

東京大学 大学院新領域創成科学研究科  
基盤科学研究系  
先端エネルギー工学専攻

平成 19 年度

修士論文

ラピッドプロトタイプ装置による極超音速風洞実験効率化と  
ウェイブライダー形状設計への応用

2008 年 2 月提出  
指導教員 鈴木 宏二郎 准教授

66217 松本 達矢

# 目次

<b>第1章 序論</b>	<b>4</b>
1.1 研究背景	4
1.1.1 極超音速飛行体	4
1.1.2 極超音速流に関する研究と風洞実験の位置づけ	5
1.1.3 ラピッドプロトタイピングの発展	5
1.1.4 極超音速高エンタルピー風洞	6
1.1.5 Waverider	6
1.2 本研究の目的	6
<b>第2章 Waverider 設計法</b>	<b>7</b>
2.1 はじめに	7
2.1.1 斜め衝撃波理論	7
2.1.2 Taylor-Maccoll 理論	9
2.2 Waverider 理論	10
2.2.1 楔派生型 Waverider	11
2.2.1.1 Caret Waverider	11
2.2.1.2 揚力および抗力の導出	12
2.2.1.3 摩擦抵抗	13
2.2.1.4 揚抗比の導出	14
2.2.2 円錐派生型 Waverider	15
2.2.2.1 Cone-derived Waverider	15
2.2.2.2 ベース面の描写	15
2.2.2.3 揚力及び抗力の導出	17
2.2.2.4 幾何変数	18
2.2.2.5 むれ平面	18
2.2.2.6 摩擦抵抗	19
2.2.2.7 放物線前縁を有する Waverider	19
2.3 遺伝的アルゴリズム	21
2.3.1 概要	21

2.3.2	コーディング	22
2.3.3	初期集団の生成	22
2.3.4	適応度の評価	22
2.3.5	選択	23
2.3.6	交叉	23
2.3.7	突然変異	23
2.3.8	シンプレックス遺伝的アルゴリズム	24
2.3.8.1	シンプレックス選択	24
2.3.8.2	シンプレックス遺伝的アルゴリズムによる最適化	24
2.3.9	遺伝的アルゴリズムの長所と短所	25
2.4	Waverider 設計への応用	25
2.4.1	Waverider 設計コンセプト	25
2.4.2	目的関数	26
<b>第3章</b>	<b>ラピッドプロトタイプ装置を用いた実験効率化の実際</b>	<b>28</b>
3.1	はじめに	28
3.2	極超音速風洞	28
3.3	風洞模型	29
3.3.1	ケミカルウッドの特徴	30
3.3.2	Waverider 設計	30
3.3.2.1	模型作製法	30
3.3.2.2	模型保護法	31
3.4	極超音速風洞実験法	31
3.4.1	力計測に使用した実験装置	31
3.4.2	衝撃波可視化に使用した実験装置	32
<b>第4章</b>	<b>実験結果及び考察</b>	<b>33</b>
4.1	はじめに	33
4.2	実験結果(六分力天秤による力計測)	33
4.2.1	Waverider(TYPE1)	33
4.2.2	Waverider(TYPE2)	34
4.2.3	Waverider(TYPE3)	34
4.2.4	Waverider (TYPE4)	35

4.2.5	HYTEX(TYPE5) .....	35
