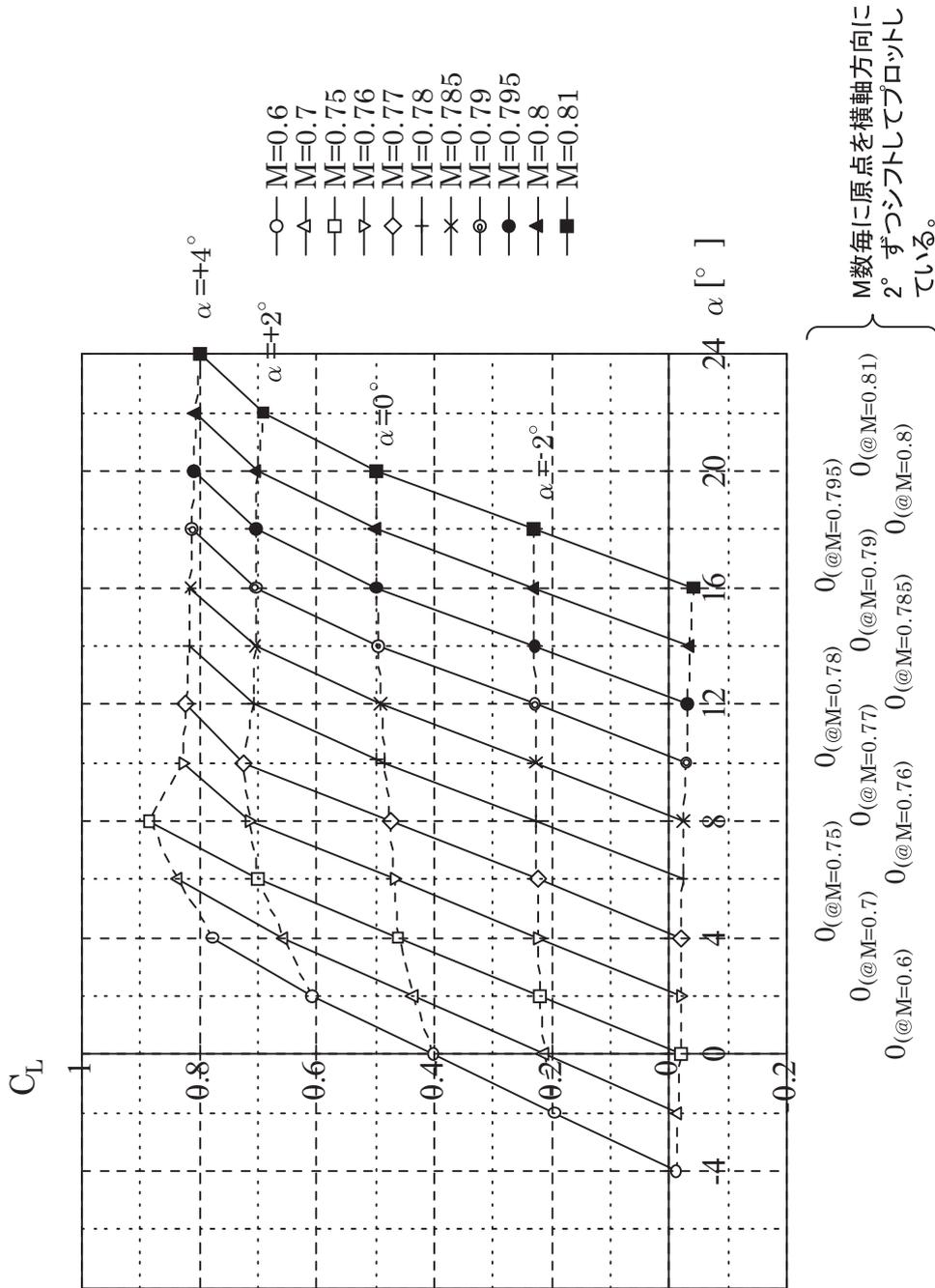
空間格子形状
(BL=0)



表面格子形状

図3.6.2-2 計算格子形状

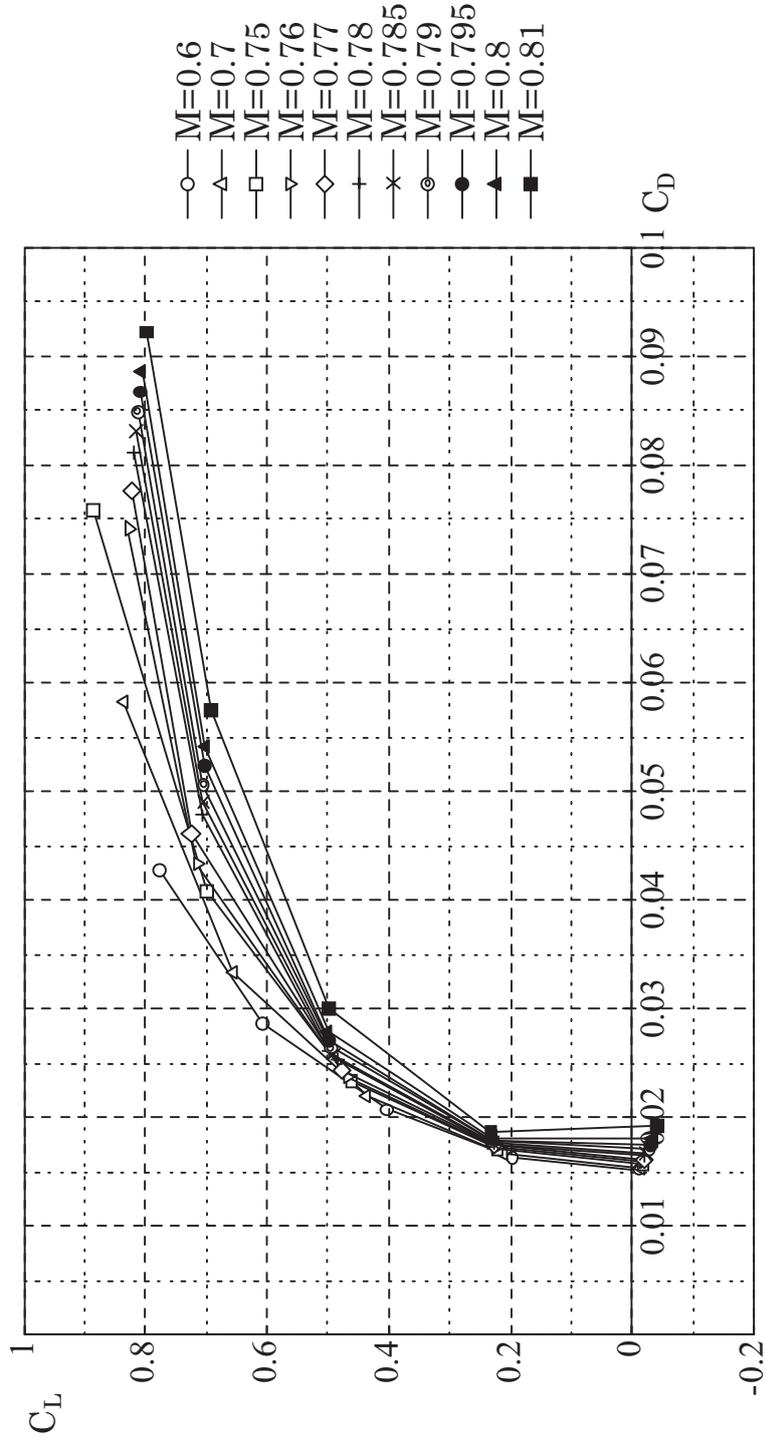
14KT001777 57



NS解析、翼胴形態、 $Rec=24.4 \times 10^6$ (35,000 ft, ISA, $M=0.78$, $c_{ref}=3.97$ m)

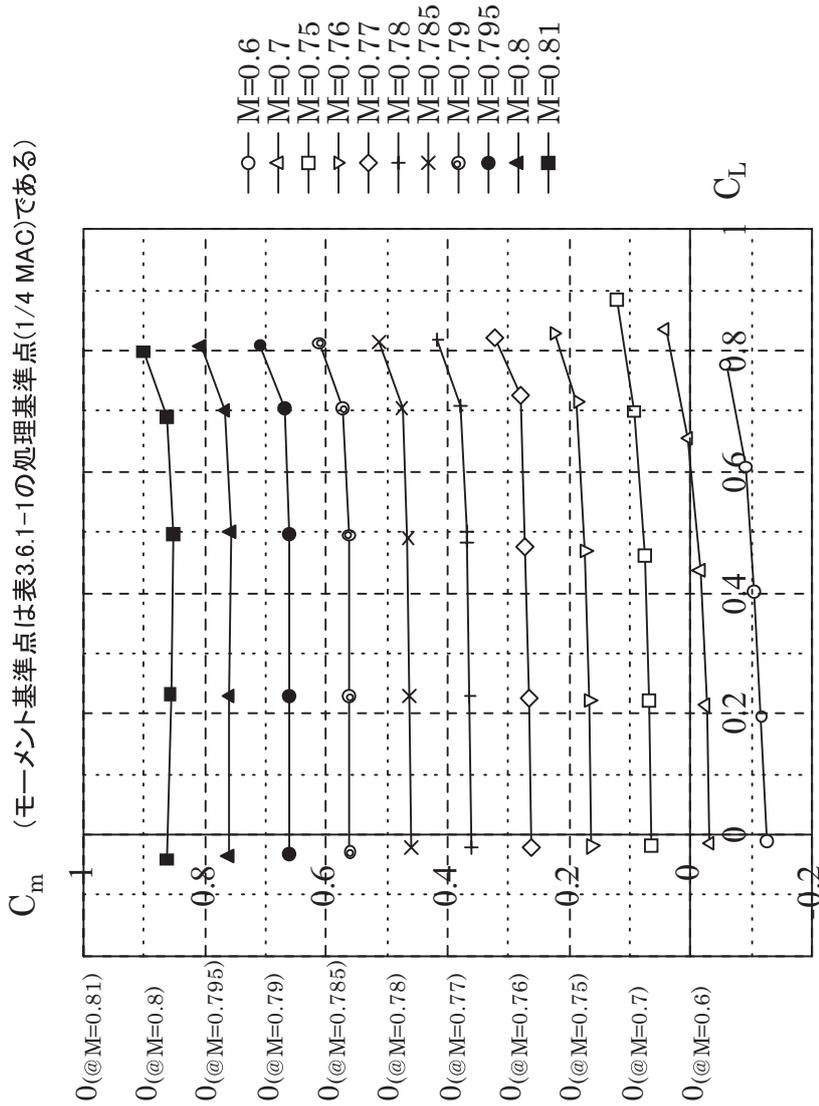
図3.6.3-1 $C_L \sim \alpha$

58 14KT001777



NS解析、翼洞形態、 $Rec=24.4 \times 10^6$ (35,000 ft, ISA, $M=0.78$, $c_{ref}=3.97$ m)

図3.6.3-2 $C_L \sim C_D$



M数毎に原点を縦軸方向に0.1ずつシフトしてプロットしている。

NS解析、翼胴形態、Rec=24.4 × 10⁶ (35,000 ft, ISA, M=0.78, cref=3.97 m)

図3.6.3-3 $C_m \sim C_L$

60 14KT001777

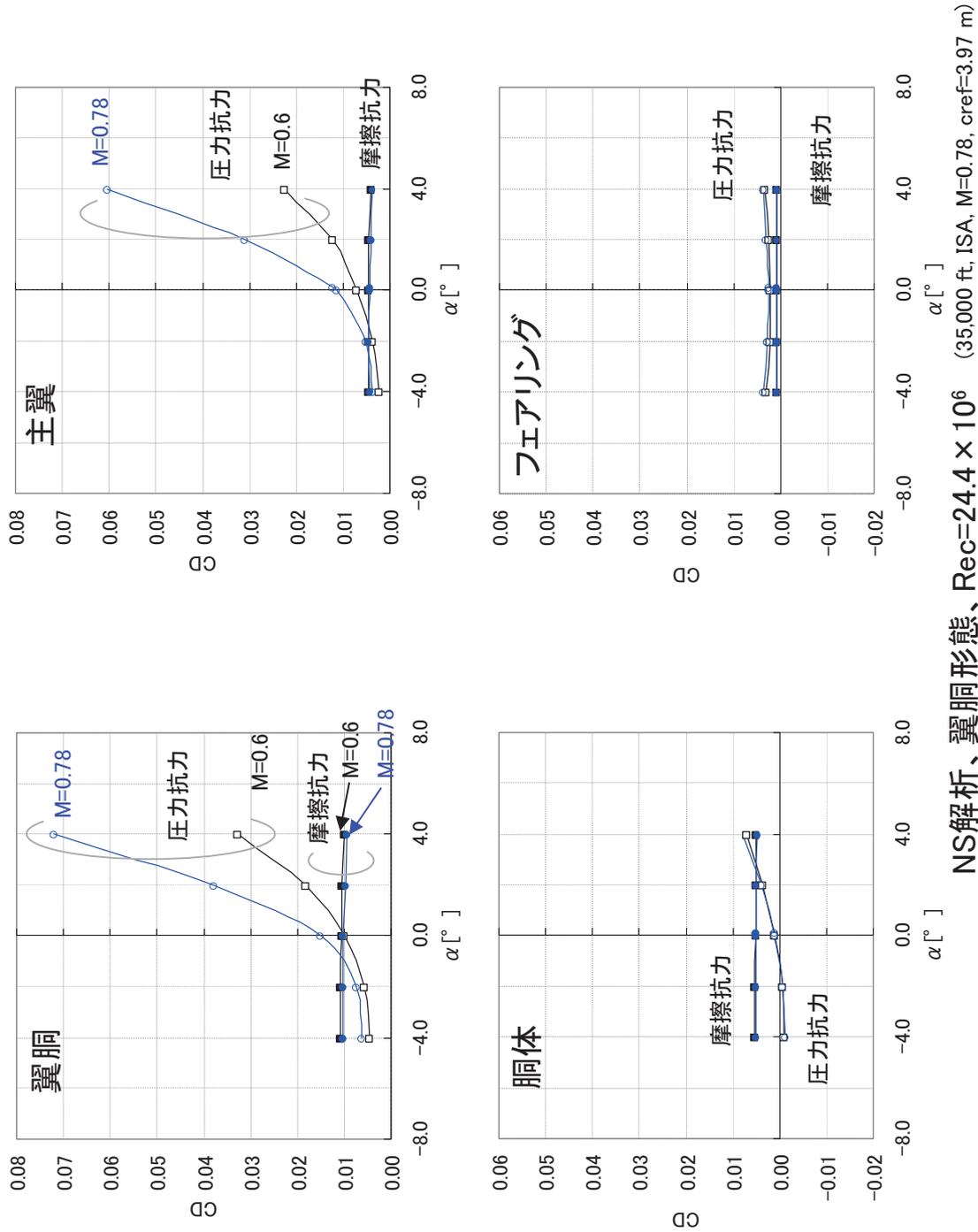
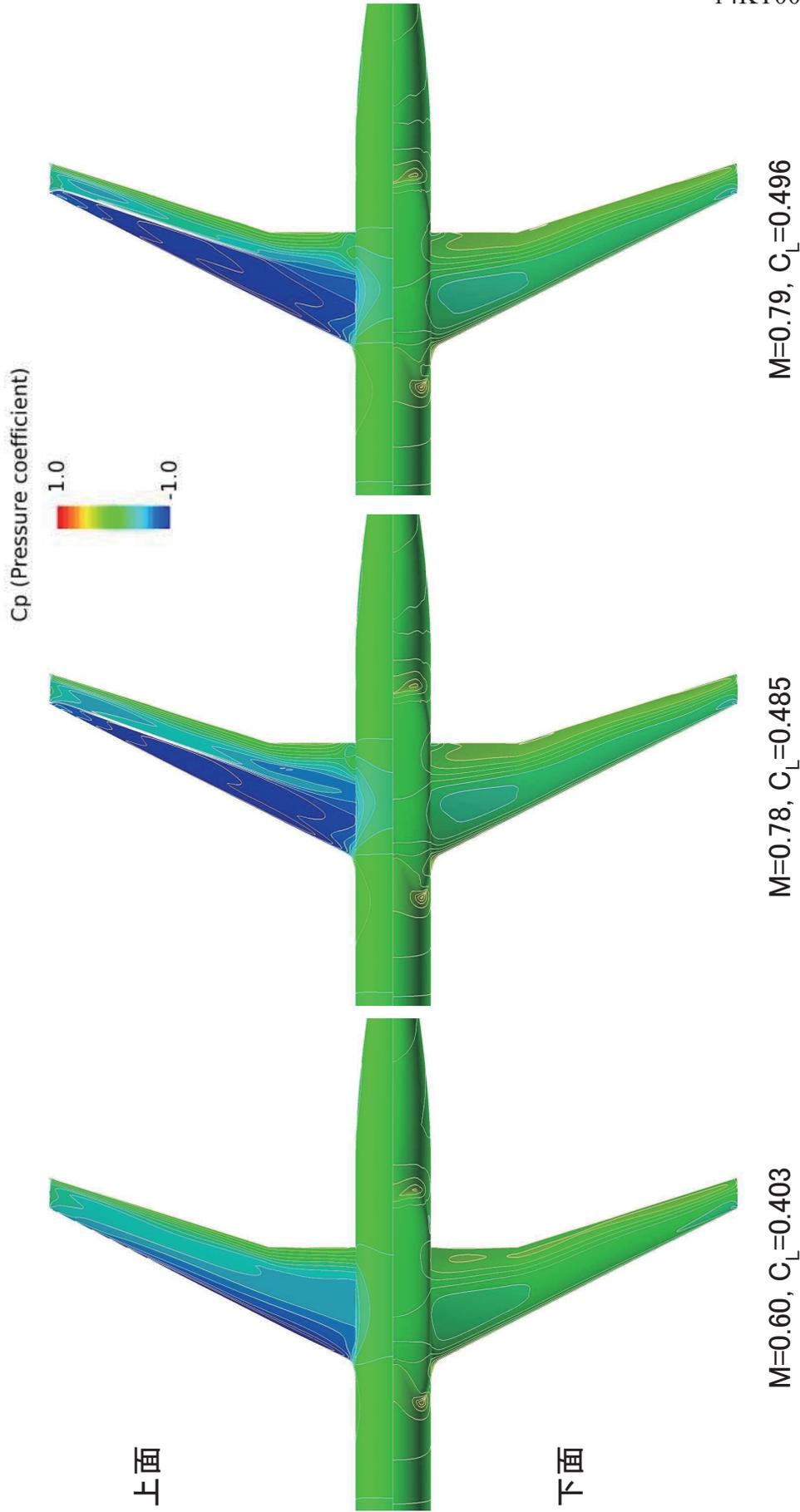


図3.6.3-4 抗力成分の迎角による変化

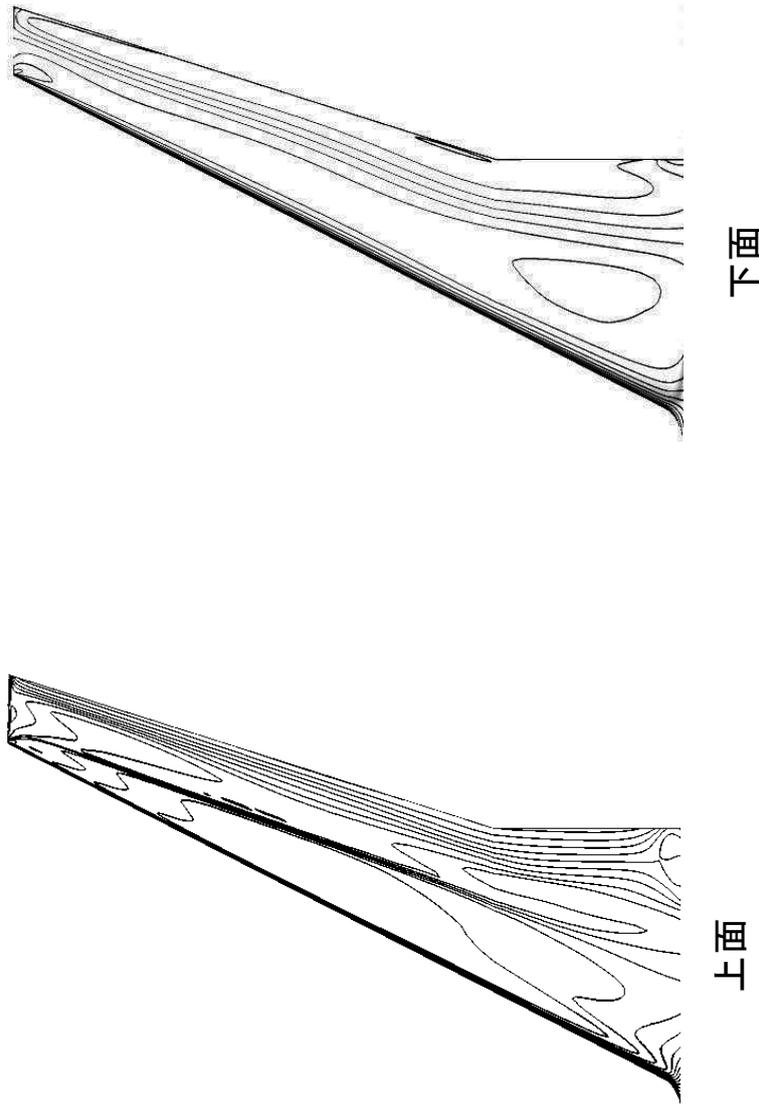
14KT001777 61



NS解析、翼洞形態、 $\alpha=0^\circ$ 、 $Rec=24.4 \times 10^6$ (35,000 ft, ISA, $M=0.78$, $c_{ref}=3.97$ m)

図3.6.4-1 表面圧力分布

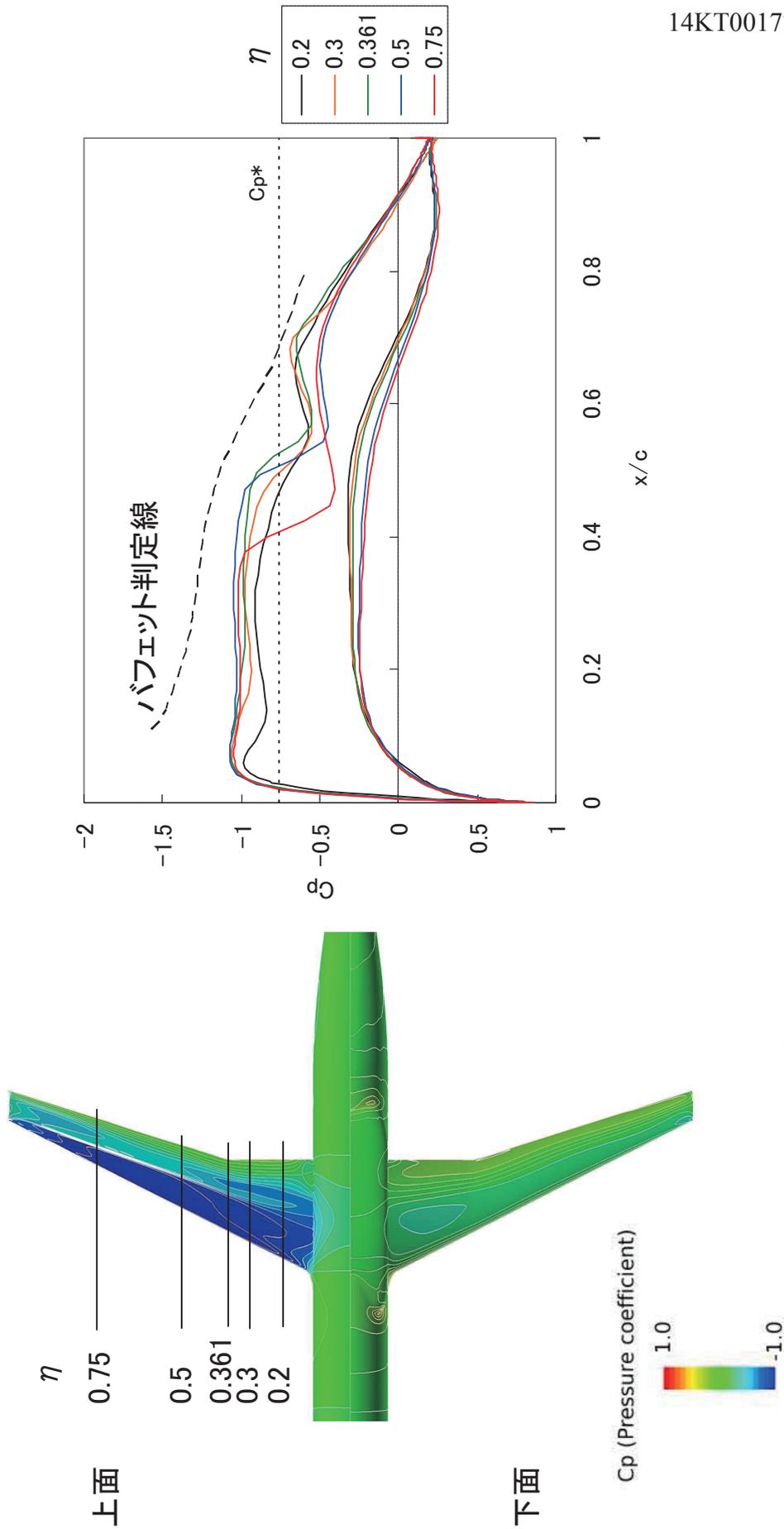
62 14KT001777



NS解析、翼洞形態、 $M=0.78$ 、 $\alpha=0.1^\circ$ 、 $C_L=0.5$ 、 $Rec=24.4 \times 10^6$
(35,000 ft, ISA, $M=0.78$, $c_{ref}=3.97$ m)

図3.6.4-2 表面等圧線

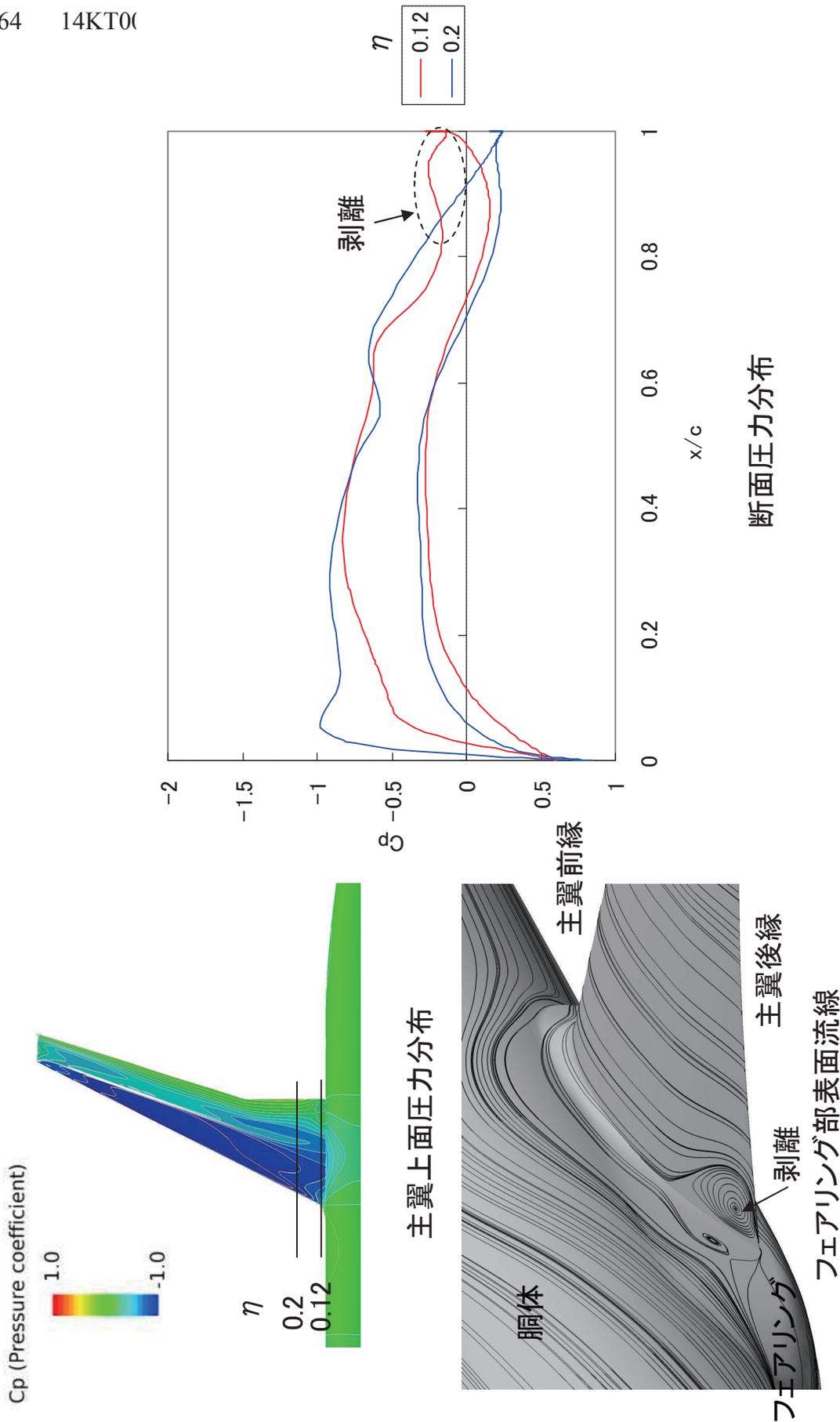
14KT001777 63



NS解析、翼胴形態、 $M=0.78$ 、 $\alpha=0.1^\circ$ 、 $C_L=0.5$ 、 $Rec=24.4 \times 10^6$
 (35,000 ft, ISA, $M=0.78$, $c_{ref}=3.97$ m)

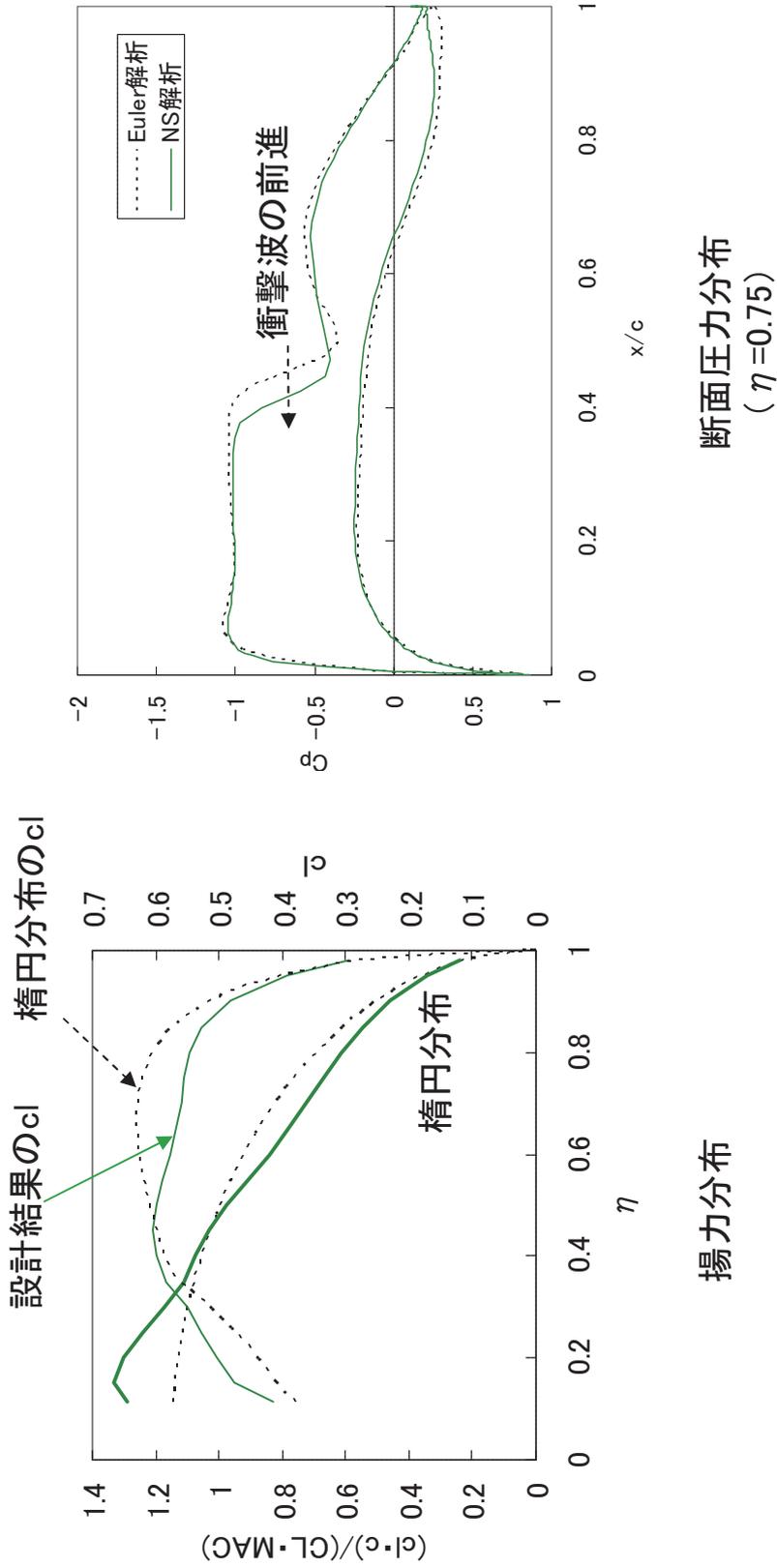
図3.6.4-3 断面圧力分布

64 14KT00



NS解析、翼胴形態、 $M=0.78$ 、 $\alpha=0.1^\circ$ 、 $C_L=0.5$ 、 $Rec=24.4 \times 10^6$ (35,000 ft, ISA, $M=0.78$, $cref=3.97$ m)

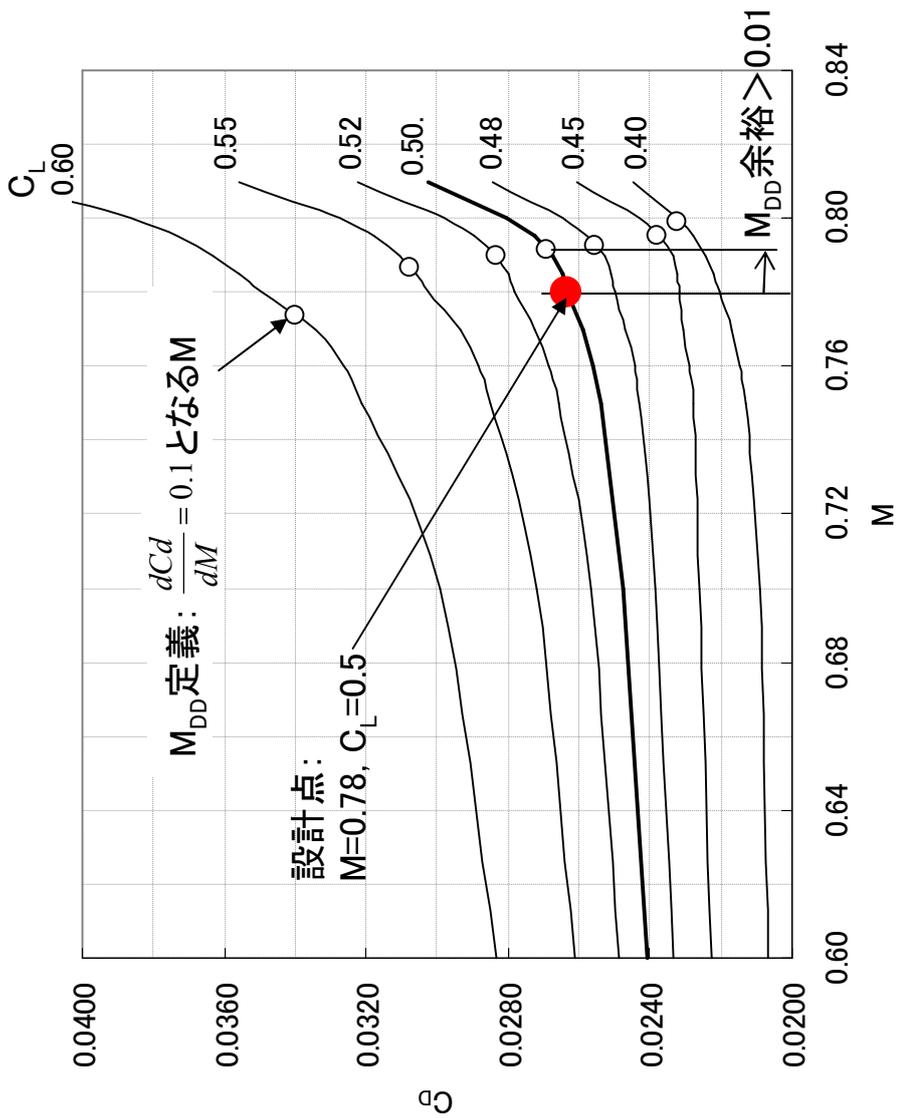
図3.6.4-4 フェアレイング周囲の流れ場



NS解析、翼胴形態、 $M=0.78$ 、 $\alpha=0.1^\circ$ 、 $C_L=0.5$ 、 $Rec=24.4 \times 10^6$
 (35,000 ft, ISA, $M=0.78$, $c_{ref}=3.97$ m)

図3.6.4-5 揚力分布と断面圧力分布

66 14KT001777



NS解析、翼胴形態、 $Rec=24.4 \times 10^6$ (35,000 ft, ISA, $M=0.78$, $c_{ref}=3.97 \text{ m}$)

図3.6.5-1 抵抗発散曲線

68 14KT001777

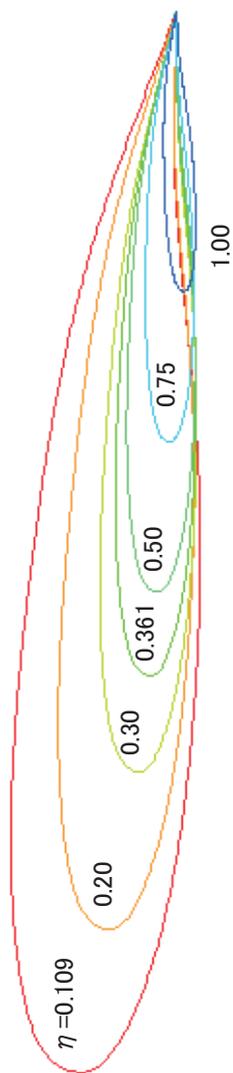


図4-1 設計断面翼型

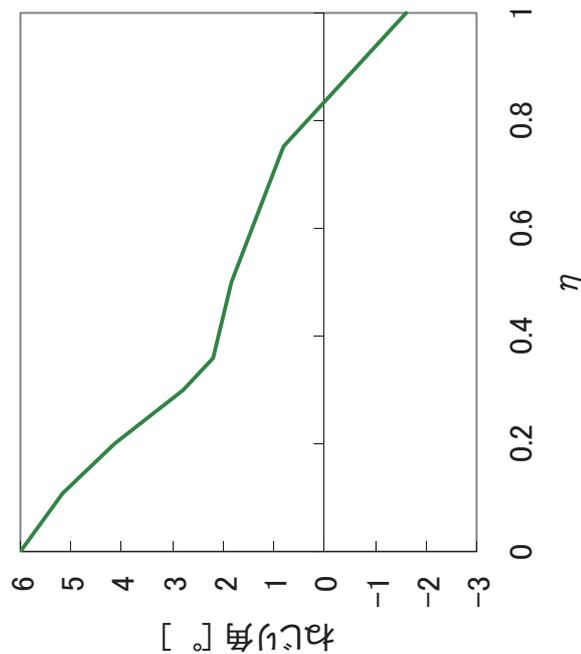


図4-2 ねじり分布

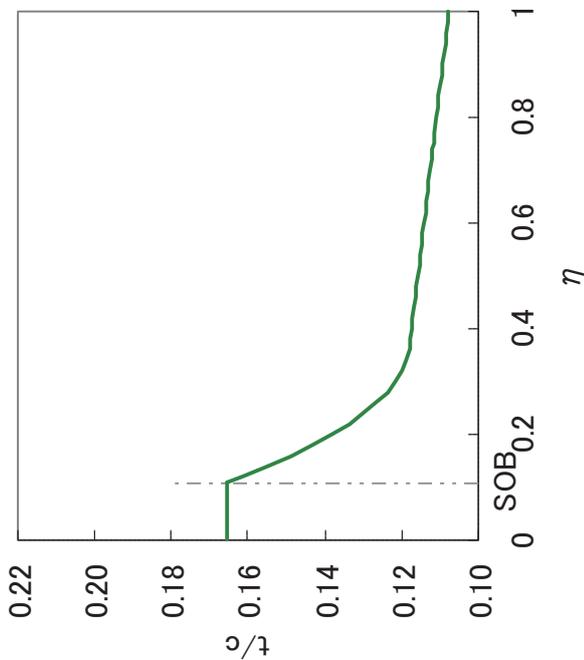


図4-3 翼厚比分布

14KT001777 69

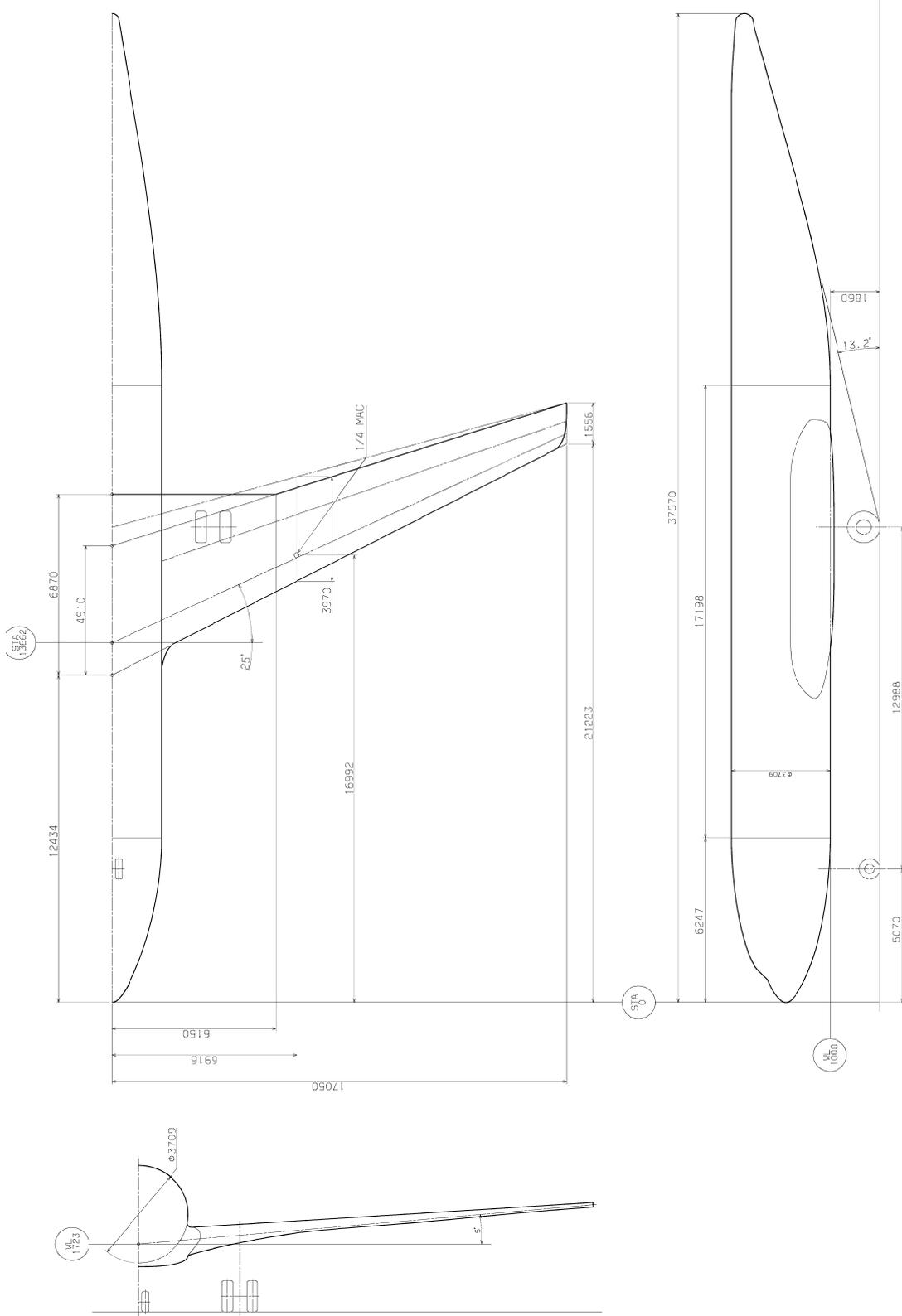


図4-4 TRA2012A 翼胴形態三面図

付録 2

「120 席級旅客機全機巡航形態の空力設計」

成果報告書

川崎重工業株式会社

14KT008976

目 次

	頁
1 目的	1
2 作業概要	1
2.1 ナセル及びパイロンの設計	1
2.2 水平尾翼及び垂直尾翼の設計	1
2.3 設計点で全機形態の空力設計	1
3 作業結果	2
3.1 要求仕様	2
3.2 作業の流れ	2
3.3 ナセル及びパイロンの設計	3
3.3.1 概要	3
3.3.2 ナセル単体設計	3
3.3.3 ナセルを主翼へマウント	4
3.4 水平尾翼及び垂直尾翼の設計	7
3.4.1 概要	7
3.4.2 水平尾翼の平面形設定	7
3.4.3 水平尾翼取付位置と尾翼容積の確認	7
3.4.4 水平尾翼必要揚力の見積もり	7
3.4.5 水平尾翼断面形の設計	8
3.4.6 垂直尾翼の平面形設定	8
3.4.7 垂直尾翼取付位置と尾翼容積の確認	8
3.4.8 垂直尾翼断面形の設計	8
3.5 設計点で全機空力形態の設計	10
3.5.1 概要	10
3.5.2 ナセル・パイロンの影響検討	10
3.5.3 主翼翼型設計	10
3.5.4 CATIA モデル作成	11
3.5.5 全機 CFD 解析	11
3.5.6 空力特性評価	14
4 成果	15
5 今後の課題	16
6 参考文献	17

1 目的

JAXA 殿において、実機を参考にした 120 席級旅客機の概念設計が行われ、大まかな機体形状と巡航時（高度 35,000 ft、マッハ数 0.78）の空力性能が得られている。また、この概念設計データに基づいて空力設計が行われており、翼胴形態が定まったところまで進んでいる。

この翼胴以外の機体要素（ナセル、パイロン、垂直尾翼、水平尾翼）に関して空力設計を行って全機形態を構成し、この全機形態の巡航性能が概念設計データと同等となるように空力設計を行う。

2 作業概要

2.1 ナセル及びパイロンの設計

DLR-F6 等の標準模型と実機を参考にして、ロング・ダクトのナセル及びパイロンを設計した。まず、軸対称流でナセル単体の空力設計を行い、ナセル単体の形状及び流入・流出条件に問題のないことを確認した。次に、ナセルを主翼にマウントした。また、他機例と比較して、ナセルの取り付け位置が妥当な範囲にあることを確認した。

2.2 水平尾翼及び垂直尾翼の設計

概念設計データと実機を参考にして、水平尾翼及び垂直尾翼の設計を行った。設計点における機体重量及び重心位置に対し、迎角 0 度の水平尾翼で巡航時のトリムが取れることを確認した。また、他機例と比較して、水平尾翼及び垂直尾翼の尾翼容積係数が妥当な値であることを確認した。

2.3 設計点で全機形態の空力設計

設計点（高度 35,000ft、マッハ数 0.78、揚力係数 0.5）で全機形態の空力性能が概念設計データと同等となるように設計を行った。また、下記①～④を満足することを確認した。

- ① 同設計点で主翼の揚力分布が楕円に近い。
- ② 同設計点で主翼表面の等圧線と等%翼弦線が平行に近い。
- ③ 同設計点でマッハ数と揚抗比の積がその最大値に近い。
- ④ 同設計点で 1.3G バフエット・クライテリアを満足する。

2 14KT008976

3 作業結果

3.1 要求仕様

作業内容を表 3.1-1、及び 120 席級旅客機（概念設計データの機体形状、以下本資では「TRA2012A」と呼ぶ）の要求仕様^{[1][2]}を表 3.1-2 に示す。

なお、表 3.1-2 に示す仕様は、同クラス機であるエアバス A319/A320 の仕様を参考にして、要求仕様を JAXA 殿で定められたものである。

3.2 作業の流れ

作業の流れを表 3.2-1～表 3.2-3 に示す。3.1 項に示す要求仕様、概念スケッチ、構造検討形状^[2]及び空力設計を行った翼胴形状^[3]を基に機体レイアウト設定を行い、全機巡航形態の空力設計を実施した。本作業のスケジュールを表 3.2-4 に示す。

3.3 ナセル及びパイロンの設計

3.3.1 概要

DLR-F6 等の標準模型と実機を参考にして、ロング・ダクトのナセル及びパイロンを設計した。

まず、JAXA 殿が指定するナセルの流入・流出条件を用いて、軸対称流でナセル単体の空力設計を行った。そこで、ナセル単体の形状及び流入・流出条件に問題のないことを確認した。

次に、ナセルを主翼にマウントした。また、他機例と比較して、ナセルの取り付け位置が妥当な範囲にあることを確認した。

3.3.2 ナセル単体設計

巡航条件の修正空気流量 371 kg/s (JAXA 殿 Reference Engine-2 より) から、A320/V2500 のナセル形状^[4]では質量流量比(MFR)は 0.711 となる。

TRA2012A 用ナセルは、ロングナセルである DLR-F6 ナセル^{[5][6]}をベースの軸対称形状とした。

ここでは、機体巡航性能を見るために、インテークに入る流管形状を合わせ、ナセル周りの流れ場を実機並みにすることとし、MFR を実機に合わせた。

まず、F6 ナセルの最大径を V2500 ナセルの最大径 (2.11 m) と合うようにスケーリングした。このとき、ハイライト面積は $A_{HL}=1.846 \text{ m}^2$ (直径 1.53 m) となる。この A_{HL} に対して、上記 MFR となるナセル流入条件として、実流量 115.5 kg/s (修正空気流量 302.3 kg/s) を設定した。

ここで作成したナセル形状と V2500 ナセル形状の比較を図 3.3.2-1 に示す。

次に、この軸対称ナセルに対して、設定した実機並みの MFR を実現する吸気流量条件を与え、CFD 解析を実施した。

解析条件を表 3.3.2-1 に示す。

解析により得られた、ナセル周りの空間流線及びマッハ数分布を図 3.3.2-2 に示す。ナセルの前縁に到達する流線の上流の断面積 ($A_{\infty}=1.316 \text{ m}^2$) と A_{HL} の比から、 $MFR=0.713$ となり、TRA2012A 巡航条件において、実機並みの MFR を実現できた。排気側は一樣流並みの速度分布になっており、流入・流出条件に問題の無いことを確認した。

また、ナセル表面圧力分布を図 3.3.2-3 に示す。ナセル単体では超音速領域は無く、衝撃波は発生していないことを確認した。

4 14KT008976

3.3.3 ナセルを主翼へマウント

空力設計上、ナセルの配置は、以下に記す様々な制約を満たした上で、干渉抵抗を抑制する位置に設定する。

- スパン方向配置は、エンジン片発停止時のトリム能力やエンジン排気と FTF(Flap Track Fairing)との干渉回避、或いは、前脚飛水吸込み防止などを考慮して決定される。
- 上下前後配置は、主翼との干渉抵抗を抑制する配置とするが、接地バンク角や構造上の制約が課せられる。
- 地上高についても、FOD(Foreign Object Damage)防止や地上突起物クリアランス、前脚倒屈時に地面との衝突について配慮しなくてはならない。
- 取付角度のうち、ドループ角とトゥ角は巡航時に気流が正対するよう設定するとともに、離着陸時のインテーク性能にも配慮が必要である。ティルト角は着陸時にエンジン高温排気がフラップと干渉しないよう設定する。
- パイロン形状は、構造・装備品の制約を受けながら、前縁部衝撃波や後縁剥離を抑制する形状とする。

この他にも、共用性、ハザードエリア、整備性、製造コスト等について考慮する必要がある。

以上のナセル配置に関する検討の流れを図 3.3.3-1 に示す。ここでは、上記配慮がなされた実機配置を参考に、ナセル配置を設定した。詳細を以下に示す。

【スパン方向配置】

TRA2012A の平面形は概念スケッチのレイアウトを用いる。ナセルのスパン方向取付位置を $BL=5700 \text{ mm}$ ($\eta=0.334$) に合わせた。

この位置が妥当であることを確認するため、他機例^{[6][7]}との比較を行った。

スパン方向取付位置を図 3.3.3-2 に示す。この配置は、他機例 ($\eta=0.3 \sim 0.35$) と同程度である。また、ナセルと胴体間の距離は、ナセル最大径 (D_{nac}) に対して $1.3D_{nac}$ であり、他機例の $1 \sim 1.5D_{nac}$ と同程度である。

【上下前後配置】

主翼とナセル間の空力干渉による抵抗の増加に配慮し、干渉抵抗が他機例並みになるよう、ナセルの配置を設定した。

干渉抵抗に影響を与える一因として、主翼とナセルの相対位置が挙げられる。まず、ロング・ダクトのナセルを有する A320 と同じ位置に設定した。

(前後方向) $x/c=0.371$, (上下方向) $h/c=-0.150$

そして、後述する CFD 解析の結果、主翼下面の衝撃波を緩和するため、翼型を修正したことにより、相対位置は若干下方へ移動した。

(前後方向) $x/c=0.371$, (上下方向) $h/c=-0.155$

また、文献[6, 7, 8, 9]を参考にナセル前後・上下位置を主翼コード長で無次元化して整理したものを図 3.3.3-3 に示す。上記配置は、ロング・ダクトのナセルの他機例並みである。

【地上高】

設定したナセル形状・位置は A320/V2500 相当であるので、横風着陸やタイヤのパンクなど、非常時における地上クリアランスは A320 並みになると考えられる。

想定する機体レイアウトを図 3.3.3-4 に示す。1G 静止状態における地上クリアランスは、接地バンク角： 17° 、ナセル地上高：0.613 m となる。さらに、Full Compression、Flat Tyre 状態^{*}での接地バンク角は 7° である。これは、FAR25.149 に規定されている最小操縦速度 (VMC) でのバンク角 5° 以上を満たしている。

^{*}ここでは、文献[4]を参考に、脚ストロークの 50% (235 mm) + Flat Tyre (139 mm) = 374 mm を 1G 静止状態からの高さ変化量と仮定した。

以上のとおり、ナセル前後上下位置を A320/V2500 に合わせ、スパン方向は TRA2012A 平面形に合わせた。接地バンク角と、ナセル地上高の他機例^[7]との比較を図 3.3.3-5 に示す。このナセル位置は他機例と同程度であることを確認した。

【取付角度】

DLR-F6 ナセルの取付角度を用いた。軸対称ナセル形状のためドローブ角は 0° 、トゥ角は 1° 、ティルト角は 2° である。

翼胴形態において、巡航条件でのナセル位置付近の空間流線を図 3.3.3-6 に示す。トゥ角 1° のとき、巡航形態時に空気取入口が気流に正対することを確認した。

6 14KT008976

【パイロン形状】

設定したナセル形状・配置に対して、パイロン形状を設計した。

まず、パイロン側面形を図 3.3.3-7 に示す。形状は以下の様に設定した。

- ・ A320 のパイロン側面形状^[10]を参考に、前後縁後退角を 69° ～ 83° に設定した。
- ・ A320 と同様に、主翼前縁・後縁にパイロンの前後縁の端を合わせた。
- ・ ナセルとパイロン先端の取付位置は DLR-F6 のナセル・パイロン先端位置のままとした。
- ・ 前縁後退角が変わる部分は角にならないよう、滑らかに円弧で接続した。

次に、断面形状を図 3.3.3-8 に示す。形状は以下の様に設定した。

- ・ ロング・ダクトナセル用のパイロンである DLR-F6 のパイロン断面形状を踏襲した。
- ・ 前縁部は、垂直な断面を円弧とした。
- ・ 後縁部は、DLR-F6 パイロンと同じ絞り角 13.2° の楔形とした。
- ・ 実機のファン径とパイロン幅^[7]の相関を整理し、パイロン幅を 0.384 m とした。

3.4 水平尾翼及び垂直尾翼の設計

3.4.1 概要

概念設計データと実機を参考にして、水平尾翼及び垂直尾翼の設計を行った。

ここで、JAXA 殿が指定する機体重量及び重心位置に対し、迎角0度の水平尾翼で巡航時のトリムが取れることを確認した。

また、他機例と比較して、水平尾翼及び垂直尾翼の尾翼容積係数が妥当な値であることを確認した。

3.4.2 水平尾翼の平面形設定

概念設計データより、水平尾翼の諸元を表 3.4.2-1 に示す。この諸元と他機例の比較を図 3.4.2-1 に示す。

水平尾翼平面形は、他機例^[7]並みであることが確認できたので、この諸元で設計を進めた。

3.4.3 水平尾翼取付位置と尾翼容積の確認

水平尾翼の取付位置は、抵抗及び重量低減のため、なるべく後方に配置することが望ましい。また、上下方向には、広い形態・速度・姿勢角の条件において、主翼の後流の干渉を考慮した位置に配置する必要がある。

これらのことが配慮された他機例^[7]との比較を図 3.4.3-1 に示す。取付位置として主翼からの仰ぎ角、尾翼容積が他機例並みであることを確認した。

3.4.4 水平尾翼必要揚力の見積もり

重心 (30.4%MAC) 周りのモーメントの釣り合いを図 3.4.4-1 に示す。翼胴形態の巡航条件の CFD 解析による力データから、水平尾翼に必要な揚力を検討した結果、揚力係数で-0.1 程度 (全機解析の結果-0.07) が必要である。

また、図 3.4.4-1 より、翼胴形態の空間流線を見ると、水平尾翼位置での局所迎角は-3° 程度である。

水平尾翼形状に対して Raymer の 3次元翼の揚力傾斜^[11]を見積もると $C_{L\alpha} \sim 0.07/\text{deg}$ より、本諸元の水平尾翼に対し、微少な舵角の調整でトリムが取れる見込みを得た。後述の全機形態 CFD 解析において、トリム舵角を求めた。

8 14KT008976

3.4.5 水平尾翼断面形的设计

概念設計データでは、水平尾翼の断面形状を NACA64A-010 ($t/c=10\%$) としている。この翼型に対して、高速性能を確認した。

代表断面として、水平尾翼 MAC_{HT} のスパン方向位置における、 $c/4$ 線に垂直な断面を扱う。気流条件は、設計点 ($M=0.78$, $MAC_{HT}=2.706$ m) で定まるレイノルズ数 $Rec=16.61 \times 10^6$ で検討した。

前項で求めた 3次元翼の必要 $C_L=0.1$ から、スパン方向揚力分布として、三角形を仮定したとき、断面 $c1$ は約 0.1 である。

そこで、2次元設計 $c1=0.1/\cos^2 \Lambda_{c/4}=0.14$ とした。この翼型の抵抗発散曲線を図 3.4.5-1 に示す。2次元流での m_{dd} は 0.766 ($\Lambda_{c/4}=31^\circ$ 、3次元 $M_{DD}=0.828$) であり、この翼型を用いた場合、水平尾翼の M_{DD} は主翼 ($M_{DD}=0.79$) よりも高くできる。

以上の検討により、水平尾翼の断面形状として、NACA64A-010 を採用することにした。

3.4.6 垂直尾翼の平面形設定

概念設計データより、垂直尾翼の諸元を表 3.4.6-1 に示す。この諸元と他機例の比較を図 3.4.6-1 に示す。

垂直尾翼平面形は、他機例^[7]並みであることを確認できたので、この諸元で設計を進めた。

3.4.7 垂直尾翼取付位置と尾翼容積の確認

垂直尾翼の取付位置は、抵抗及び重量低減のため、なるべく後方に配置することが望ましい。また、上下方向には、高迎角時の方向安定特性に配慮する必要がある。

これらのことが配慮された他機例^[7]との比較を図 3.4.7-1 に示す。取付位置として主翼からの仰ぎ角、尾翼容積が他機例並みであることを確認した。

3.4.8 垂直尾翼断面形的设计

概念設計データでは、垂直尾翼の断面形状を NACA64A-010 ($t/c=10\%$) としている。この翼型に対して、高速性能を確認した。

代表断面として、垂直尾翼 MAC_{VT} の高さ方向位置における、 $c/4$ 線に垂直な断面を扱う。

気流条件は、設計点 ($M=0.78$, $MAC_{VT}=3.841$ m) で定まるレイノルズ数 $Rec=23.58 \times 10^6$ で検討した。

14KT008976 9

この翼型の $c_l=0.0$ での抵抗発散曲線を図 3.4.8-1 に示す。2次元流での m_{dd} は 0.772 ($\Lambda_{c/4}=35^\circ$ 、3次元 $M_{DD}=0.853$) であり、この翼型を用いた場合、垂直尾翼の M_{DD} は主翼 ($M_{DD}=0.79$) よりも高くできる。

以上の検討により、垂直尾翼の断面形状として、NACA64A-010 を採用することにした。

10 14KT008976

3.5 設計点で全機空力形態の設計

3.5.1 概要

設計点（高度 35,000 ft、マッハ数 0.78、揚力係数 0.5）で全機形態の空力性能が概念設計データと同等となるように設計を行った。また、下記①～④を満足することを確認した。

- ① 同設計点で主翼の揚力分布が楕円に近い。
- ② 同設計点で主翼表面の等圧線と等%翼弦線が平行に近い。
- ③ 同設計点でマッハ数と揚抗比の積がその最大値に近い。
- ④ 同設計点で 1.3G バフケット・クライテリアを満足する。

3.5.2 ナセル・パイロンの影響検討

翼胴形態 (WB) に対して、主翼にナセル・パイロンを付けた形態 (WBNP) での揚力分布を社内コードを用いて Navier-Stokes (NS) 解析により求めた。主翼揚力分布の変化を図 3.5.2-1 に示す。

WB 形態に対し、WBNP 形態では、内翼の揚力が減少している。この分を補うため、外翼の揚力が増加し、楕円型の揚力分布に近づく傾向にあることが分かった。

また、設計点で主翼表面の等圧線と等%翼弦線を図 3.5.2-2 に示す。ナセル・パイロンを付けることにより、パイロン内舷側の主翼下面に負圧が大きい領域が生じている。

加えて、WB/WBNP 形態とも、内翼部後半に再加速域がみられ、等圧線が内翼側でやや乱れていることから、主翼表面の等圧線と等%翼弦線が平行に近くなるよう、内翼の翼型を修正していく。

3.5.3 主翼翼型設計

パイロン内舷側の設計断面 ($\eta=0.3$) について、パイロン内舷側の主翼下面の負圧ピークを下げるため、翼型を修正し、圧力分布を改善した。さらに、内翼設計断面 ($\eta=0.109, 0.2, 0.3$) について、翼上面、後半部分の再加速を抑制して、外翼の圧力分布に近づけて等圧線を揃えるため、翼型を修正し、圧力分布を改善した。

TRANAIR^[12]（3次元フルポテンシャル+境界層計算）を用いて、WBNP 形態の解析を行った。修正前後の翼型と圧力分布を図 3.5.3-1 及び図 3.5.3-2 に示す。

修正前後の主翼揚力分布の変化を図 3.5.3-3 に示す。圧力分布は変化したがる、その積分量である断面揚力はほぼ同じとなったため、揚力分布の変化は極僅かとなっている。

また、各設計断面の修正による主翼表面の等圧線分布を図 3.5.3-4 に示す。内翼の圧力分布が変化し、外翼と内翼の等圧線が揃う方向に変化していることが確認できた。

さらに、修正前後の空力特性を図 3.5.3-5 に示す。縦三分力について、 $C_L-\alpha$ 、 $C_{m_{MAC/4}}-C_L$ は変化なく、 C_D のみ減少（設計 $C_L=0.5$ において 3 cts 減）した結果となった。これは、図 3.5.3-1、図 3.5.3-2 から、内翼上面の後半部分の負圧が低減したことによる圧力抵抗の低減の効果と考えられる。

3.5.4 CATIA モデル作成

内翼の設計断面の翼型を変更したことを受け、主翼モデルを作り直した。主翼は設計断面の前縁線と後縁線をそれぞれスプラインで結び、前後縁線と定義断面を通る滑らかな曲面として形状定義した。この主翼翼根部の曲面に接続するよう、翼胴フェアリングを部分的に修正した。

また、ナセル・パイロン、水平尾翼及び垂直尾翼のモデルも作成し、全機形態の CATIA モデルを作成した。

なお、水平尾翼のヒンジラインは後桁のやや後方に位置することから、 $0.25MAC_{HT}$ の位置に設定した。

モデル概要を図 3.5.4-1 に示す。

3.5.5 全機 CFD 解析

修正した主翼形状を用いて、全機形態空力特性を得るため、NS 解析を実施し、空力特性データを取得した。

解析条件を表 3.5.5-1 に示す。（原点は、機体先端を $x=0$ 、左右対称面を $y=0$ 、胴体下面から 1 m 下方を $z=0$ とした）。巡航マッハ数 0.78 を含む $M=0.7\sim 0.8$ の範囲で、社内コードを用い、全場乱流条件として解析を行った。なお、数値粘性による疑似抵抗の空間格子依存性を除去するため、2次精度と3次精度の解析値を用いて補正している^[13]。

解析モデルを図 3.5.5-1 に示す。

最初に、設計点におけるトリム舵角を設定する。

巡航時の力の釣り合いを図 3.5.5-2 に示す。ここで、推力(T)は、水平方向で抵抗(D)に釣り合う力と仮定する。

$$D = T \cos(\theta_{nac} + \alpha)$$

このとき、 $0.25MAC$ (CFD 処理基準点) 位置に作用する揚力(L)とピッチング・モーメント(M)は、推力作用点と処理基準点間相対位置(x_t, z_t)、ナセルのティルト角(θ_{nac})、機体迎角(α)として、下式で表される。

12 14KT008976

$$L' = L + T \sin(\theta_{nac} + \alpha) = W$$

$$M' = M + T \sin(\theta_{nac} + \alpha) \cdot x_t + T \cos(\theta_{nac} + \alpha) \cdot z_t$$

故に、重心(30.4%MAC)周りのピッチング・モーメント(M_{cg})は以下の様になる。

$$M_{CG} = M' + L' \cdot x_c$$

水平尾翼の舵角 $\delta_H=0, 1, 2^\circ$ と変化させたときの空力特性を図 3.5.5-3 に示す。上記釣り合いの式を用いて、 $C_{m\ CG}=0$ となる C_L を求め、設計点におけるトリム舵角 $\delta_H=0.389^\circ$ を得た。

以降の解析は、水平尾翼の舵角を $\delta_H=0.389^\circ$ とした状態で実施した。解析ケースを表 3.5.5-2 に示す。

(1) 縦3分力特性

NS 解析により得られた、全機形態の縦3分力特性として、 $C_L \sim \alpha$ を図 3.5.5-4、 $C_L \sim C_D$ を図 3.5.5-5、 $C_{m\ MAC/4} \sim \alpha$ を図 3.5.5-6 に示す。なお、 $C_L \sim \alpha$ はマッハ数毎に原点を α 方向に 2° ずつ、 $C_{m\ MAC/4} \sim \alpha$ はマッハ数毎に原点を $C_{m\ MAC/4}$ 方向に 0.1 ずつ、それぞれシフトしてプロットしている。

図 3.5.5-4 より、 $M=0.785$ 以上では $\alpha=4^\circ$ で大きな剥離を生じていることが分かる。このとき図 3.5.5-6 から $M \leq 0.78$ と $M \geq 0.785$ で $C_{m\ MAC/4} \sim \alpha$ の変化傾向が異なっている。一例として、 $M=0.78$ と $M=0.79$ での主翼断面(内翼 $\eta=0.2$ と外翼 $\eta=0.75$)の圧力分布を図 3.5.5-7 に示す。内翼において $M=0.79$ では $\alpha=2 \rightarrow 4^\circ$ で衝撃波背後で剥離するとともに、衝撃波が前進している。このため頭下げモーメントが増すことになった。外翼については顕著な差異は見られない。

設計点 ($M=0.78, C_L=0.5$) での摩擦抵抗と圧力抵抗を図 3.5.5-8 に示す。全機抵抗は 297 cts (摩擦抵抗 137 cts、圧力抵抗 160 cts) であった。

解析により得られた全機形態の揚抗比(L/D)は 16.8 であり、ほぼ概念設計データの性能 (L/D=16.2) を達成している。

(2) 圧力分布

設計点におけるマッハ数毎の主翼表面圧力分布及び設計断面の圧力分布を図 3.5.5-9 に示す。

また、フェアリングの効果を見るため、図 3.5.5-10 に胴体脇(SOB)付近の流れ場の様子を示す。翼胴形態で見られた、翼根後縁部での局所的

14KT008976 13

な剥離領域は全機形態でも見られるが、その範囲は小さくなっている。この剥離については、断面圧力分布でも確認できる。この部分については、翼型を修正し、上面圧力分布が変わったことで、流れが剥がれ難くなったものと考えられる。フェアリング形状を修正し、さらに剥離を抑制することで、干渉抵抗を減少させることが可能と考える。

14 14KT008976

3.5.6 空力特性評価

(1) 抵抗発散曲線

NS 解析の結果より得られた抵抗発散曲線を図 3.5.6-1 に示す。この曲線から求めた M_{DD} 特性から、設計点において、約 0.01 の M_{DD} 余裕がある。

(2) 主翼揚力分布

設計点で主翼の揚力分布を図 3.5.6-2 に示す。揚力分布の形状が楕円に近いことを確認した。

主翼内翼部の揚力が大きくなっており、外翼部の揚力は楕円分布よりも小さいが、外翼の造波抵抗を抑制するとともにバフエット特性の向上も期待できる。また、翼根にかかる曲げモーメントを小さくできることから構造上の利点がある。

また、全機の揚力分布として見た場合、水平尾翼の揚力が下向きに作用するため、楕円分布に近づいている。

(3) 表面等圧線

設計点での主翼表面等圧線を図 3.5.6-3 に示す。主翼表面の等圧線と等%翼弦線が平行に近くなっていることが確認した。

(4) 空力効率

解析結果から、空力効率の指標として、マッハ数と揚抗比の積 $M(L/D)$ を算出した。マッハ数と揚力に対する $M(L/D)$ 及び L/D の変化を図 3.5.6-4 に示す。

設計点における $M(L/D)$ は、その最大値の 99%以上である。

(5) 1.3G バフエット

バフエット判定には、Gadd の基準^[14]による判定線を用いた。この基準は衝撃波-境界層干渉による剥離に対する基準であり、遷音速域で適用できるものである。

(開示制限のため削除)

また、 $M=0.78$ での $C_L-\alpha$ 特性を図 3.5.6-6 に示す。 $\alpha < 2^\circ$ ($C_L < 0.71$) までは線形変化しており、こちらのデータからも $C_{L_{buffet}}$ は 1.3G 以上と考えられる。

4 成果

120 席級旅客機の概念設計データ及び翼胴形態に基づいて、翼胴以外の機体要素（ナセル、パイロン、垂直尾翼、水平尾翼）に関して空力設計を行って全機形態を構成し、この全機形態の巡航性能が概念設計データと同等となるように空力設計を行った。

(1) ナセル及びパイロンの設計

DLR-F6 等の標準模型と実機を参考にして、ロング・ダクトのナセル及びパイロンを設計した。まず、軸対称流でナセル単体の空力設計を行い、ナセル単体の形状及び流入・流出条件に問題のないことを確認した。次に、ナセルを主翼にマウントした。また、他機例と比較して、ナセルの取り付け位置が妥当な範囲にあることを確認した。

(2) 水平尾翼及び垂直尾翼の設計

概念設計データと実機を参考にして、水平尾翼及び垂直尾翼の設計を行った。設計点における機体重量及び重心位置に対し、迎角 0 度の水平尾翼で巡航時のトリムが取れることを確認した。また、他機例と比較して、水平尾翼及び垂直尾翼の尾翼容積係数が妥当な値であることを確認した。

(3) 設計点で全機形態の空力設計

設計点（高度 35,000ft、マッハ数 0.78、揚力係数 0.5）で全機形態の空力性能が概念設計データと同等となるように設計を行った。また、下記①～④を満足することを確認した。

- ① 同設計点で主翼の揚力分布が楕円に近い。
- ② 同設計点で主翼表面の等圧線と等%翼弦線が平行に近い。
- ③ 同設計点でマッハ数と揚抗比の積がその最大値に近い。
- ④ 同設計点で 1.3G バフエット・クライテリアを満足する。

上記、全機形態の空力設計を行った結果に基づき、機体三面図を図 4-1 に、主翼形状を図 4-2 に示す。また、機体諸元を表 4-1 に示す。

16 14KT008976

5 今後の課題

本研究では、全機巡航形態の空力設計を行った。

要求仕様に基づいた設計を実施できたが、さらに改善すべき事項として、以下の内容が挙げられる。

- ・ CFD 解析で現れた翼胴フェアリング（主翼翼根部）の剥離（図 3.5.5-10）を抑制する。そのためには、フェアリングによる圧力回復を緩和するよう、フェアリング形状の修正（前方を若干膨らませ、後方を絞る等）が考えられる。
- ・ 造波抵抗を低減し、 M_{DD} 余裕（図 3.5.6-1）の改善を図る。翼の上面負圧を低くして衝撃波を弱くする方向に翼型を修正する。この際の揚力減はリアロードを増加させて補うことを考える。また、 M_{DD} を目的関数として、直接、3次元翼型の最適設計を行うことも考えられる。
- ・ 揚力分布（図 3.5.6-2）をより楕円型揚力分布に近づけ、誘導抵抗を低減する。外翼の揚力を増加するよう、ねじりやキャンバーを修正する。但し、外翼の断面揚力増により、 M_{DD} の低下が懸念されるため、上記翼型最適設計と共に、誘導抵抗／全機抵抗を目的関数とした最適設計とする必要があると考える。
- ・ 翼厚比分布（図 4-2）を平滑化し、製造性に配慮する。
- ・ 離着陸性能確保のため、尾翼形状の修正（翼型、フィレット）を行う。

翼胴形態を含めた設計ループを繰り返していくことで、上記課題を解決し、洗練された機体形状にできると考える。

6 参考文献

- [1] 野村聡幸, "TRA2022 概念設計最終報告", JAXA, 2013. 3.
- [2] "120 席級将来旅客機の構造重量等の推算及び構造重量に対する許容ひずみ等の感度の調査 成果報告書", 13KT001617, 2013. 2.
- [3] "120 席級旅客機翼胴形態の空力設計", 14KT001777, 2014. 3
- [4] Airbus, "A320 AIRCRAFT CHARACTERISTICS AIRPORT AND MAINTENANCE PLANNING AC", 2012. 6.
- [5] Brodersen, O. and Sturmer, A., "DRAG PREDICTION OF ENGINE-AIRFRAME INTERFERENCE EFFECTS USING UNSTRUCTURED NAVIER-STOKES CALCULATIONS", AIAA-2001-2414.
- [6] <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop2/DLR-F6-g eom.html>
- [7] "IHS Jane's All the World's Aircraft Development & Production", 2013-2014
- [8] Berry, D.L. "The Boeing 777 Engine/Aircraft Integration Aerodynamic Design Process", ICAS-94-6. 4. 4.
- [9] Greff, E., Becker, K., Karwin, M. and Rill, S., "Integration of high bypass ratio engines on modern transonic wings for regional aircraft", Aeronautical Journal Vol97, January 1993.
- [10] "A320-200 Technical Definition", Airbus, 1988.
- [11] Raymer, D. P., "Aircraft Design: A Conceptual Approach Fourth Edition", AIAA, 2006.
- [12] F. T. Johnson, et al., "TranAir: A Full-Potential, Solution-Adaptive, Rectangular Grid Code for Predicting Subsonic, Transonic, and Supersonic Flows About Arbitrary Configurations", NASA CR 4348, 1992.
- [13] 嶋英志、越智章生, "格子収束解の算出システム", 特開 2003-196325.
- [14] Thomas, F., "Determination of the Buffet Boundaries of Aircraft Wings in the Transonic Velocity Regime", NRC-TT-1408, 1970.

18 14KT0018976

表3.1-1 作業内容

実施内容(仕様書より抜粋)
(1) DLR-F6 等の標準模型と実機を参考にして、ロング・ダクトのナセル及びパイロンを設計する。
(2) 概念設計データと実機を参考にして、水平尾翼及び垂直尾翼の設計を行う。
(3) 設計点(高度35,000ft、マッハ数0.78、揚力係数0.5)で全機形態の空力性能が概念設計データと同等となるように設計を行う。

表3.1-2 TRA2012Aの機体仕様

項目	仕様 ^[1] ^[2]	備考
巡航速度	M0.78	
航続距離	3,600 nm	126 pax, 別途200 nm Alternate
席数	126	ビジネス席12、エコノミー席114
離陸推力	24,480 × 2 lb	V2524-A5の離陸推力
主翼スパン長	111.9 ft/34.1 m	
主翼面積	1317.5 ft ² /122.3 m ²	
主翼アスペクト比	9.5	
胴体長	123.3 ft/37.57 m	A320の胴体長
胴体高	12.2 ft/3.709 m	CS300の胴体径
巡航高度	35,000 ft	
巡航L/D	16.2	
燃料重量	47,472 lb	主翼搭載量 43,743 lb
離陸重量	163,550 lb	

各諸元は基本的にA319 Optionを参考

20 14KT0018976

表3.2-1 作業の流れ(ナセル・パイロン設計)

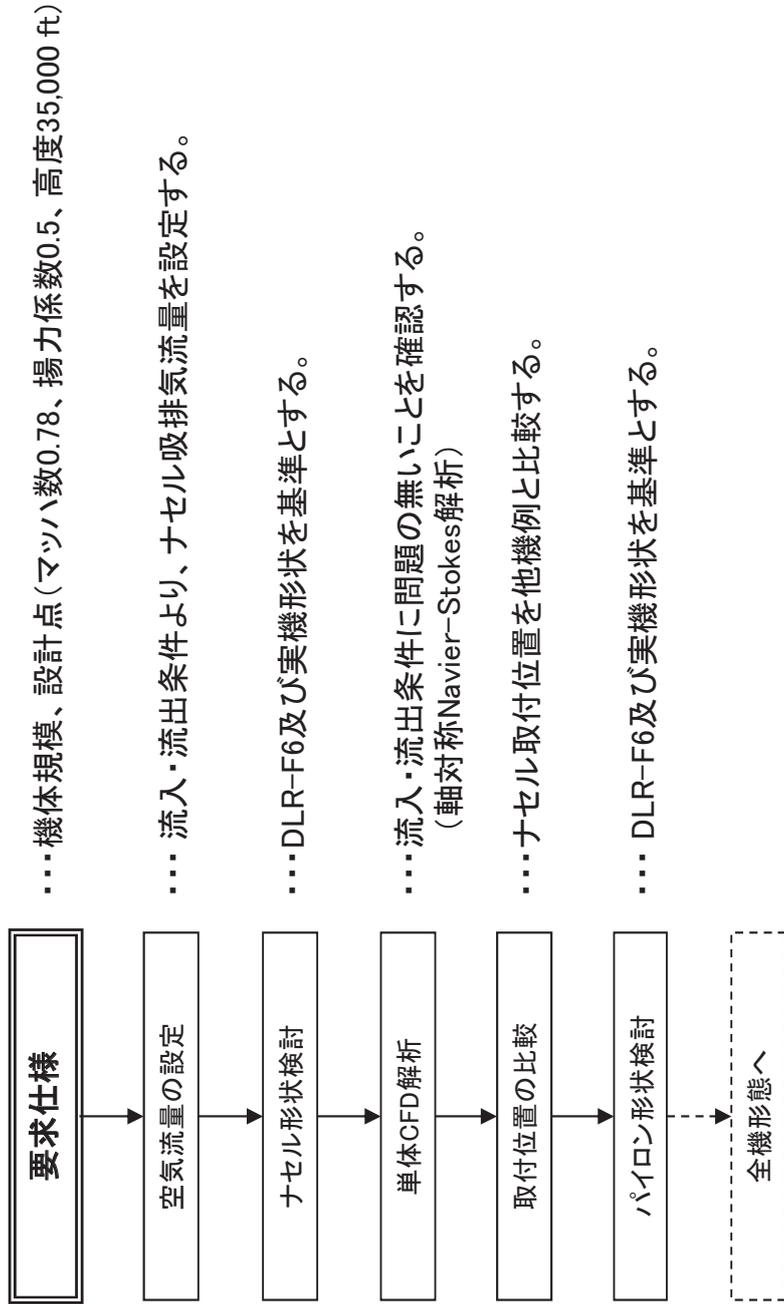
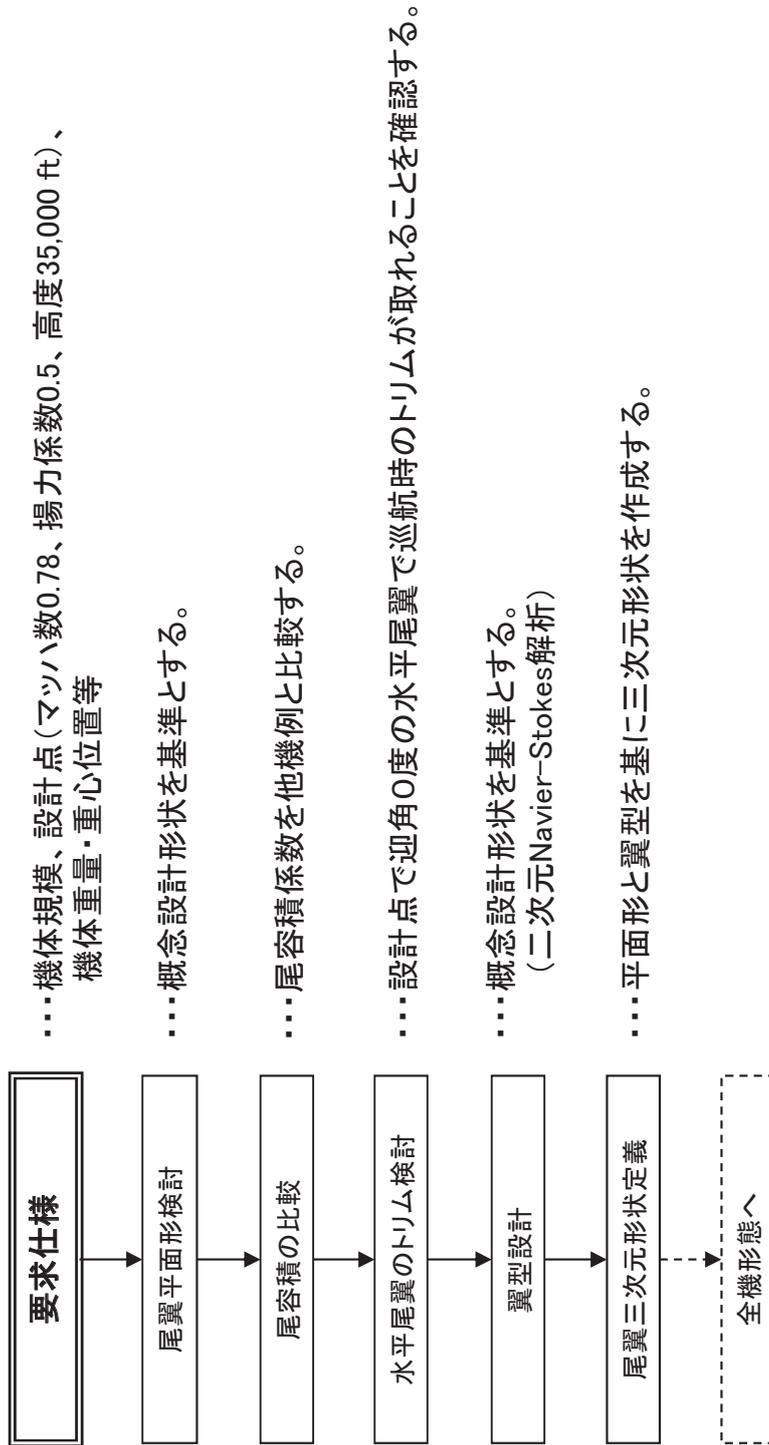


表3.2-2 作業の流れ(尾翼設計)



22 14KT0018976

表3.2-3 作業の流れ(全機設計)

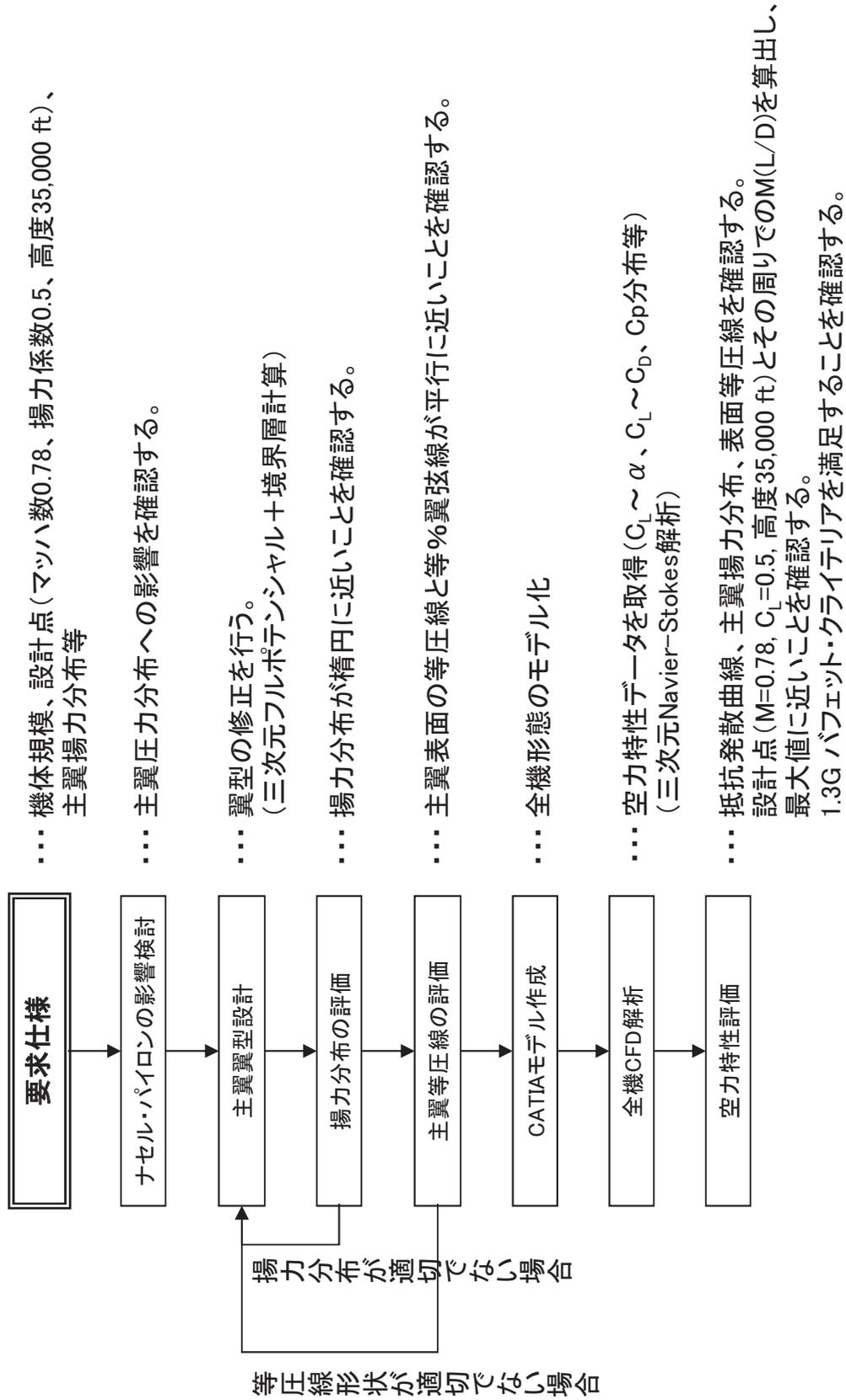


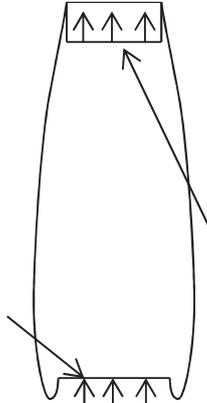
表3.2-4 作業スケジュール

仕様書 項目No	作業項目	2014年度(平成26年度)					
		7	8	9	10	11	12
4	<p>マイルストーン</p> <p>▼ 契約 (7/14)</p> <p>▼ 実施計画説明 (7/14)</p> <p>▼ 進捗状況中間報告#1 (10/16)</p> <p>▼ 進捗状況中間報告 (12/12)</p> <p>▼ 12/26納期 成果報告 (12/25)</p>						
5	<p>実施内容</p> <p>1) ナセル及びバイロンの設計</p> <ul style="list-style-type: none"> ・ナセル単体の空力設計 ・バイロンの形状設計 <p>2) 水平尾翼及び垂直尾翼の設計</p> <ul style="list-style-type: none"> ・翼型の設計 ・迎角0度の水平尾翼のトリム確認 ・水平尾翼及び垂直尾翼の尾翼容積係数の妥当性確認 <p>3) 設計点で全機形態の空力設計</p> <ul style="list-style-type: none"> ・主翼の揚力分布検討 ・主翼表面の等圧線・等%翼弦線検討 ・マッハ数と揚抗比の精検討 ・1.3Gバフエット・クライテリア検討 ・検討結果のまとめ 						
7	<p>成果報告等</p> <ul style="list-style-type: none"> ① 実施計画の検討、説明@飛行場分室 ② 進捗状況の中間報告@飛行場分室 ③ 成果報告@飛行場分室 <p>納入物@飛行場分室</p>						

表3.3.2-1 ナセル単体CFD解析条件

解析条件		jet境界条件	
高度	35,000 ft	変数	排気面※2
巡航マッハ数	0.78	マッハ数 M	0.603
代表長さ	3.970 m	密度比 ρ/ρ_∞	1.1182
レイノルズ数 (Rec)	24.37×10^6	音速比 c/c_∞	1.0226
迎角 (α)	0°		
横滑り角 (β)	0°		

吸気面 (スロート位置)

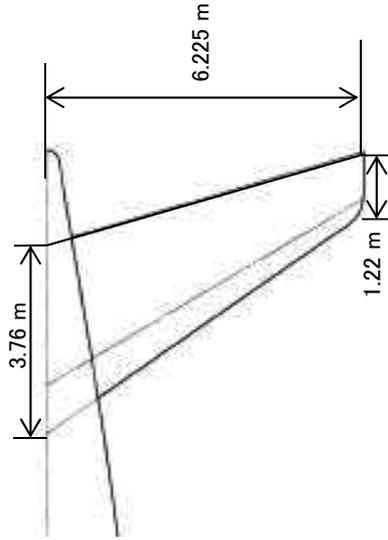


排気面 (後端から10%ナセル長)

※1 吸気流量が115.5 kg/sとなるよう、微調整する
 ※2 一様流相当

表3.4.2-1 水平尾翼諸元

尾翼面積 S_{HT}	31.0 [m ²]
アスペクト比 AR	5
λ	0.324
Λ_{LE}	35.106
$\Lambda_{c/4}$	31
Airfoil	NACA64A-010
t/c	10%
Γ	6°
取付角	0°
スパン	12.450 [m]
Groot	3.760 [m]
Ctip	1.220 [m]
MAC	2.706 [m]



26 14KT0018976

表3.4.6-1 垂直尾翼諸元

尾翼面積 S_{VT}	21.5 [m ²]
アスペクト比 AR	1.7
λ	0.341
Λ_{LE}	40.18
$\Lambda_{c/4}$	35
Airfoil	NACA64A-010
t/c	10%
Γ	0°
取付角	0°
スパン	6.050 [m]
Groot	5.300 [m]
Ctip	1.810 [m]
MAC	3.841 [m]

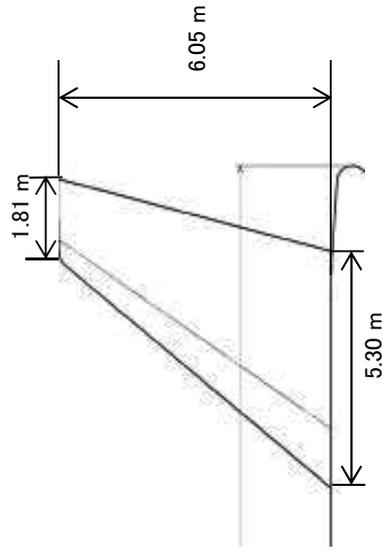


表3.5.5-1 全機CFD解析条件

速度・姿勢角		処理基準量	
マッハ数(M)	0.70, 0.76, 0.77, 0.78, 0.785, 0.79, 0.795, 0.80	参照面積 (主翼面積)	122.3 m ²
迎角(α ※1)	-4, -2, 0, +2, +4°	基準長(縦) (平均空力翼弦長)	3.970 m
横滑り角(β)	0°	基準長(横・方向) (スパン)	34.10 m
※1 設計Mでは設計 C_L 相当も実施した。		処理基準点 ($C_{m, MAC/4}$ の算出に使用)	x = 16.992 m (1/4 MAC) y = 0 m (胴体中心) z = 2.5395 m (50%胴体高)
レイノルズ数		解析条件	
高度、温度	35,000 ft, ISA	ソルバー	Ug3
代表長さ	3.970 m	境界層条件	全場乱流
レイノルズ数(Rec)※2	24.37×10^6 (@M=0.78)	乱流モデル	Baldwin-Barth 1方程式モデル
※2 設計点での値、Mにより変化する		近似リーマン解法	LSHUS
Jet条件(設計点)		時間積分	MFGS
Jet面	吸気※3 排気※4	粘性項の評価方法	薄層近似
マッハ数	0.603 0.780	格子数	約620万cell
密度比	1.118 1.000		
音速比	1.023 1.000		
※3 吸気流量は設計点でMFR=0.71に相当する115.5 kg/sとなるよう、微調整する。(他のマッハ数では設計点で定まる修正空気流量 302.3 kg/sを一定として与えた)			
※4 一様流相当			

28 14KT0018976

表3.5.5-2 全機CFD解析ケース

計45ケースの解析を実施

M	α [°]							
	-4	-2	0	-	-	2	4	4
0.7	-4	-2	0	-	-	2	4	4
0.76	-4	-2	0	-	-	2	4	4
0.77	-4	-2	0	-	-	2	4	4
0.78	-4	-2	0	0.47 ^{※1}	1.54 ^{※2}	2	4	4
0.785	-4	-2	0	0.43 ^{※1}	-	2	4	4
0.79	-4	-2	0	0.37 ^{※1}	-	2	4	4
0.795	-4	-2	0	0.32 ^{※1}	-	2	4	4
0.8	-4	-2	0	-	-	2	4	4

※1 $C_L=0.5$ 相当※2 $C_L=0.65(1.3G)$ 相当

30 14KT008976

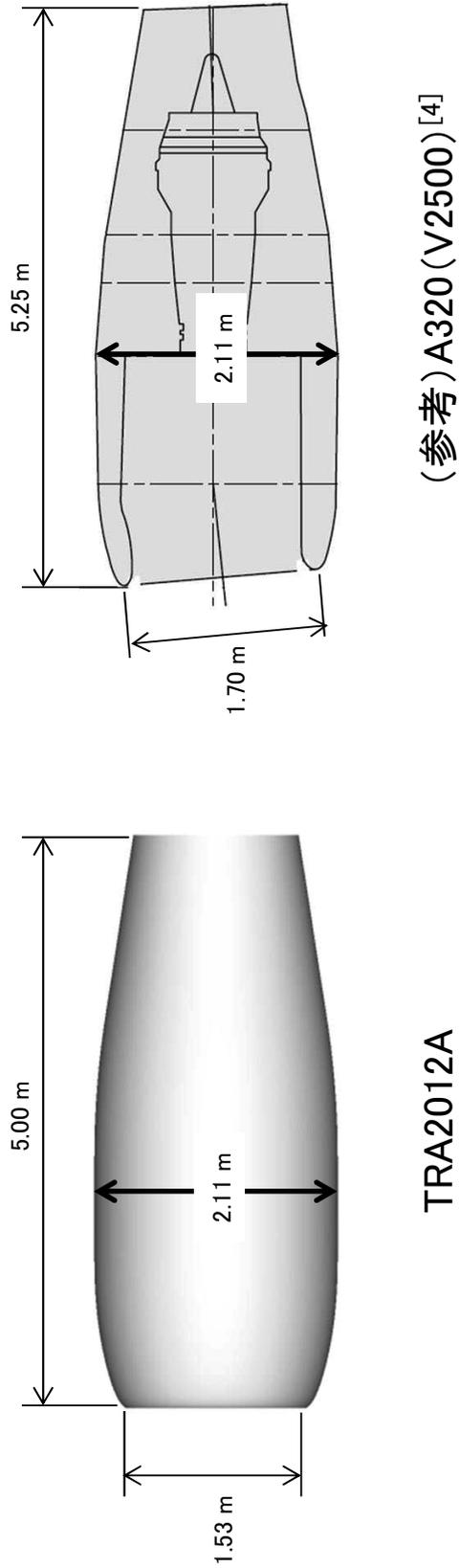
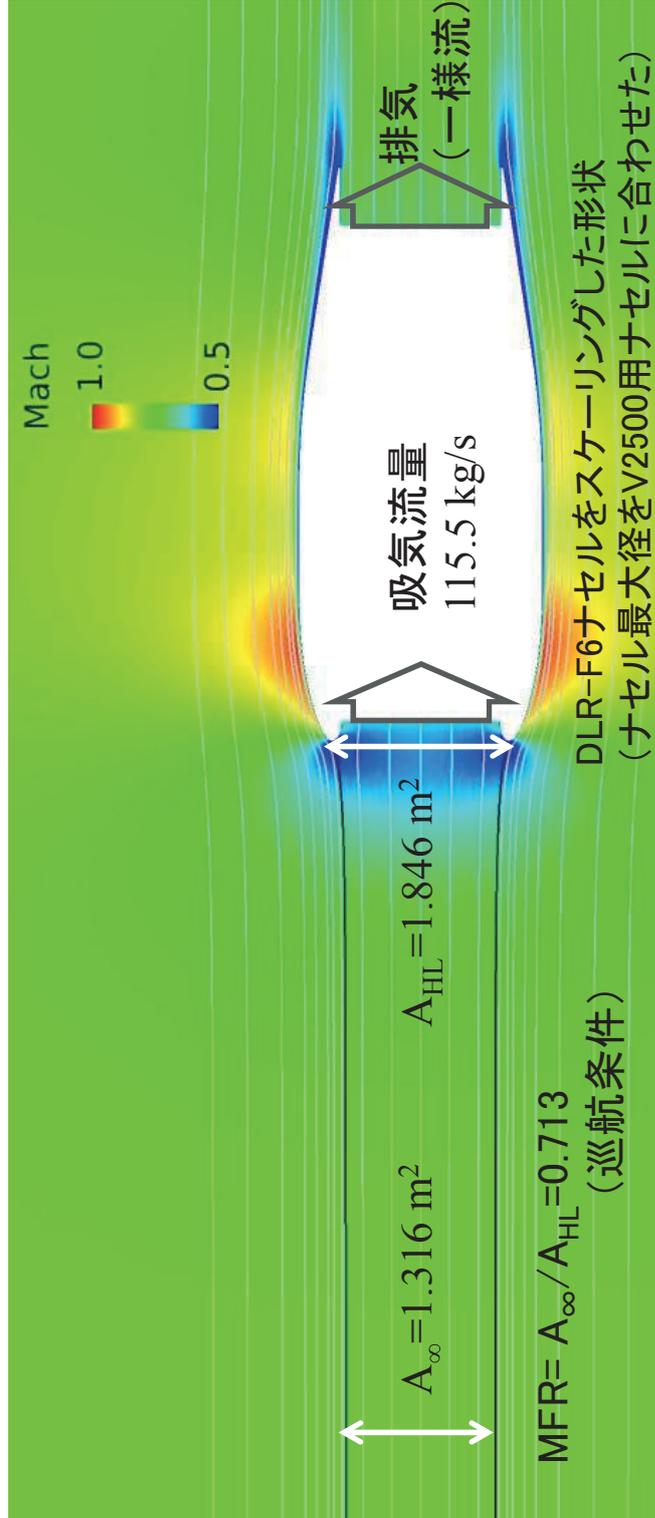


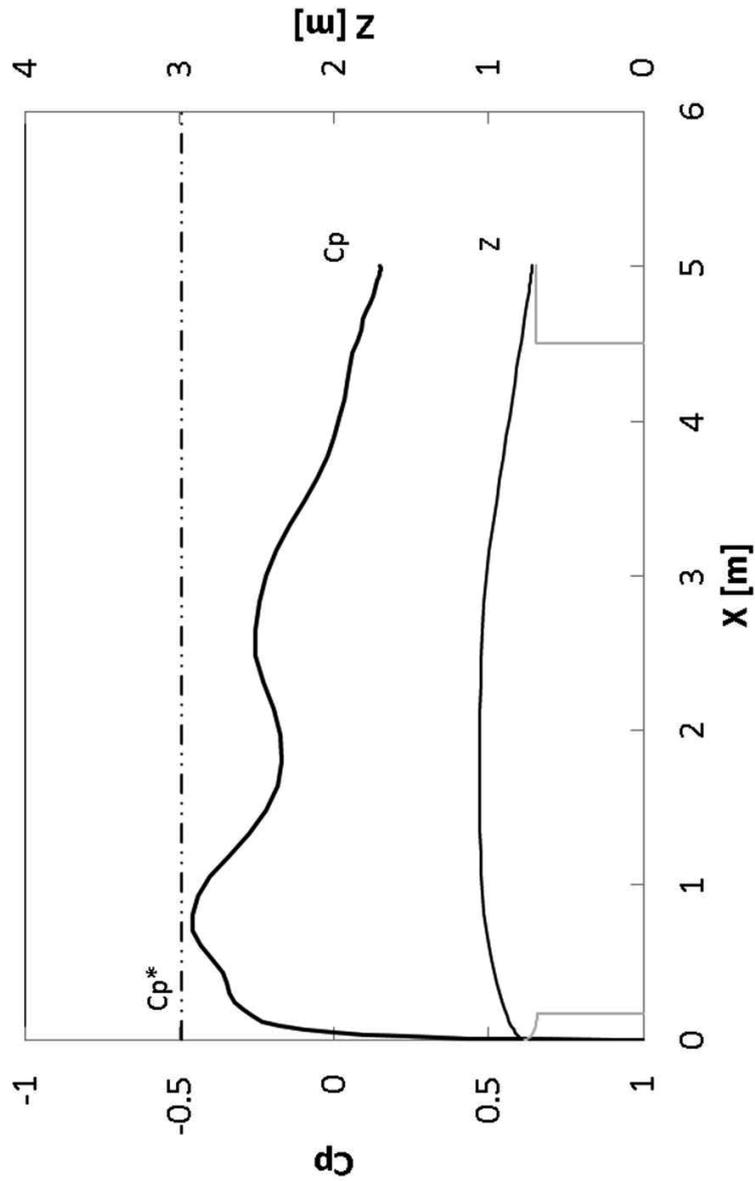
図3.3.2-1 ナセル形状の比較



軸対称 NS解析、 $M=0.78$ 、 $Rec=24.37 \times 10^6$ 、 $c_{ref}=3.97 \text{ m}$

図3.3.2-2 ナセル周りの流線と空間マッハ数分布

32 14KT008976



軸対称 NS解析、 $M=0.78$ 、 $Rec=24.37 \times 10^6$ 、 $c_{ref}=3.97 \text{ m}$

図3.3.2-3 ナセル表面Cp分布

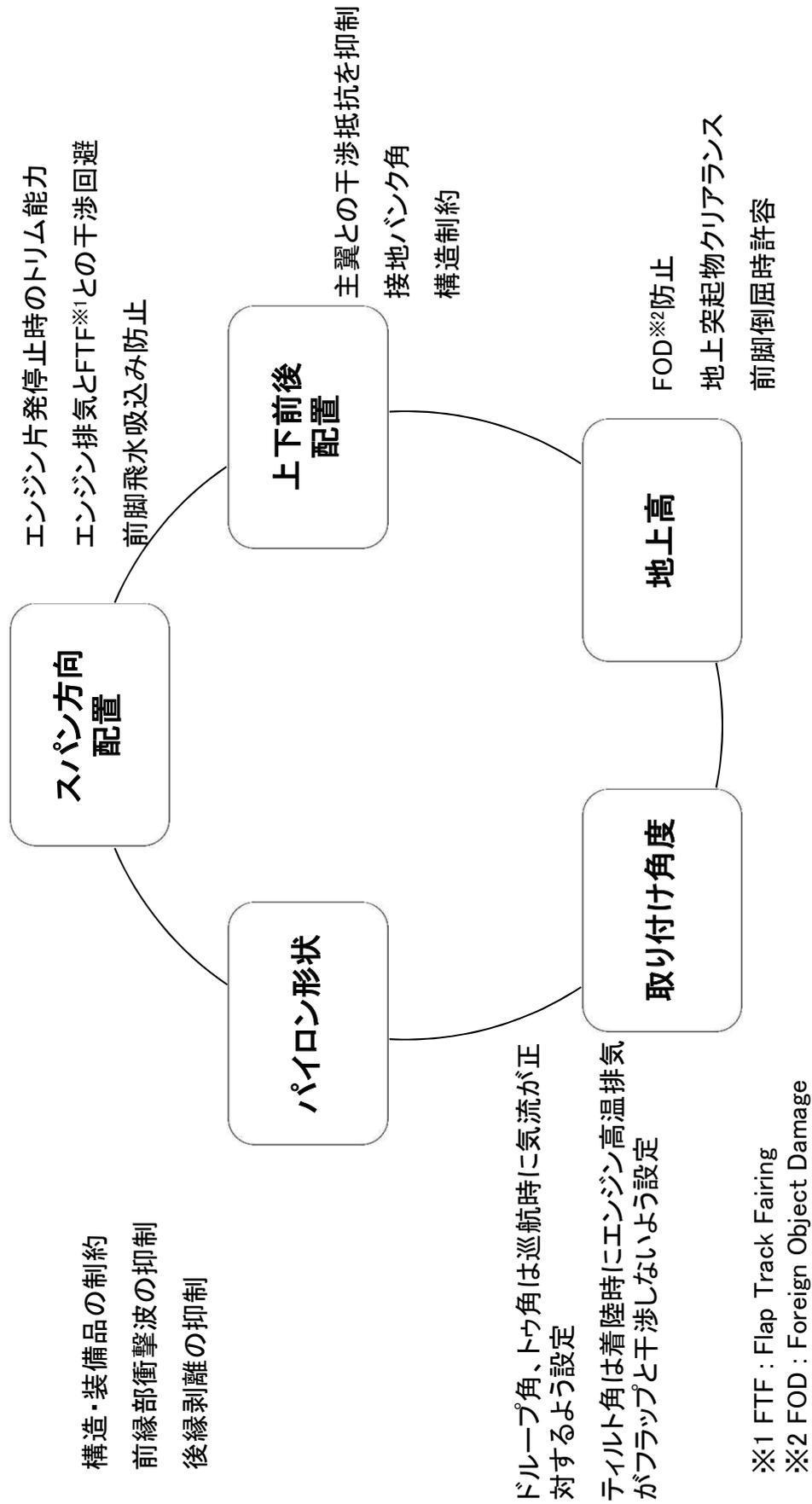


図3.3.3-1 一般的なナセル配置の検討項目例

34 14KT008976

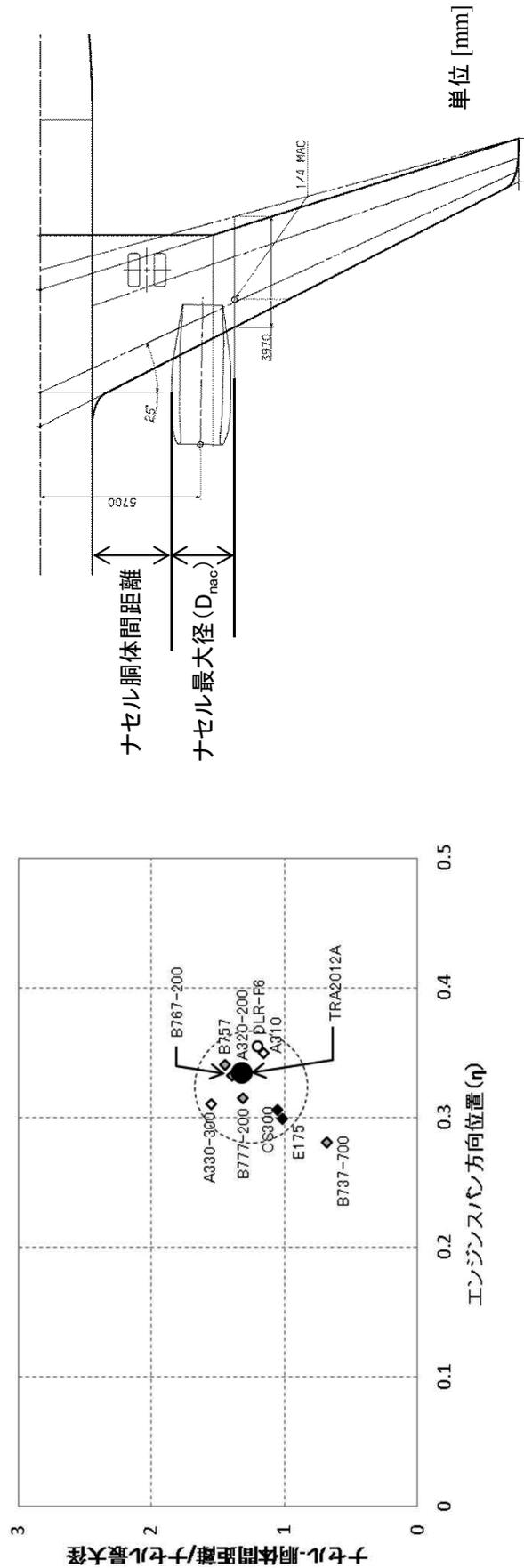
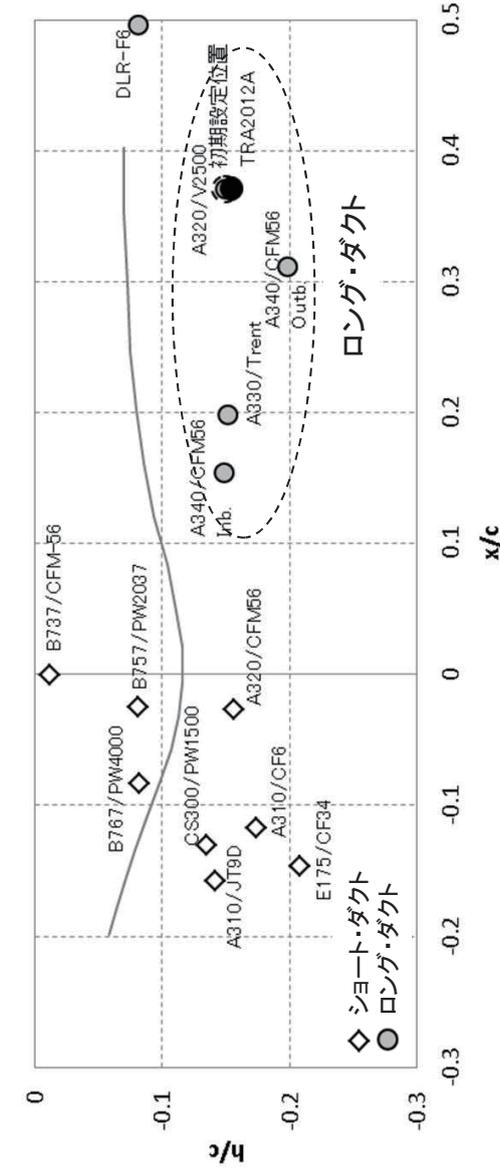
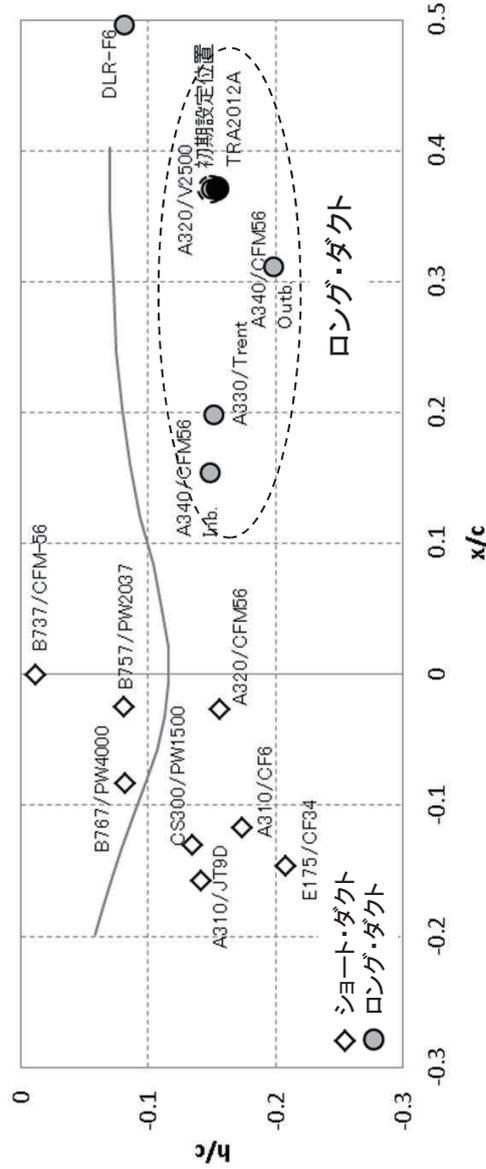


図3.3.3-2 ナセルのスパン方向配置比較^{[6][7]}



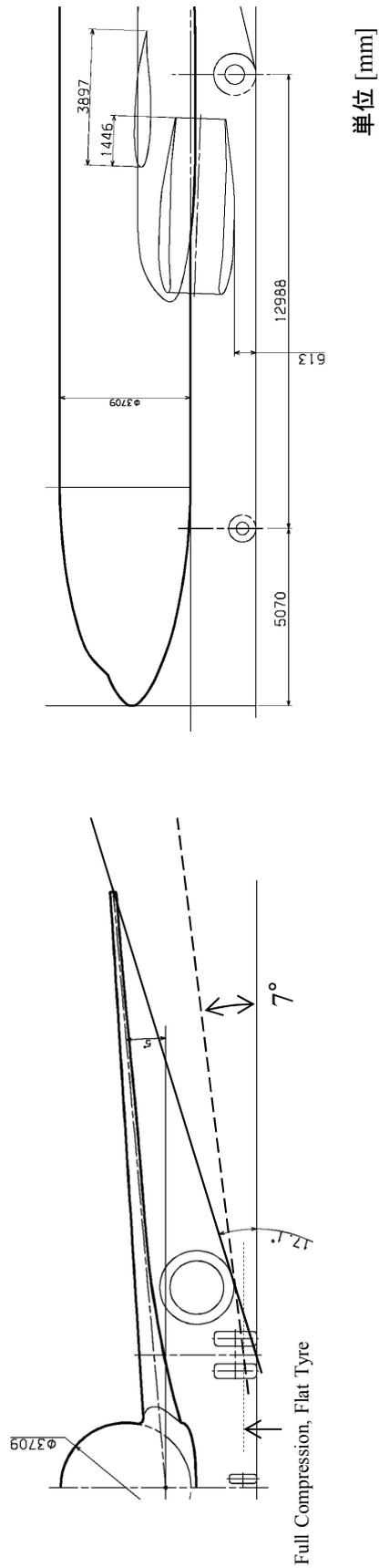
ナセル上下前後配置



ナセル上下前後配置他機例 [6][7][8][9]

図3.3.3-3 ナセル上下前後配置比較

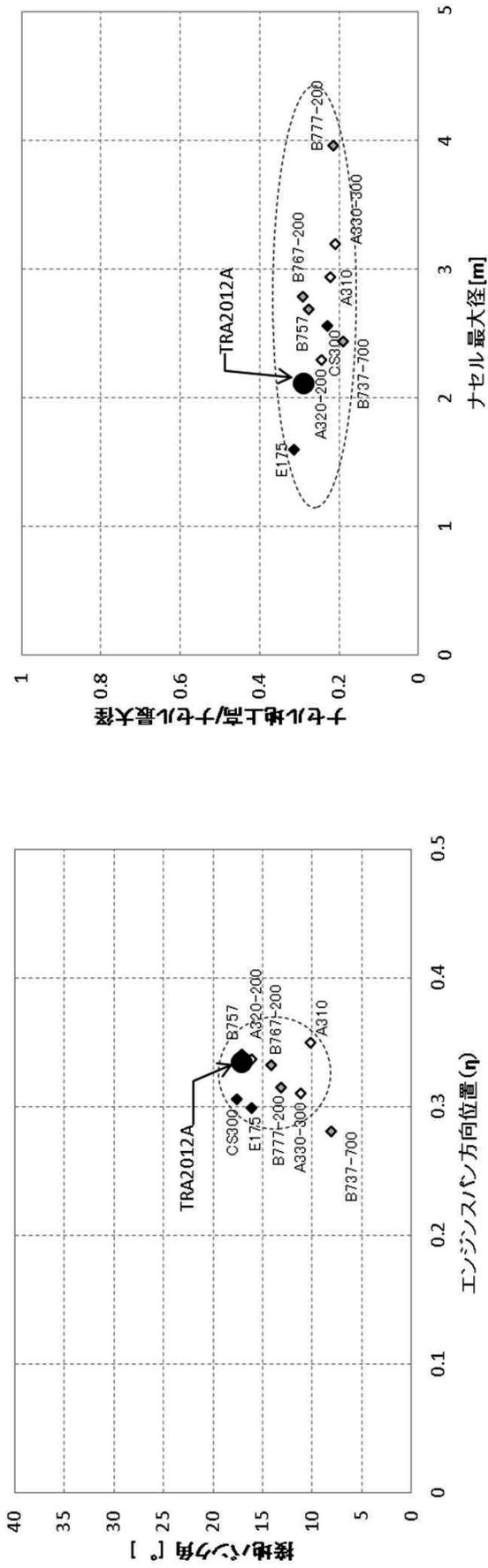
36 14KT008976



接地バンク角

ナセル地上高

図3.3.3-4 ナセル接地バンク角と地上高

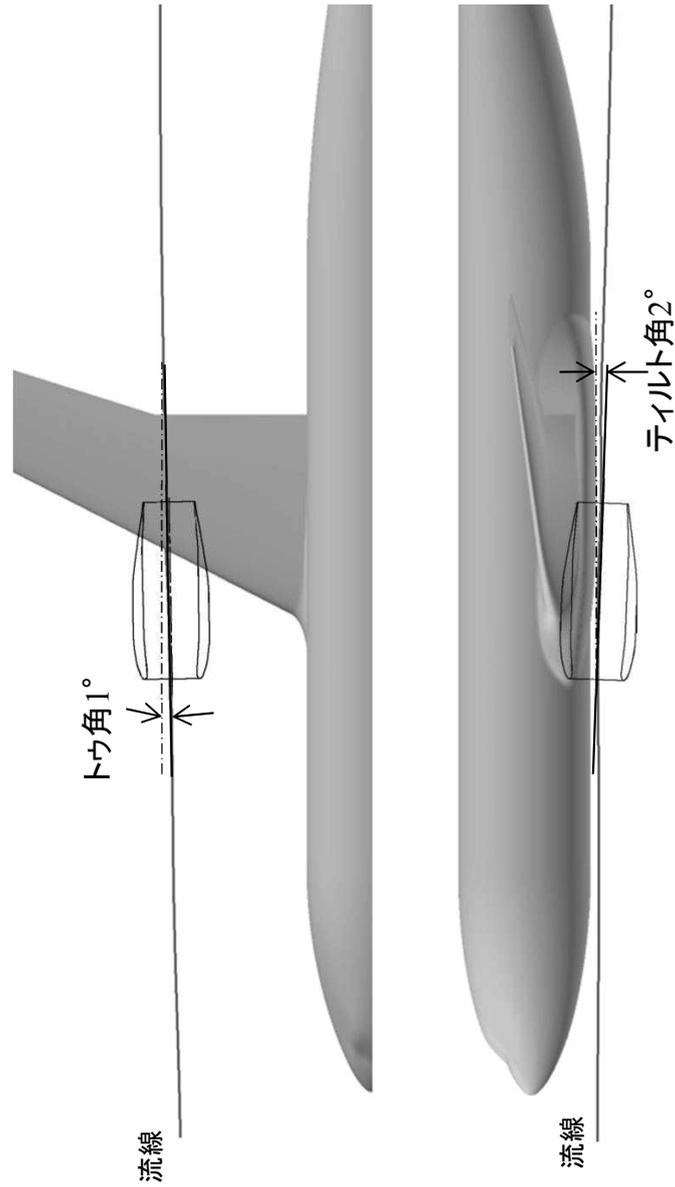


ナセル地上高の比較

接地バンク角の比較

図3.3.3-5 ナセル接地バンク角と地上高の比較[7]

38 14KT008976



NS解析、 $M=0.78$ 、 $Rec=24.37 \times 10^6$ 、 $C_L=0.5$

図3.3.3-6 ナセル位置の空間流線(翼胴形態)

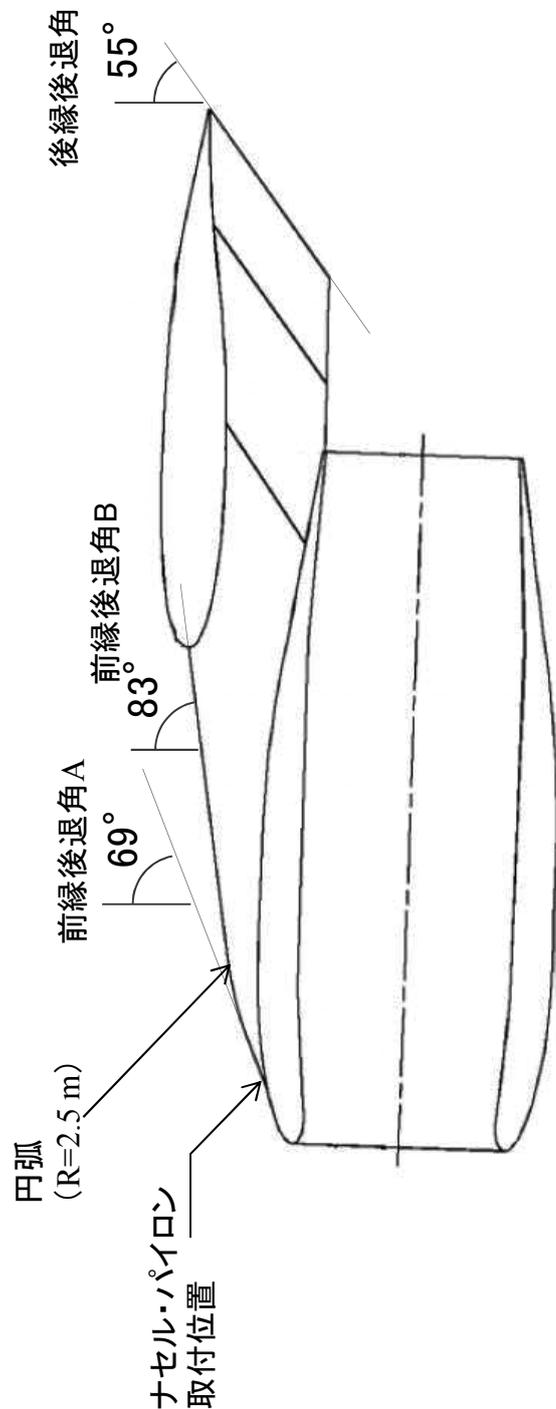
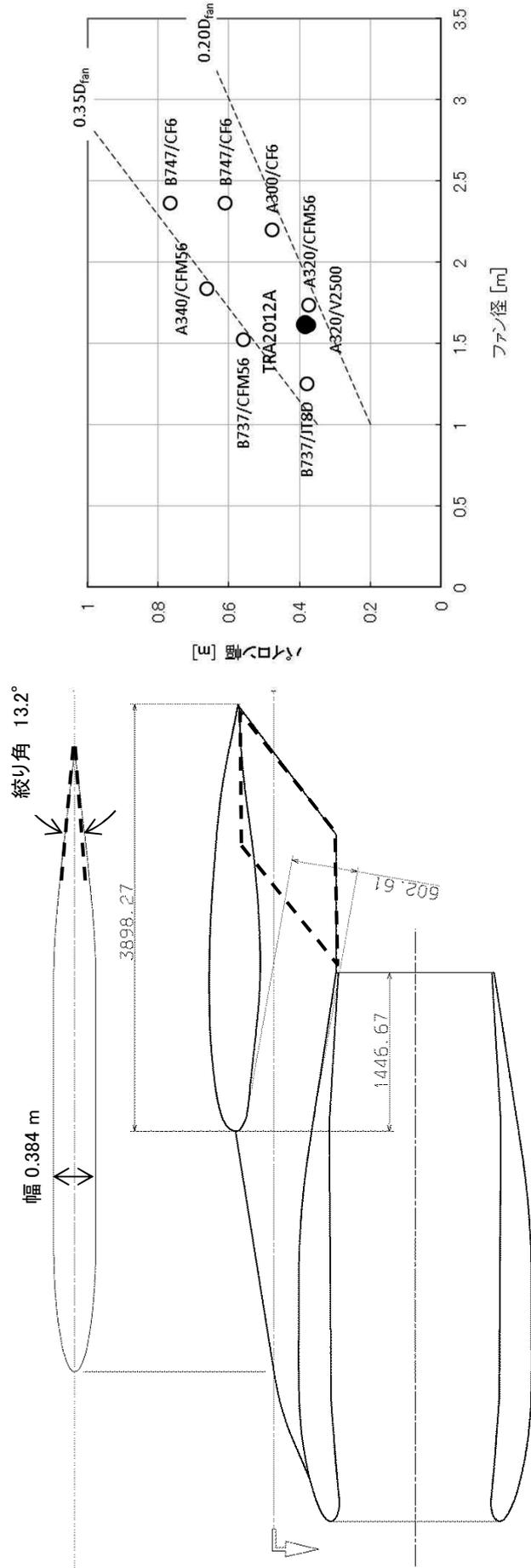


図3.3.3-7 パイロン側面形

40 14KT008976



川崎重工業株式会社

断面形

パイロン幅の比較[7]

図3.3.3-8 パイロン断面形

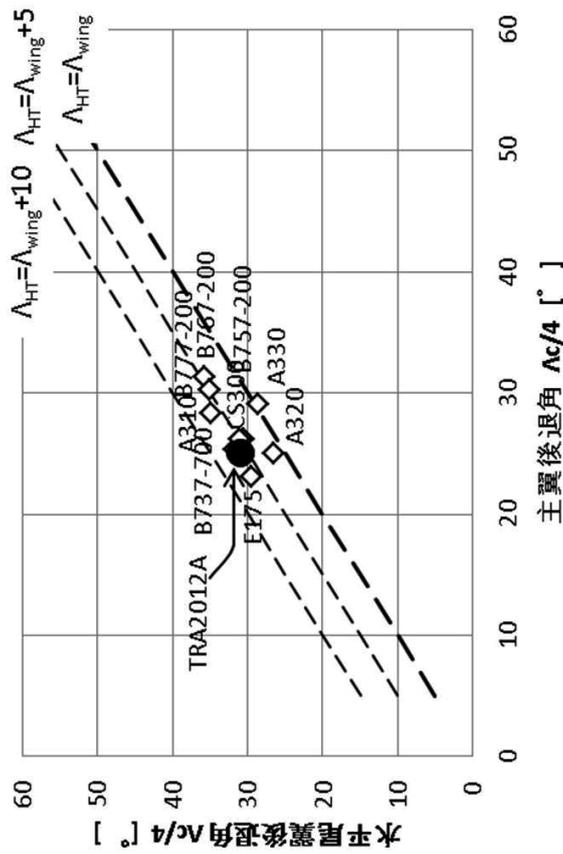
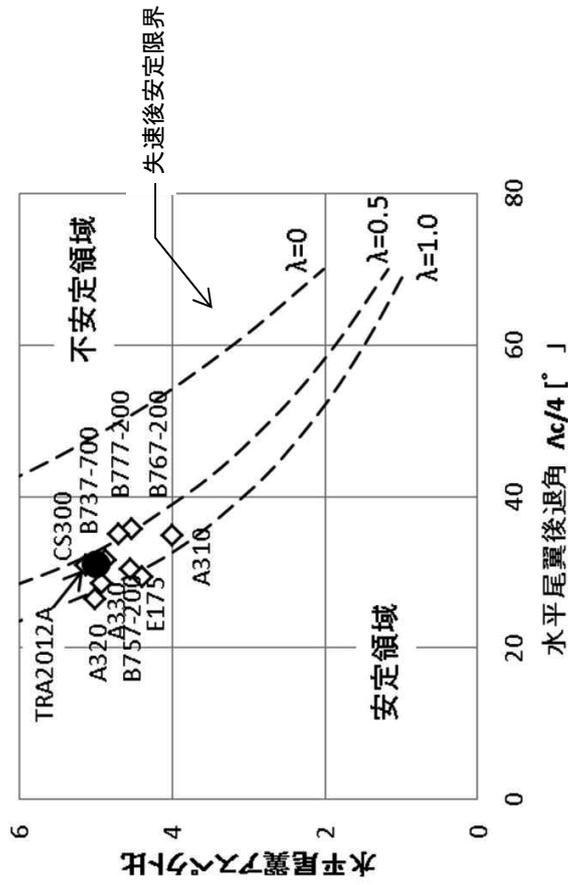


図3.4.2-1 水平尾翼平面形諸元の他機例比較[7]

42 14KT008976

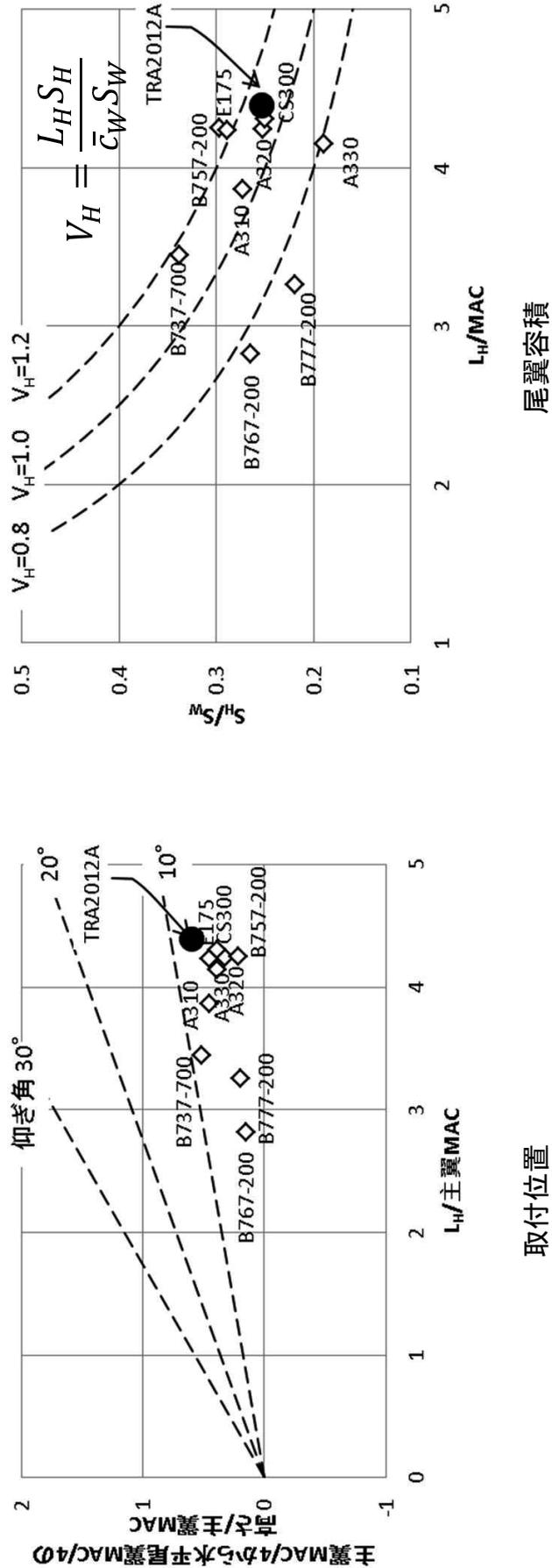
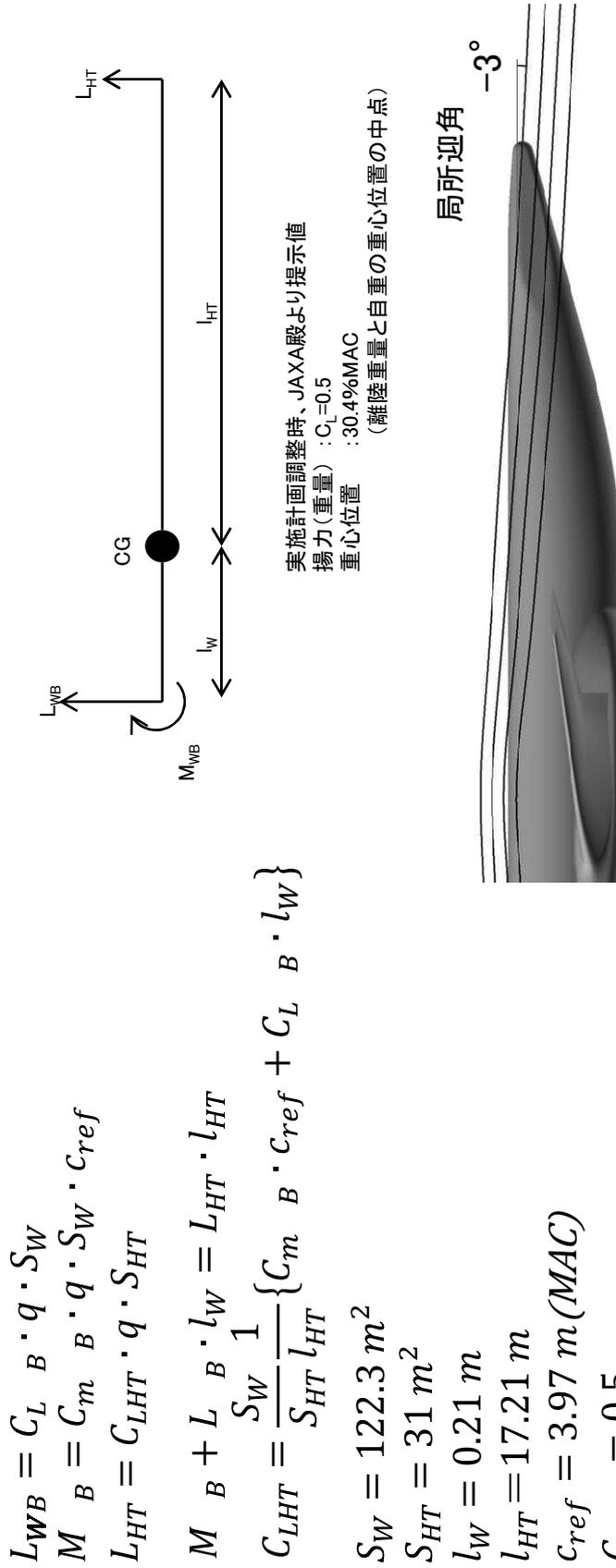


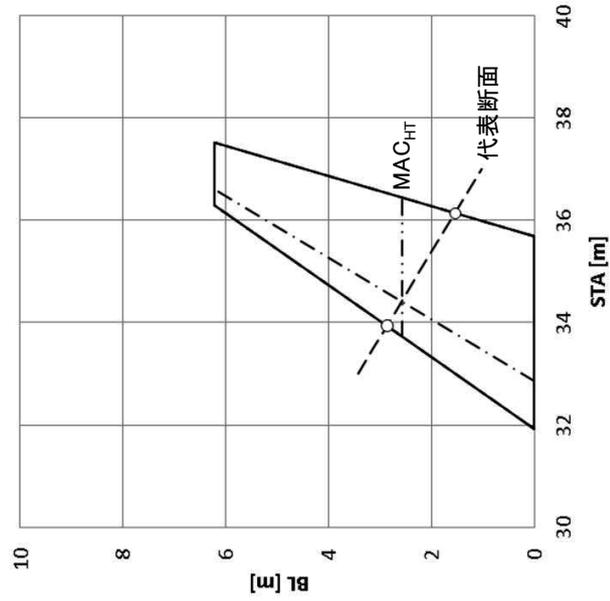
図3.4.3-1 水平尾翼取付位置と尾翼容積の他機例比較^[7]



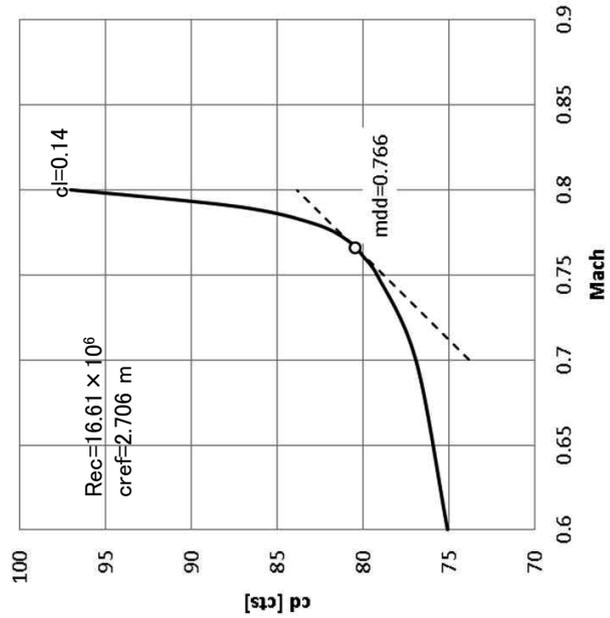
水平尾翼MAC(BL=2.583 m) 近傍の空間流れ
NS解析、 $M=0.78$ 、 $Rec=24.37 \times 10^6$ 、 $C_L=0.5$

図3.4.4-1 トリムに必要な水平尾翼揚力

44 14KT008976



断面位置



抵抗発散曲線

図3.4.5-1 水平尾翼の翼型性能

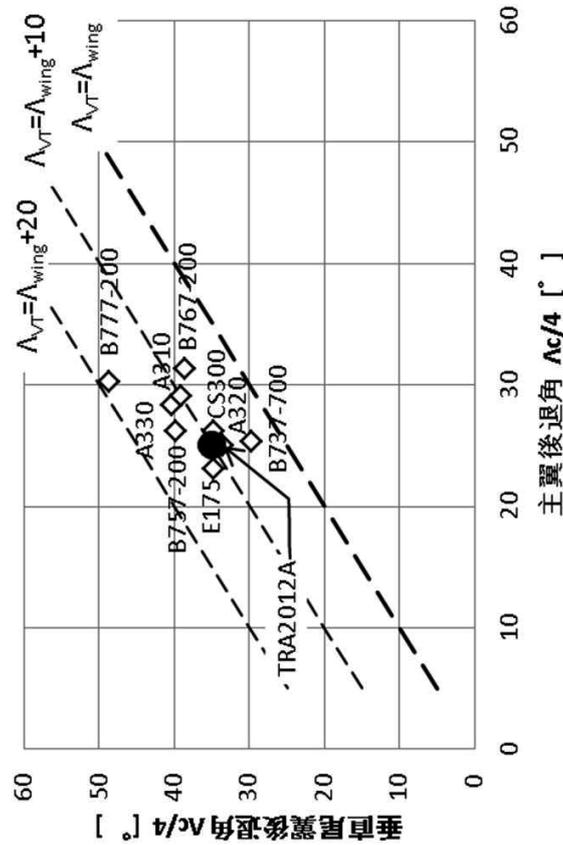
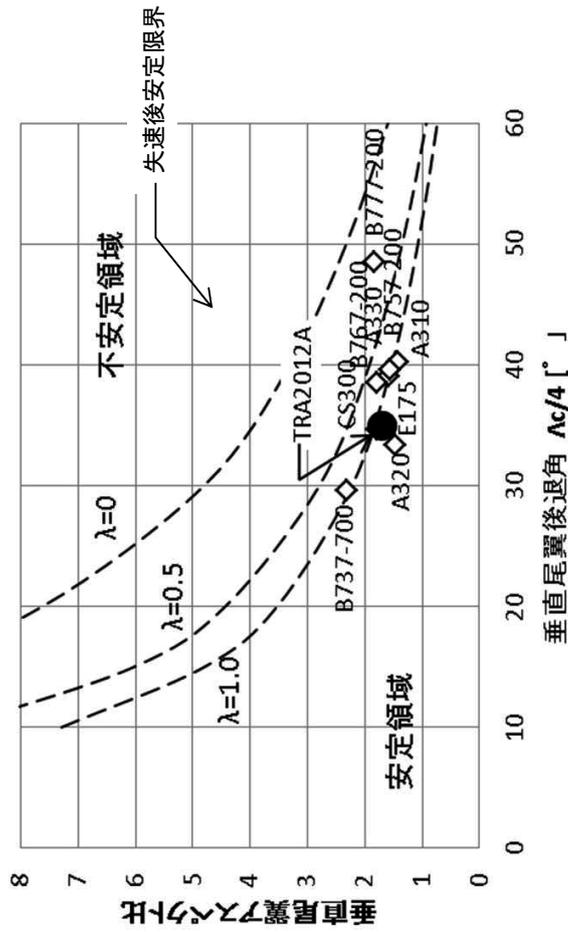
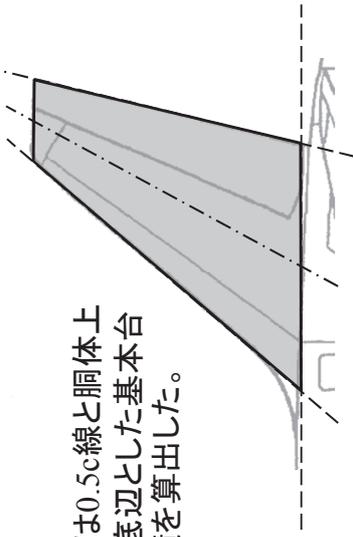


図3.4.6-1 垂直尾翼平面形諸元の他機例比較[7]

46 14KT008976



尾翼面積 S_v は0.5c線と胴体上面の交点を底辺とした基本台形として面積を算出した。

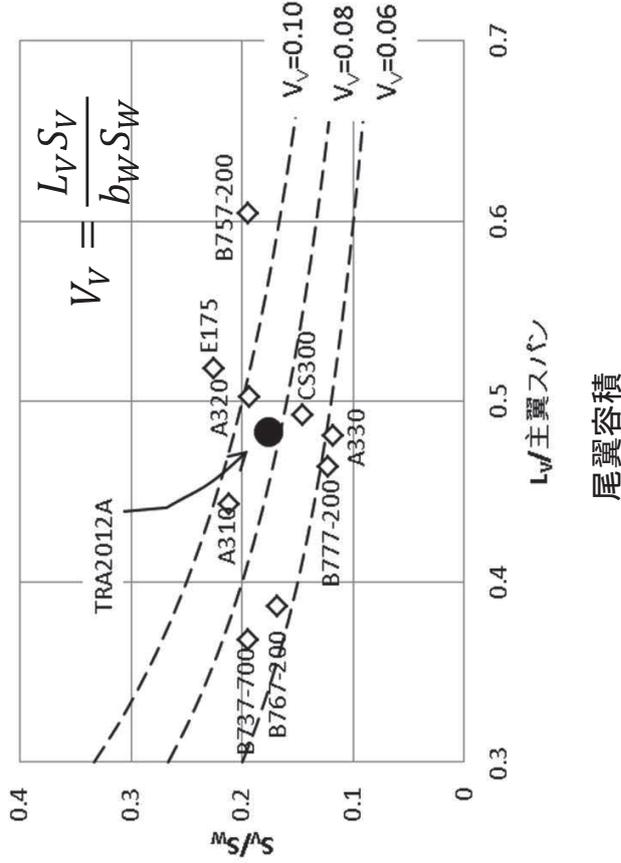
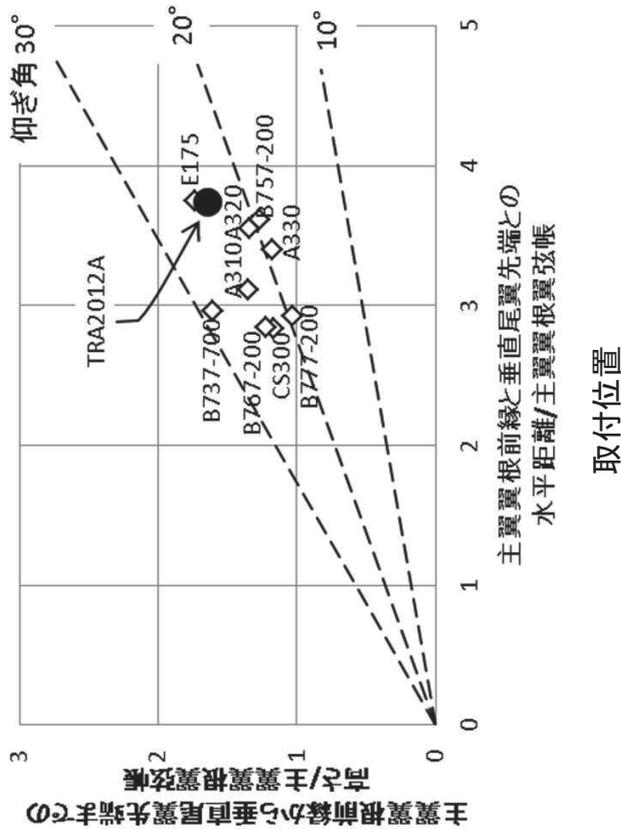
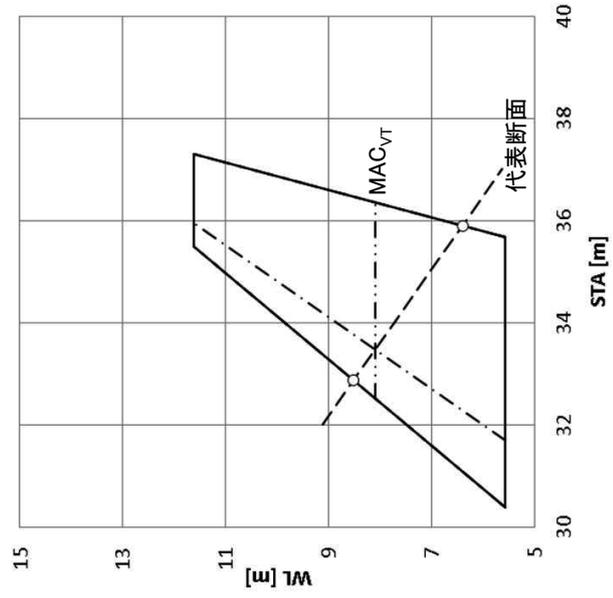
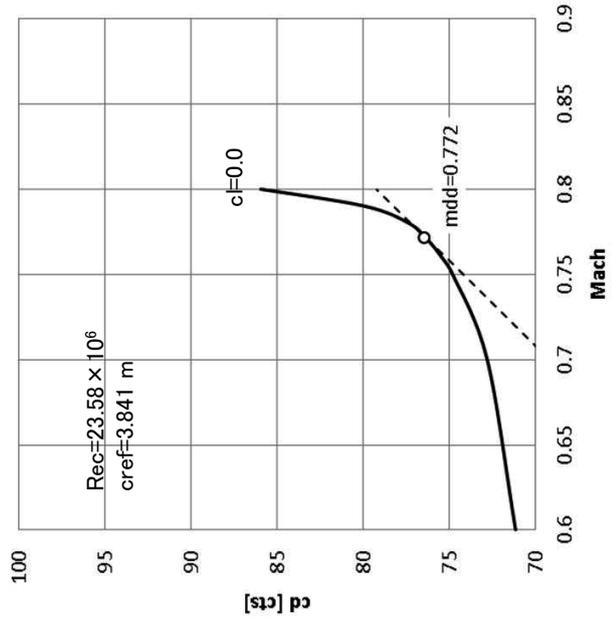


図3.4.7-1 垂直尾翼取付位置と尾翼容積の他機例比較[7]



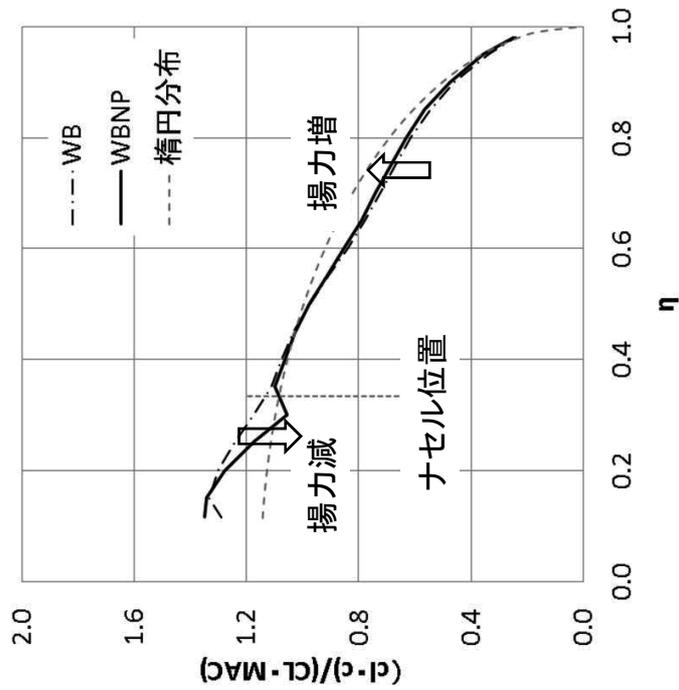
断面位置



抵抗発散曲線

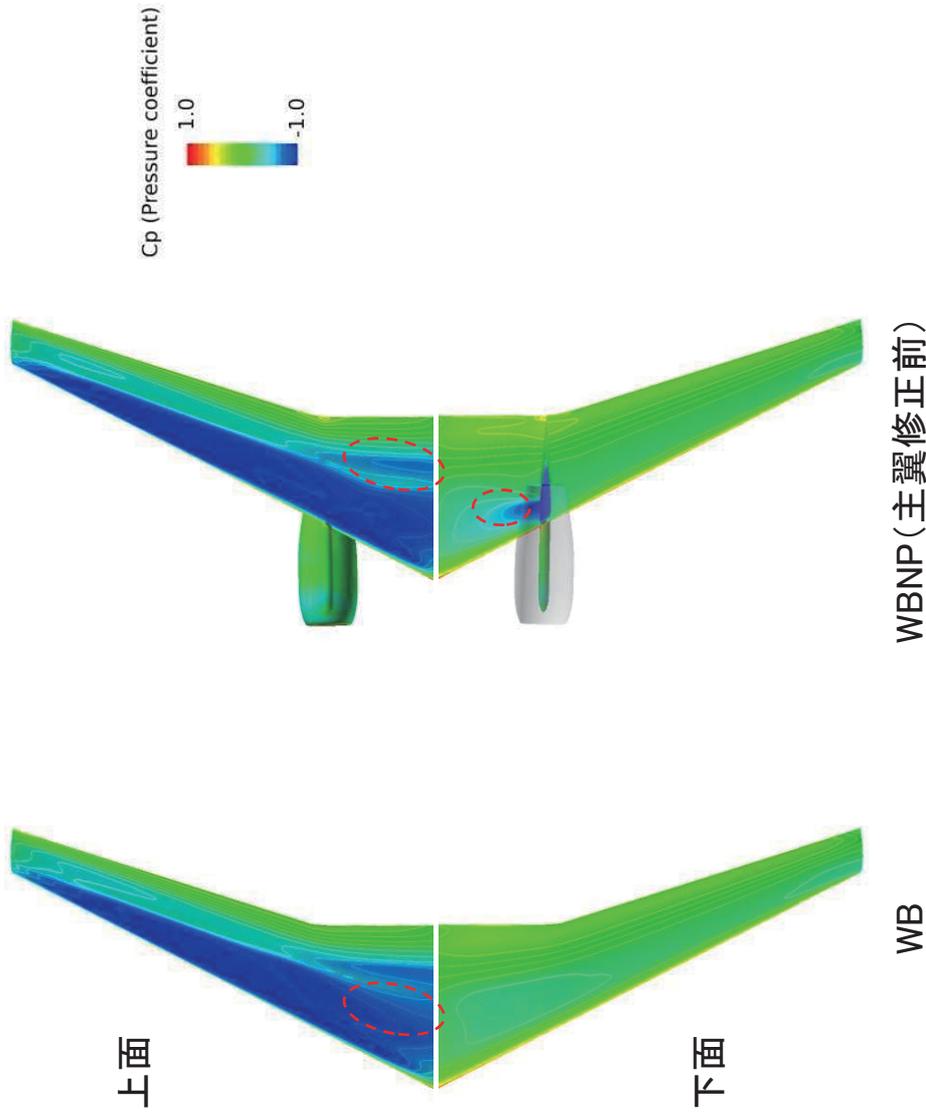
図3.4.8-1 垂直尾翼の翼型性能

48 14KT008976



NS解析、 $M=0.78$ 、 $Rec=24.37 \times 10^6$ 、 $C_L=0.5$

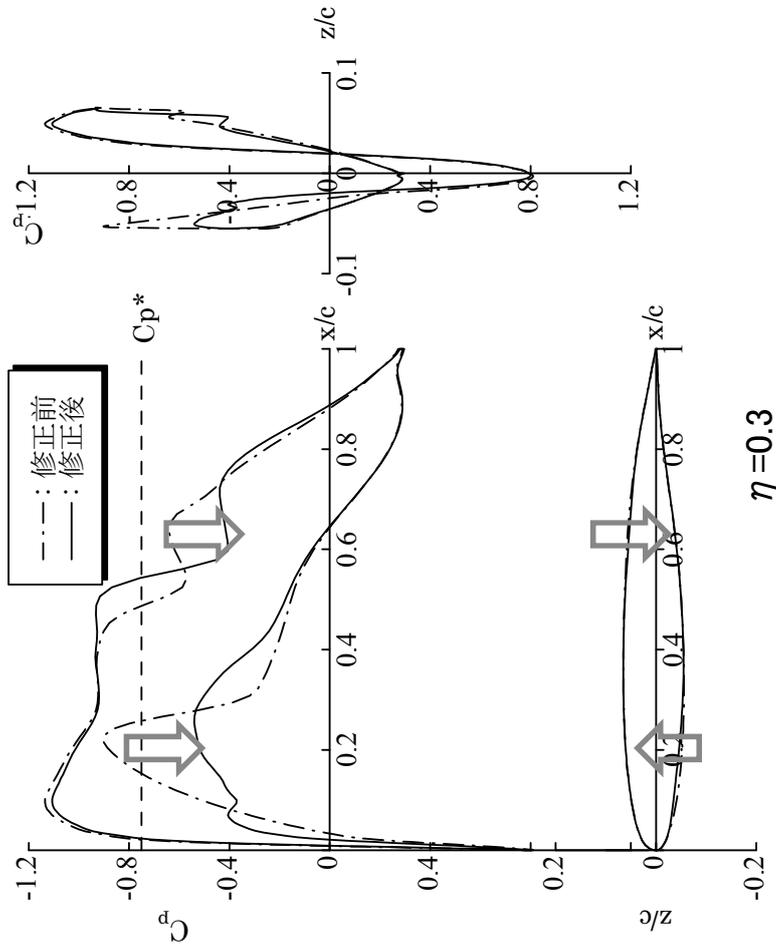
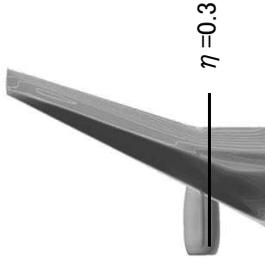
図3.5.2-1 ナセル・パイロンの揚力分布への影響



TRANAIR解析、 $M=0.78$ 、 $Rec=24.37 \times 10^6$ 、 $C_L=0.5$

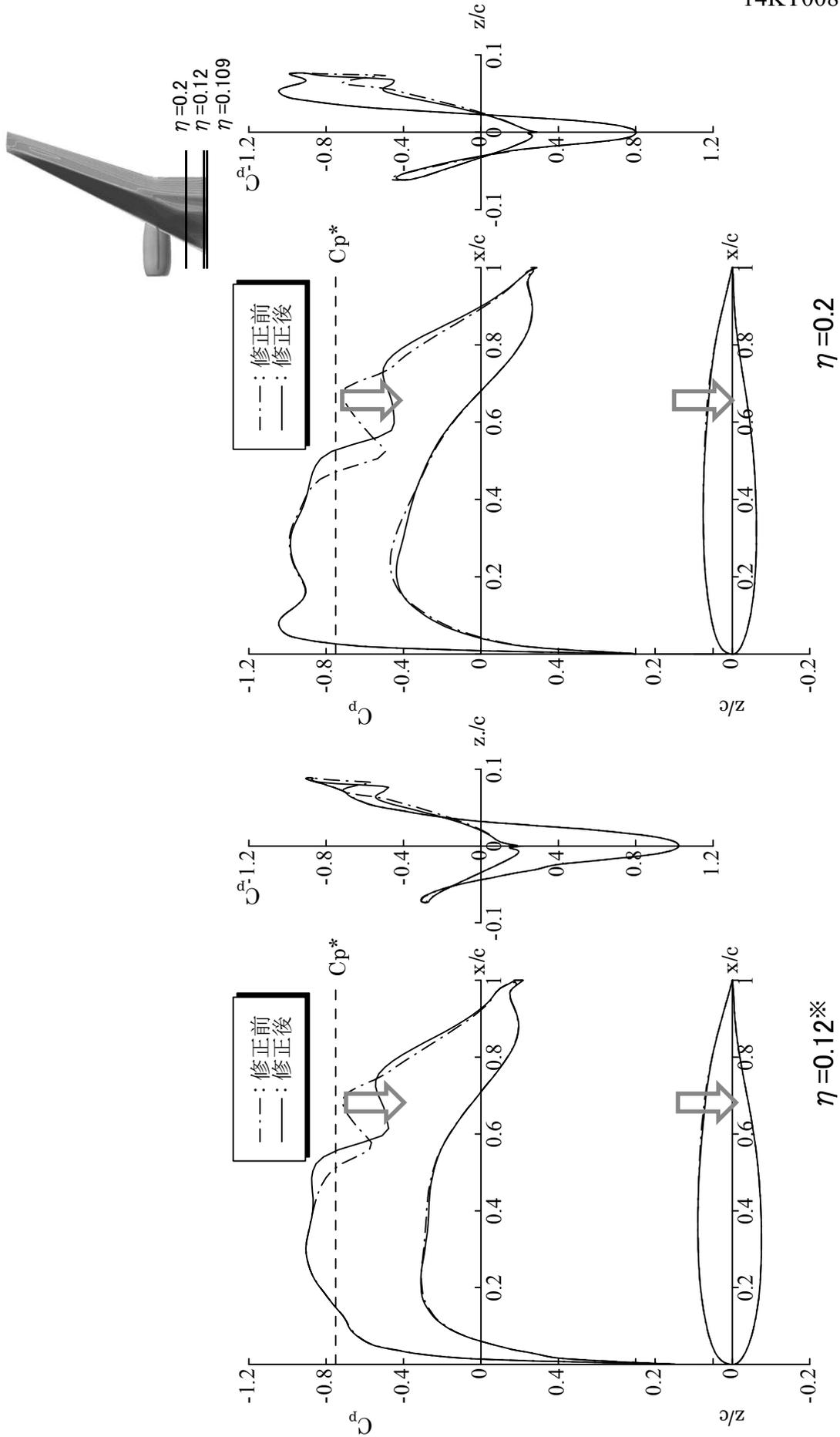
図3.5.3-1 翼洞ナセル・パイロン付形態 主翼表面 C_p 分布

50 14KT008976



$\eta = 0.3$
 TRANAIR解析、 $M=0.78$ 、 $Rec=24.37 \times 10^6$ 、 $C_L=0.5$

図3.5.3-1 翼胴ナセル・パイロン付形態 設計断面($\eta=0.3$) 圧力分布

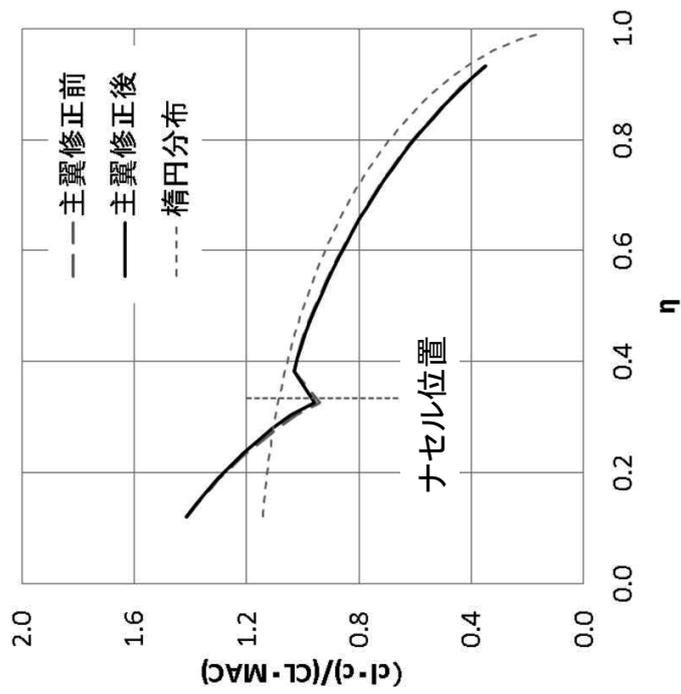


TRANAIR解析、 $M=0.78$ 、 $Rec=24.37 \times 10^6$ 、 $C_L=0.5$

※SOB ($\eta=0.109$) 近傍の断面を表示

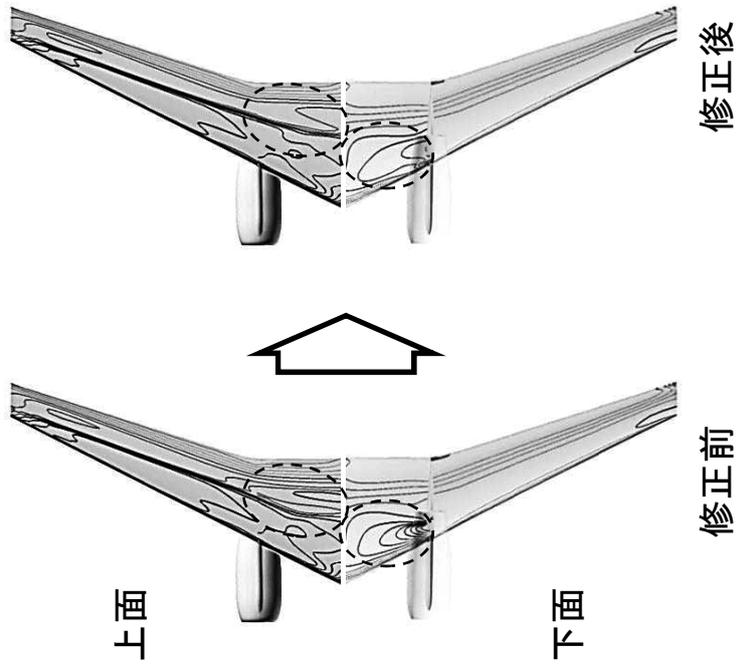
図3.5.3-2 翼洞ナセル・パイロン付形態 設計断面 ($\eta=0.12, 0.2$) 圧力分布

52 14KT008976



TRANAIR解析、 $M=0.78$ 、 $Rec=24.37 \times 10^6$ 、 $C_L=0.5$

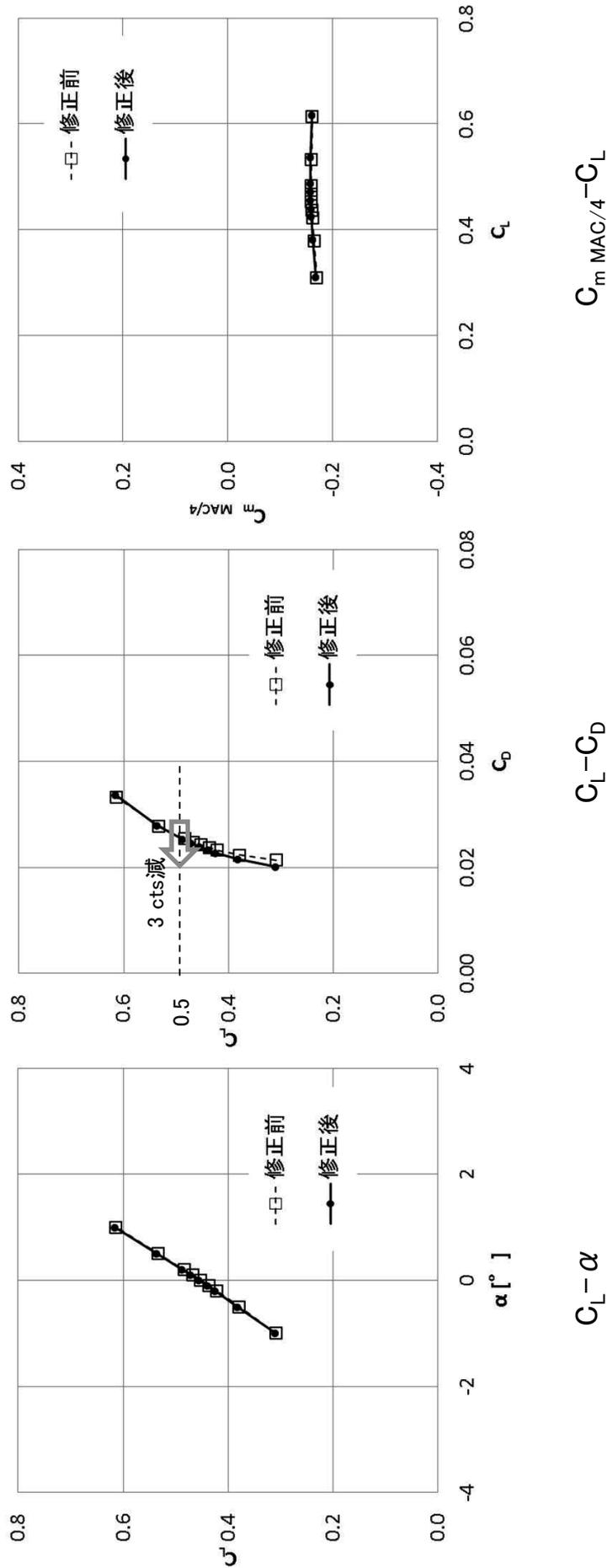
図3.5.3-3 翼洞ナセル・パイロン付形態 主翼揚力分布



TRANAIR解析、 $M=0.78$ 、 $Rec=24.37 \times 10^6$ 、 $C_L=0.5$

図3.5.3-4 翼洞ナセル・パイロン付形態 主翼表面の等圧線分布

54 14KT008976



TRANAIR解析、M=0.78、Rec=24.37 × 10⁶

図3.5.3-5 翼型修正による空力特性の変化

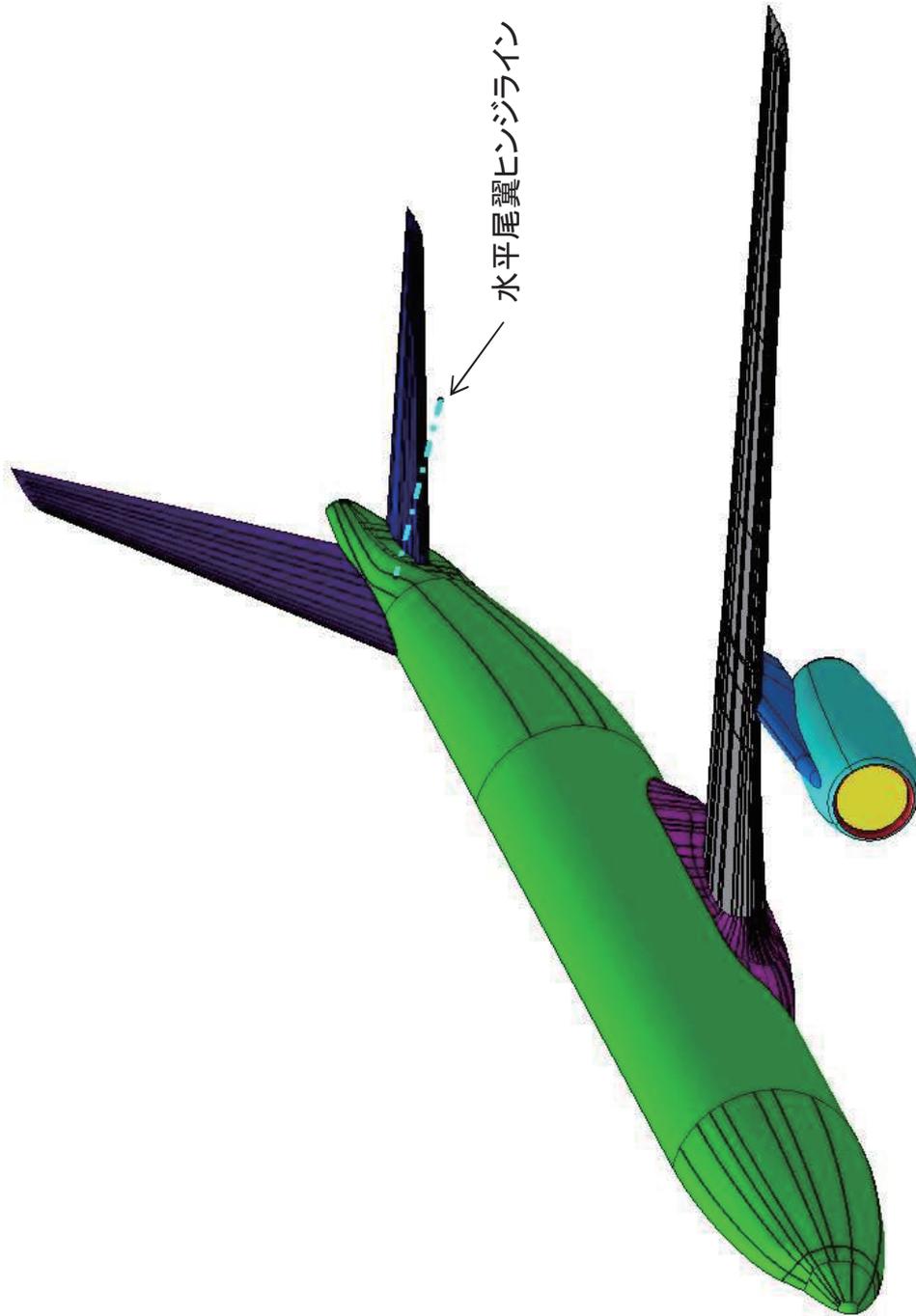


図3.5.4-1 全機巡航形態CATIAモデル

56 14KT008976

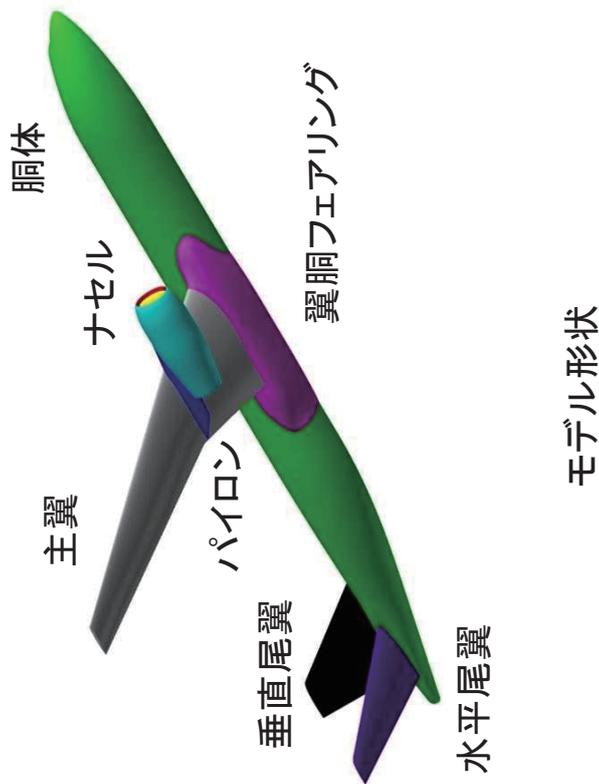
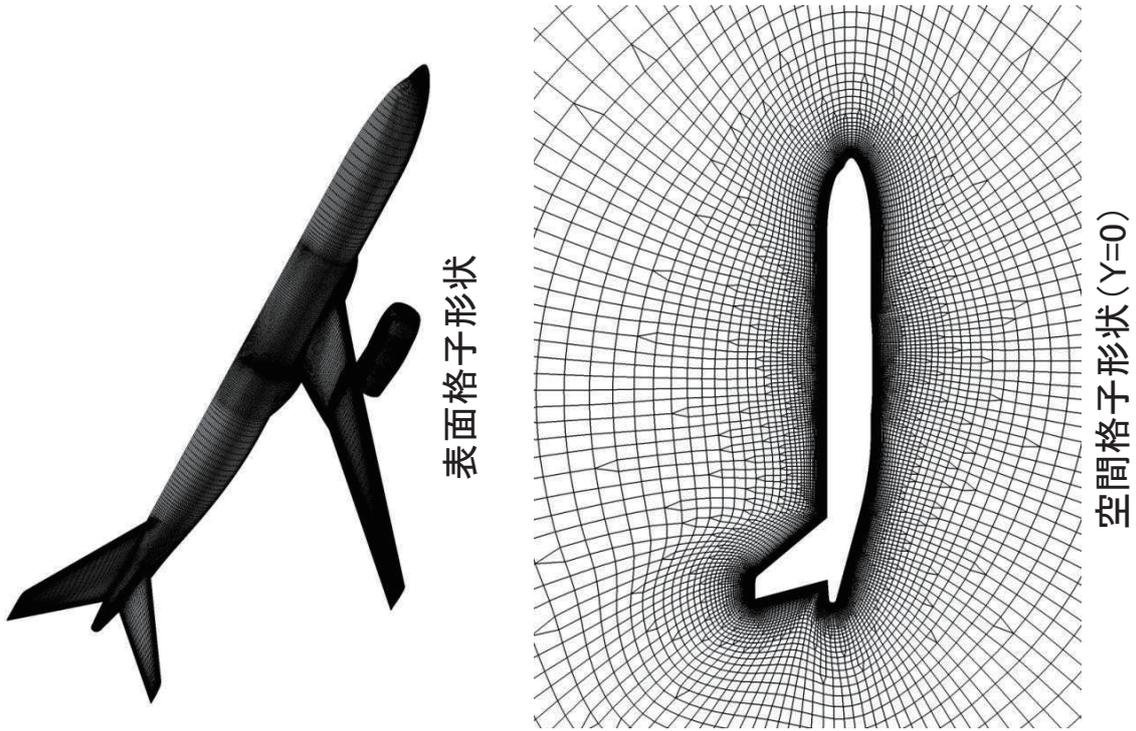
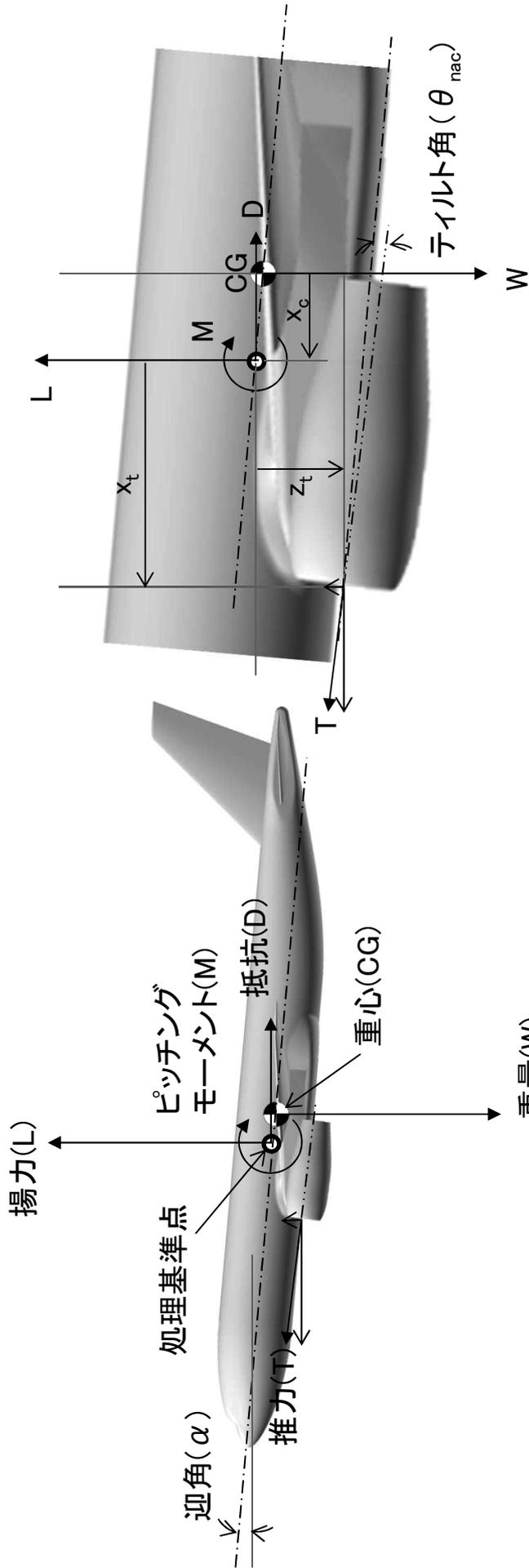


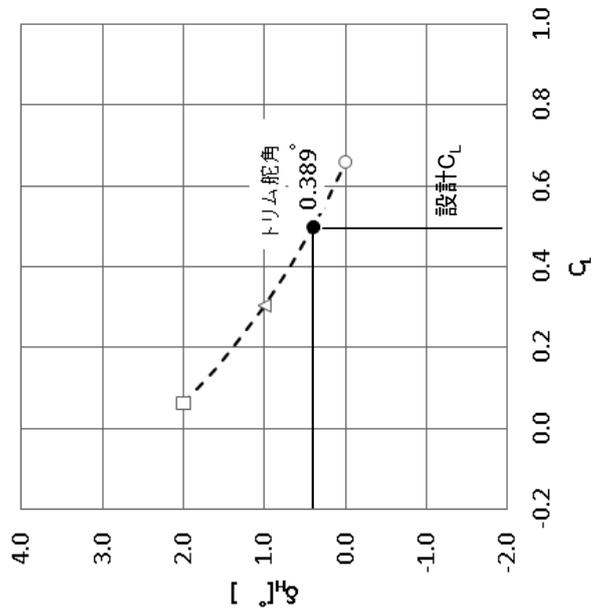
図3.5.5-1 CFD解析モデル



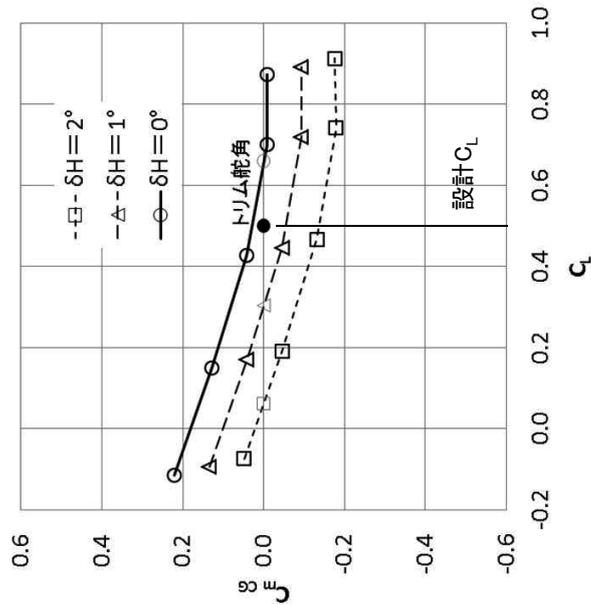
14KT008976 57

図3.5.5-2 巡航時の力の釣り合い

58 14KT008976



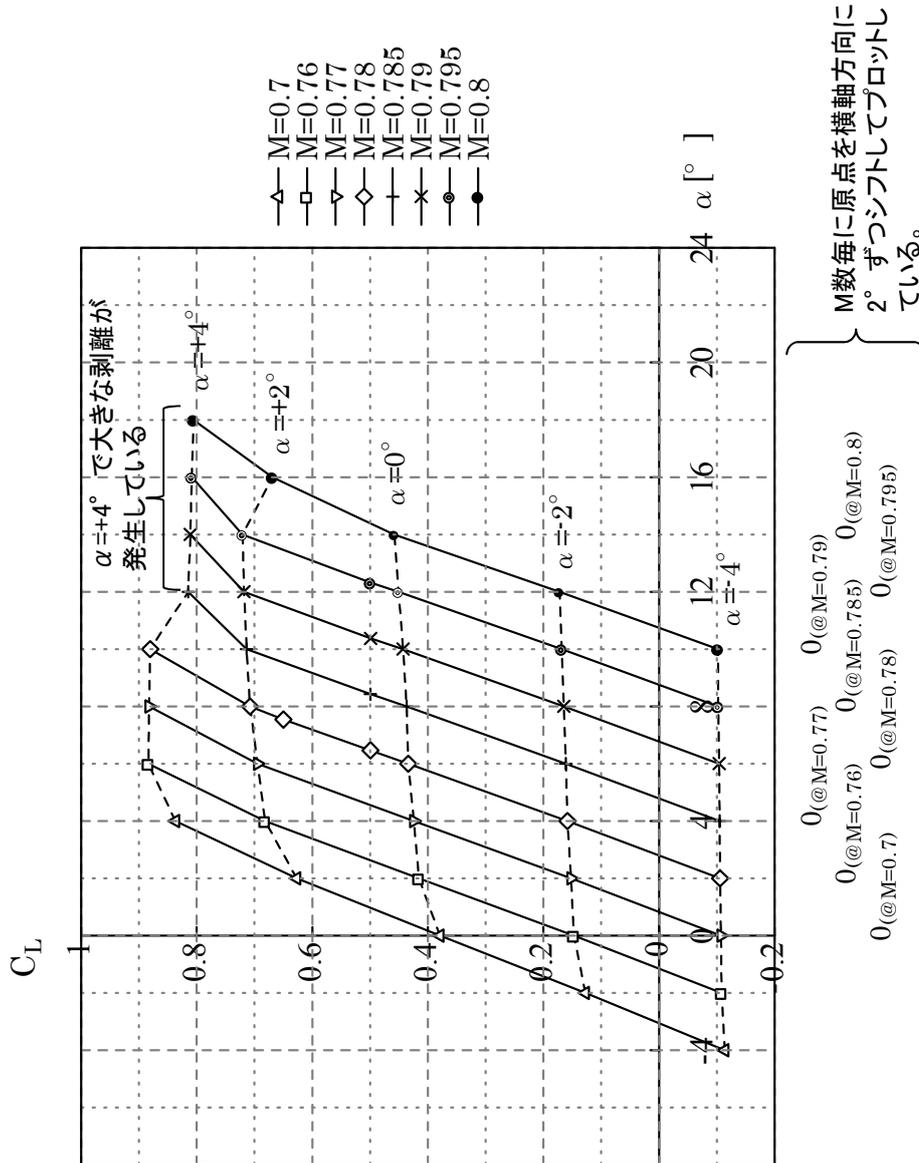
トリム舵角～Cl特性



Cm_CG ※ ~ Cl 特性 ※CG位置: 30.4%MAC

NS解析、M=0.78、Rec=24.37 × 10⁶

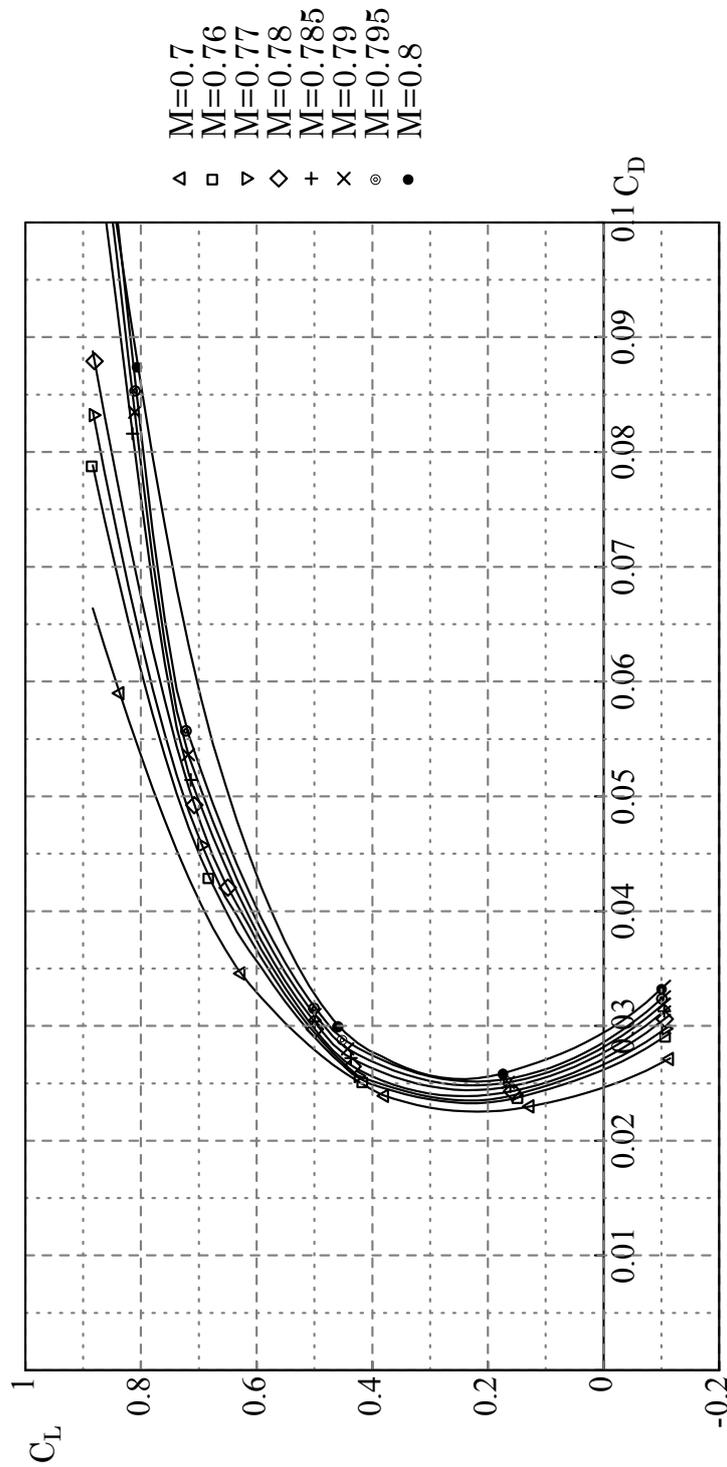
図3.5.5-3 水平尾翼舵角によるCl, Cm_CG特性



NS解析、高度35,000 ft、ISA

図3.5.5-4 全機形態 C_L - α 特性

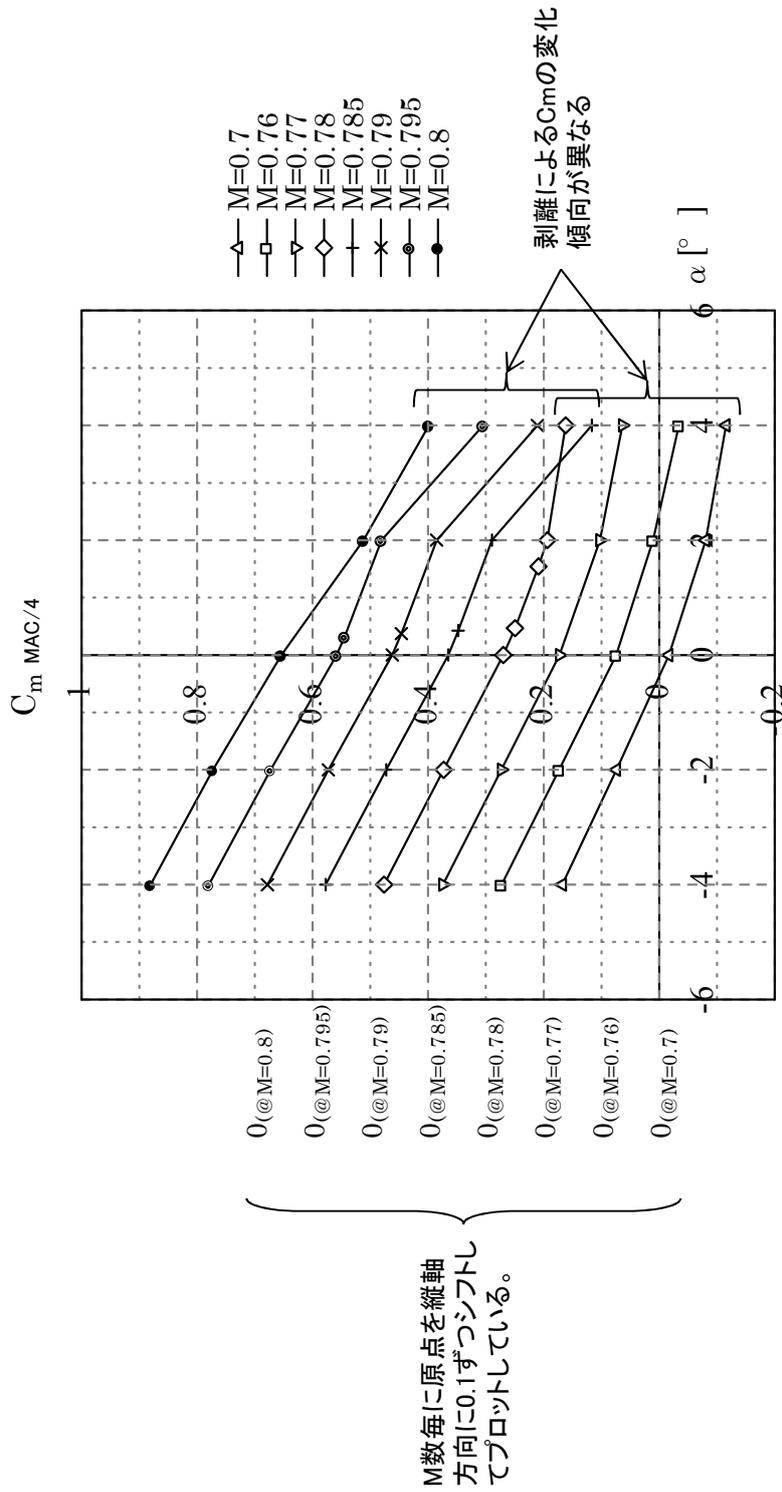
60 14KT008976



NS解析、高度35,000 ft、ISA

图3.5.5-5 全機形態 C_L-C_D 特性

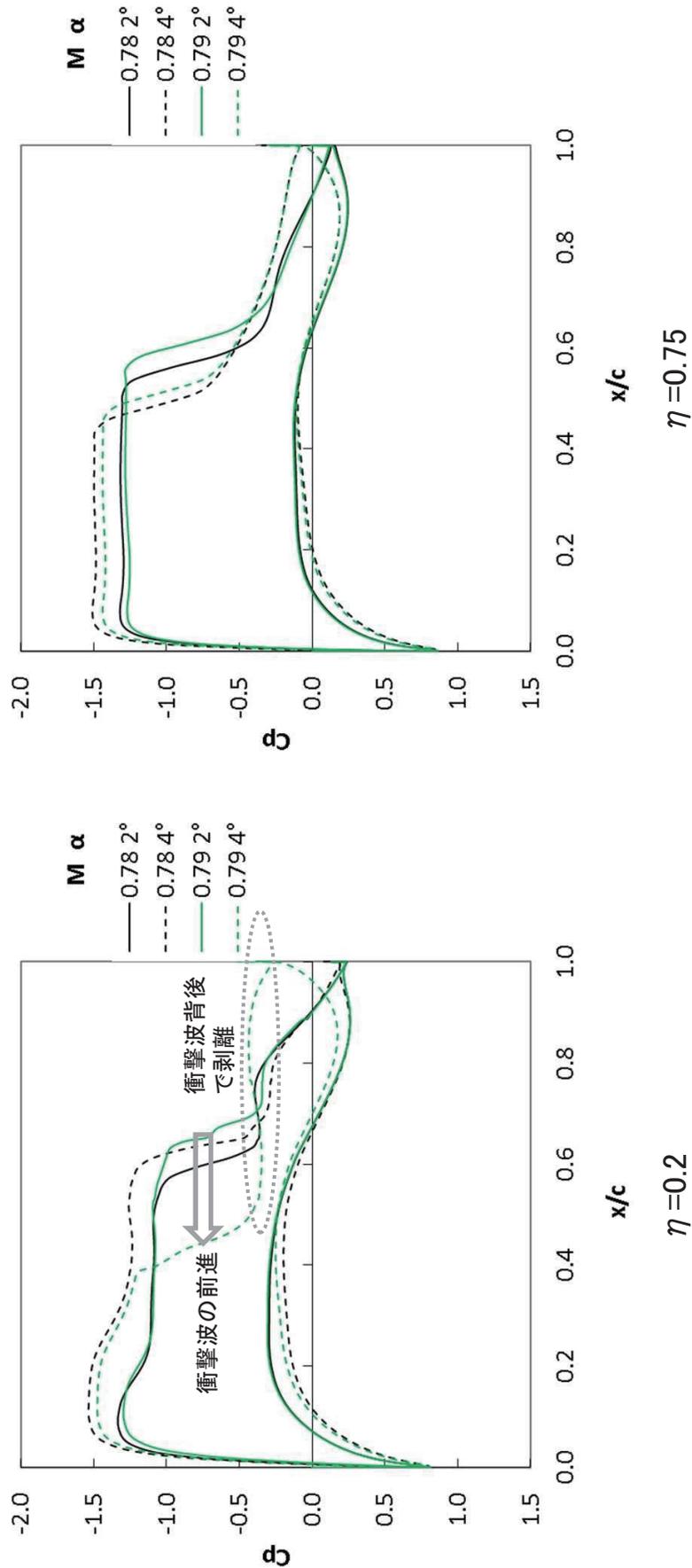
(モーメント基準点は表3.5.5-1の処理基準点(MAC/4)である)



NS解析、高度35,000 ft、ISA

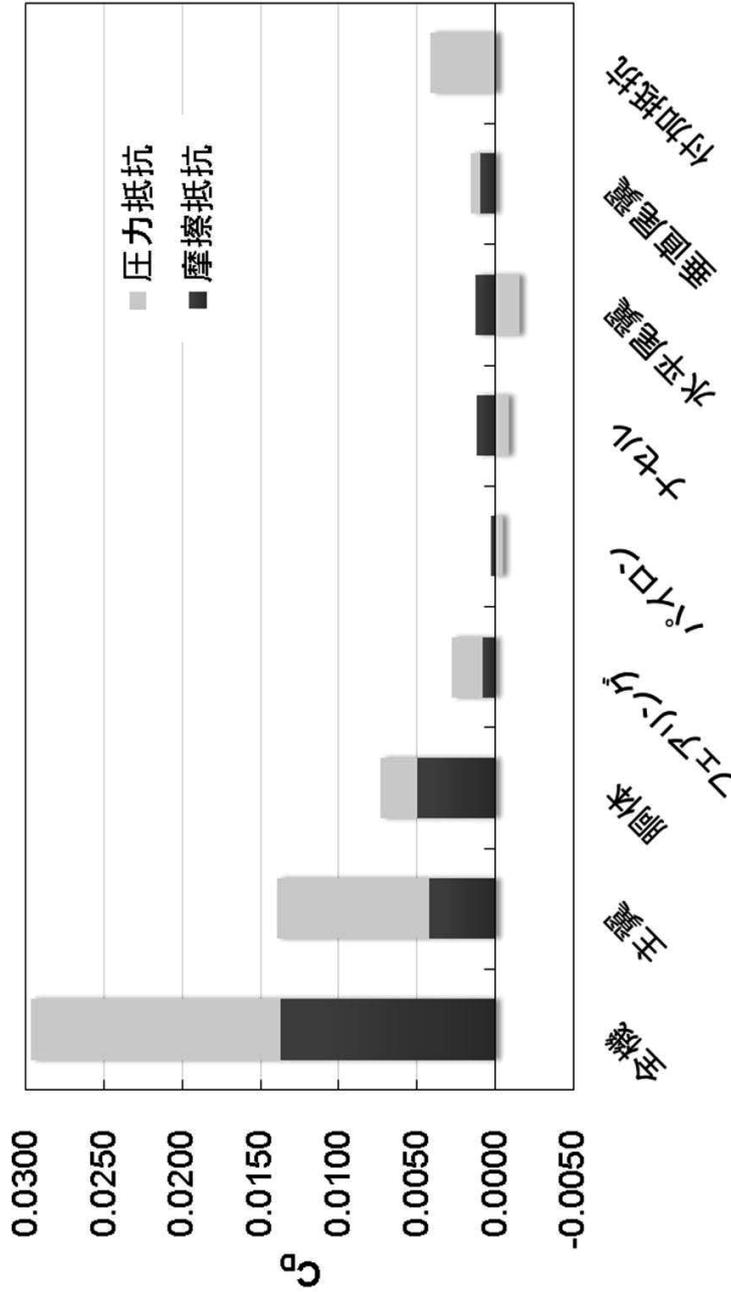
図3.5.5-6 全機形態 $C_m \text{ MAC}/4 - \alpha$ 特性

62 14KT008976



NS解析、高度 35,000 ft、ISA

図3.5.5-7 高迎角の断面圧力分布



NS解析、M=0.78、Rec=24.37 × 10⁶、C_L=0.5

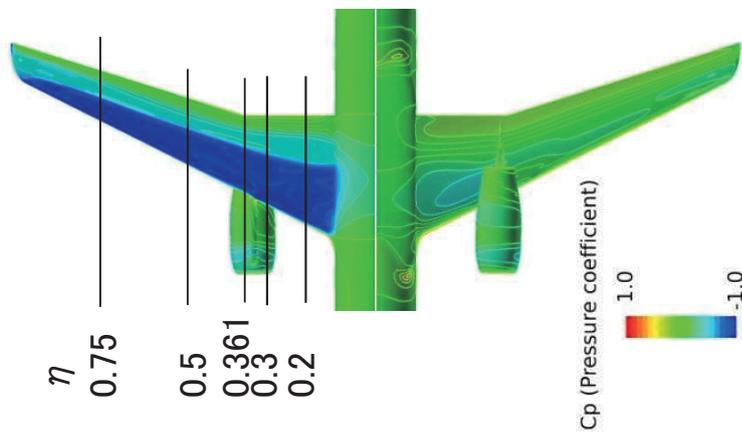
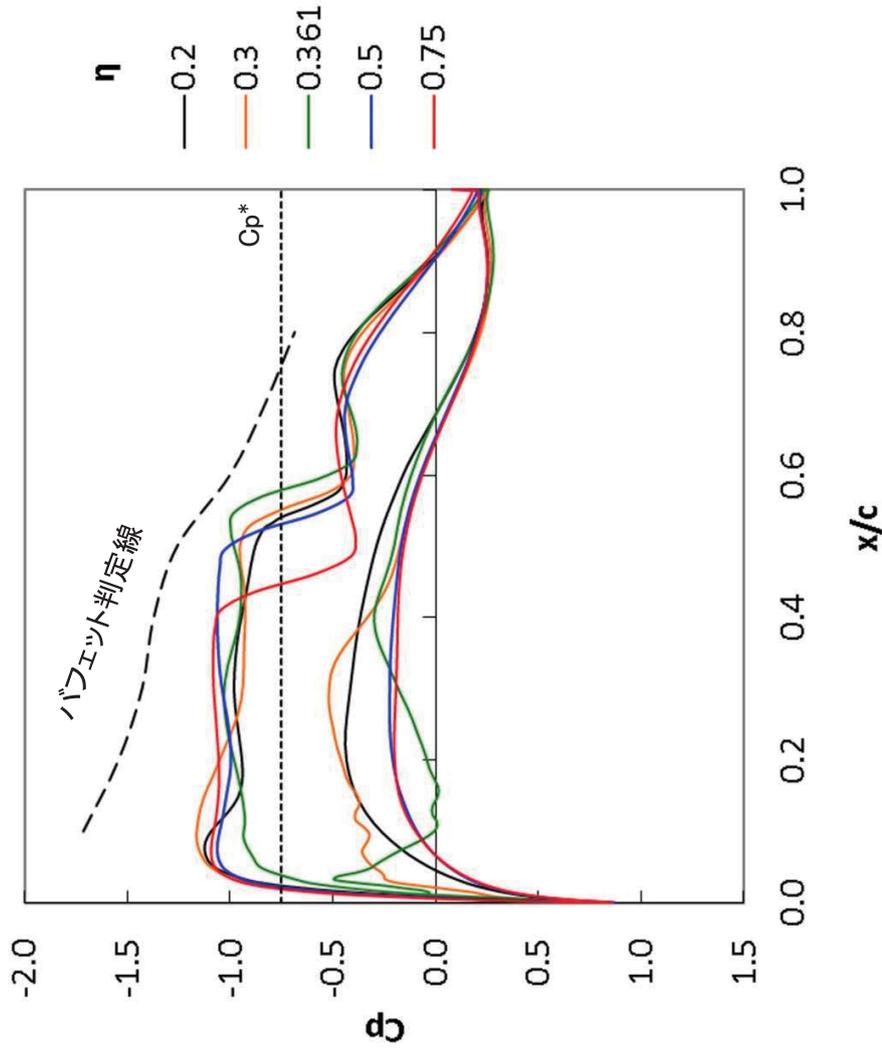
単位 [cts]

(C_D: 0.0001 = 1 count)

注) 小数点以下4桁に丸めている

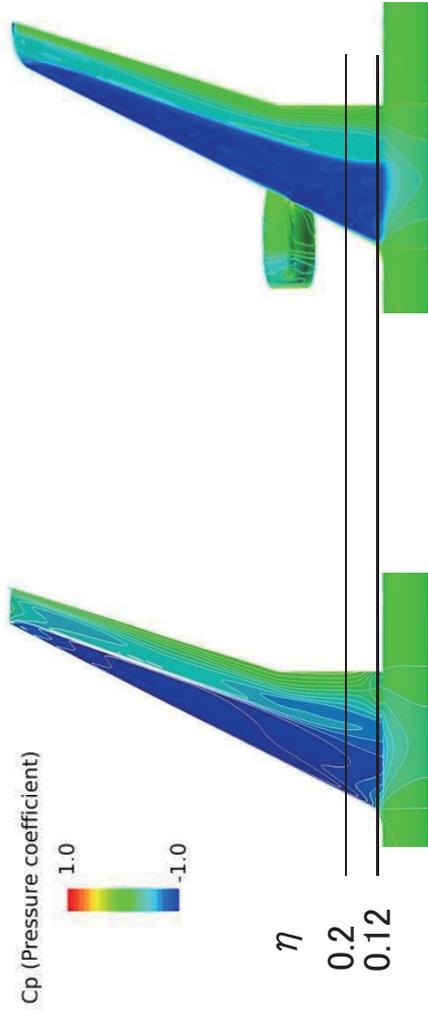
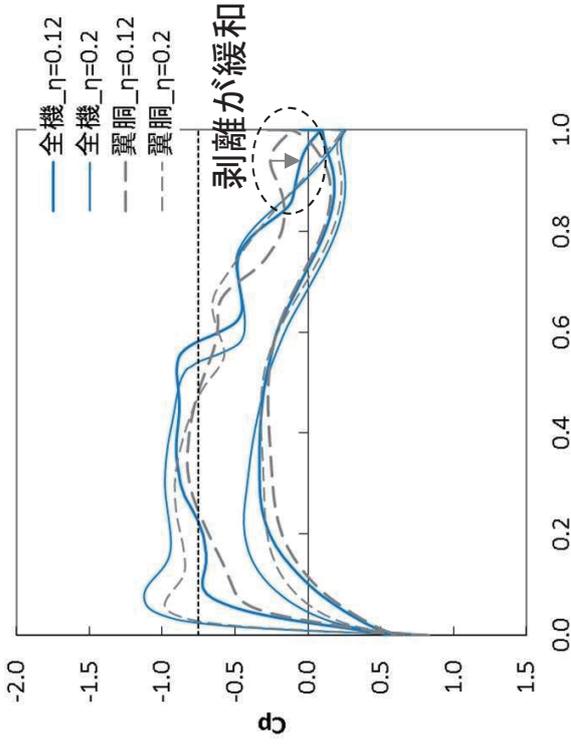
図3.5.5-8 設計点における抵抗成分

64 14KT008976

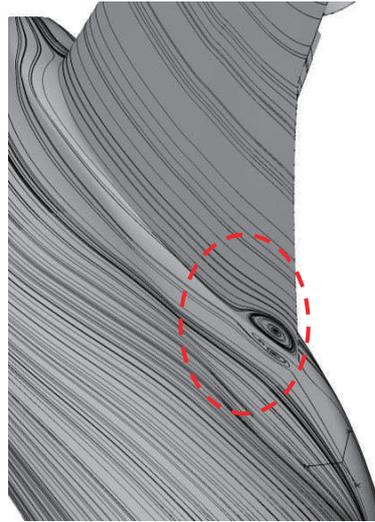


NS解析、 $M=0.78$ 、 $Rec=24.37 \times 10^6$ 、 $C_L=0.5$

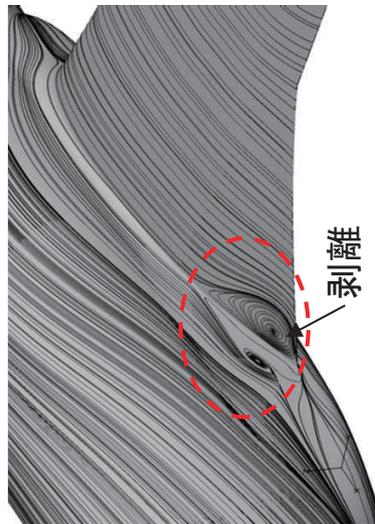
図3.5.5-9 主翼表面圧力分布



主翼上面圧力分布



全機(主翼修正後)
フェアリング部表面流れ線

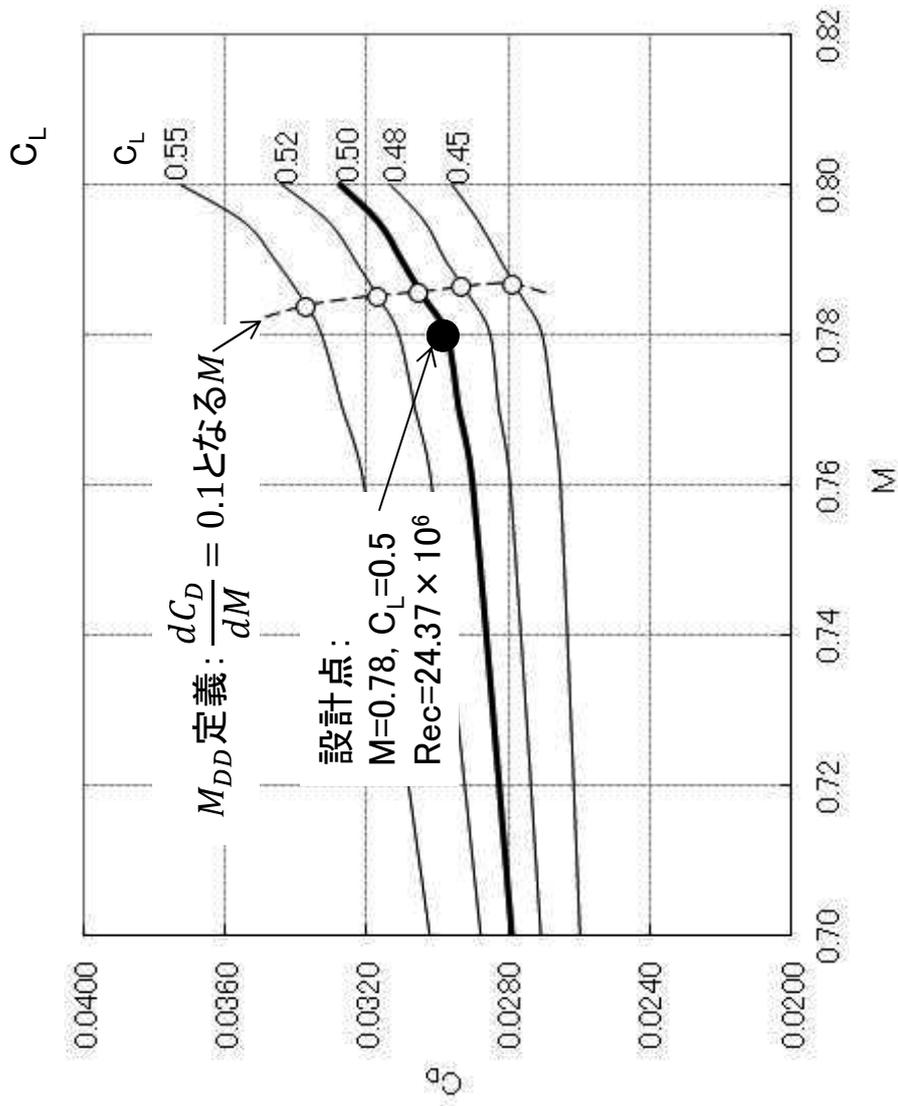


翼洞

NS解析、 $M=0.78$ 、 $Rec=24.37 \times 10^6$ 、 $C_L=0.5$

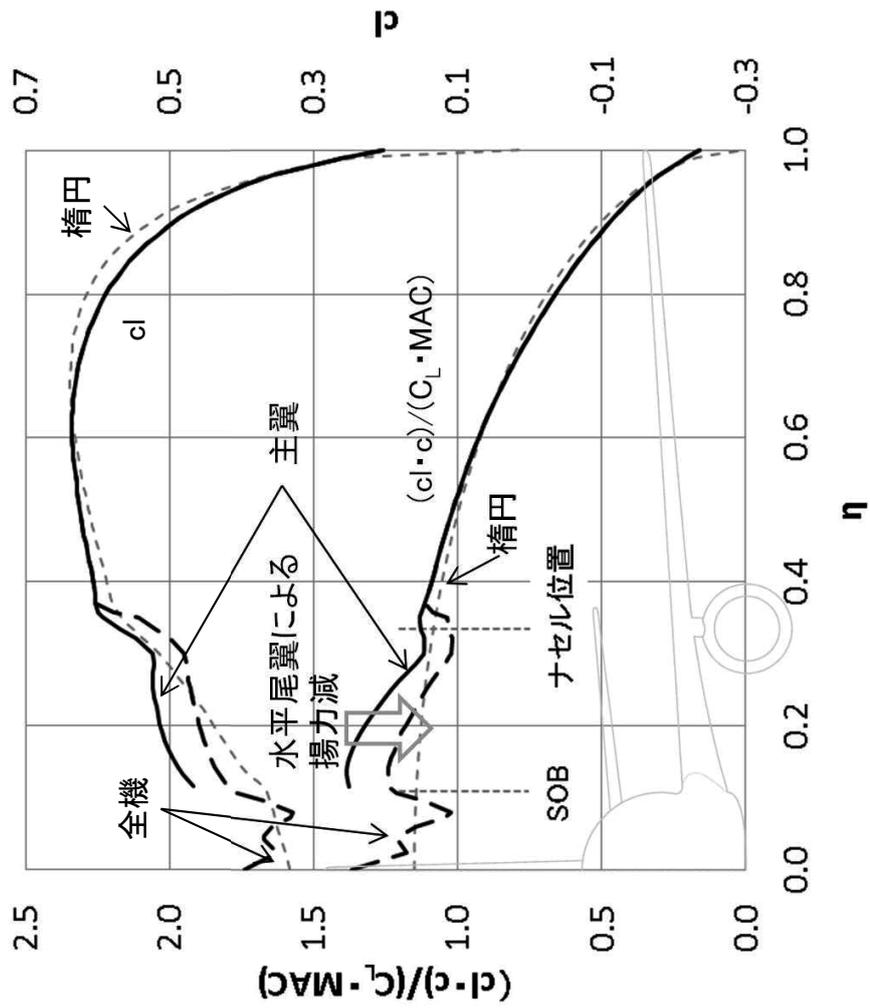
図3.5.5-10 フェアリング周囲の流れ場

66 14KT008976



NS解析、高度 35,000 ft、ISA

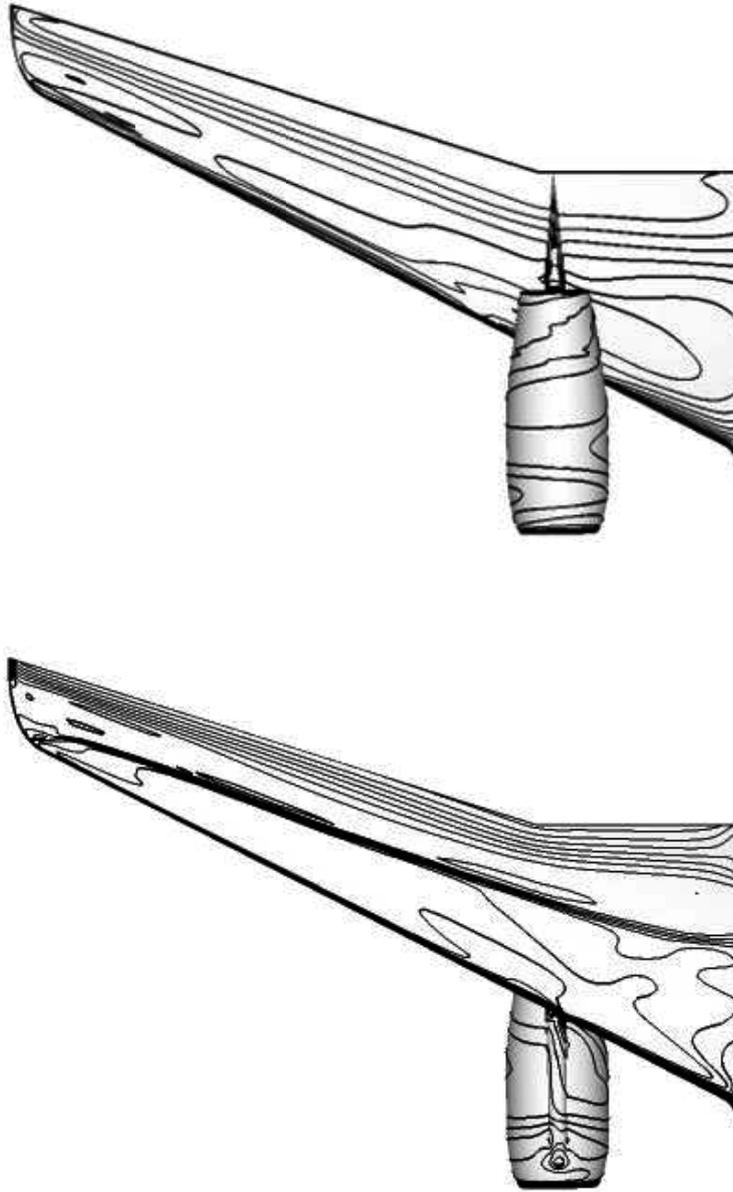
図3.5.6-1 抵抗発散曲線



NS解析、 $M=0.78$ 、 $Rec=24.37 \times 10^6$ 、 $C_L=0.5$

図3.5.6-2 設計点における揚力分布

68 14KT008976

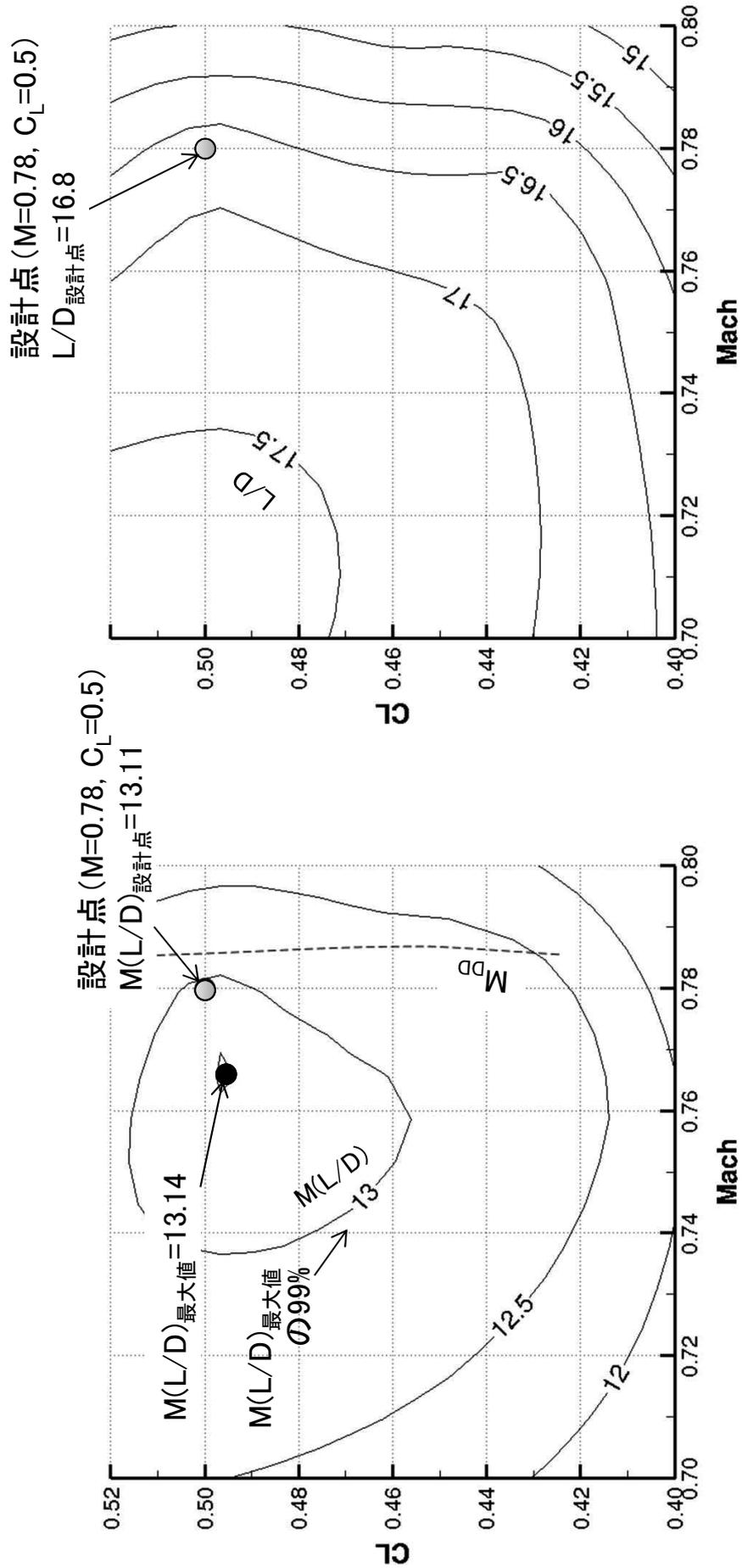


上面
下面

NS解析、 $M=0.78$ 、 $Re_c=24.37 \times 10^6$ 、 $C_L=0.5$

図3.5.6-3 表面等圧線

14KT008976 69



L/D等高線

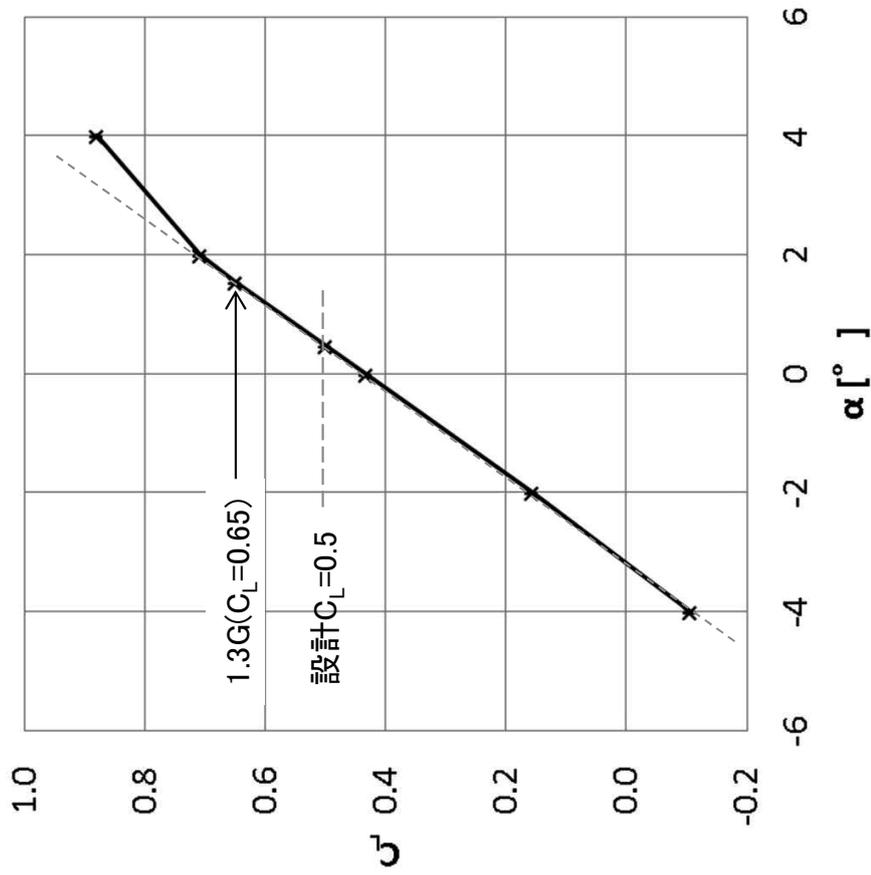
M(L/D)等高線

NS解析、高度 35,000 ft、ISA

図3.5.6-4 空力効率とL/D

70 14KT008976

図3.5.6-5(開示制限のため削除)



NS解析、 $M=0.78$ 、 $Re_c=24.37 \times 10^6$ 、 $C_L=0.65$

図3.5.6-6 1.3G/バジェット判定

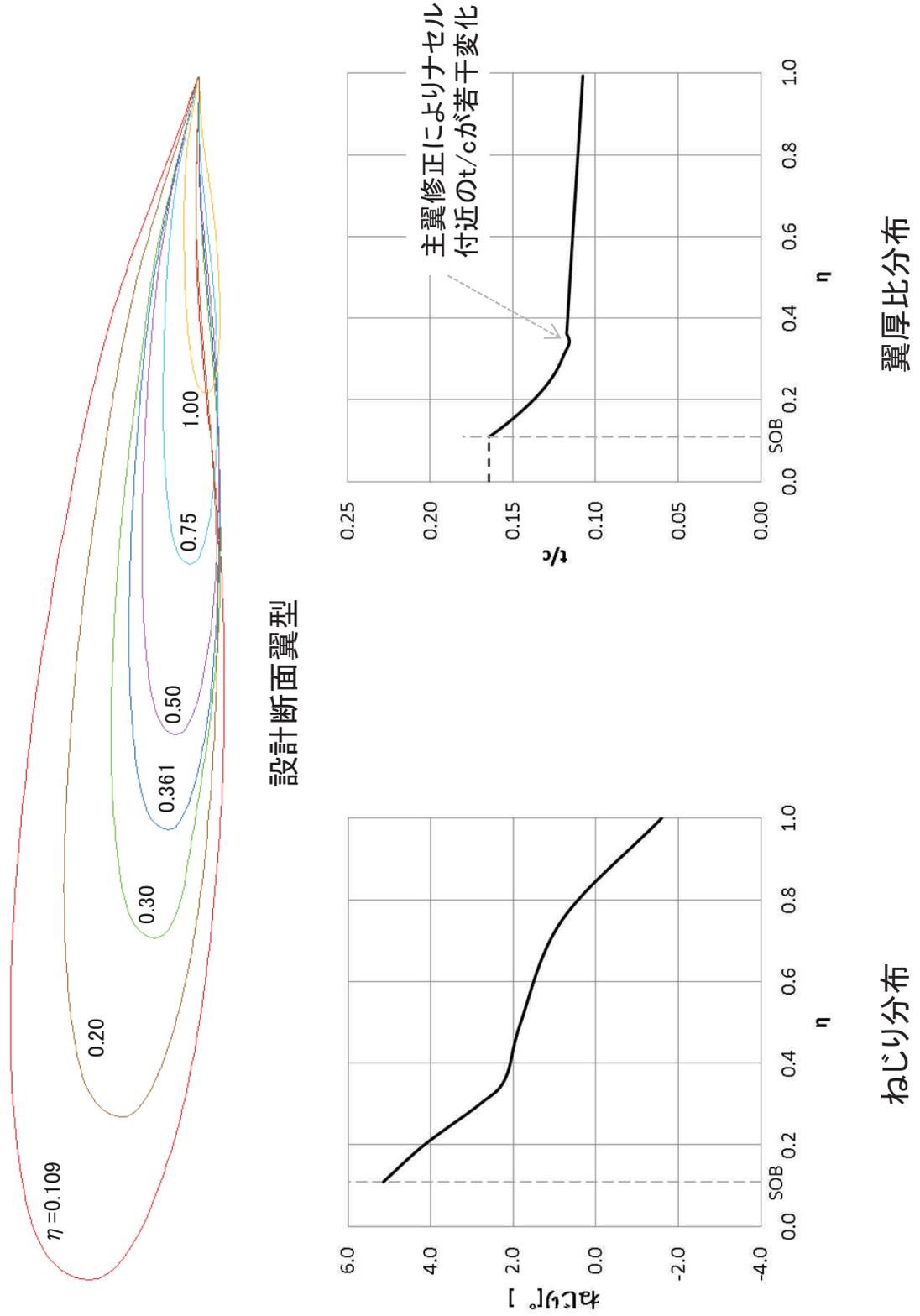


図4-2 主翼形状

宇宙航空研究開発機構契約報告 JAXA-CR-18-001

JAXA Contract Report

120席級旅客機全機巡航形態の空力設計

Aerodynamic Design of a 120-Seat Class Passenger Aircraft at Cruise

発行 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

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

発行日 平成31年1月17日

電子出版制作 松枝印刷株式会社

※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。

Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

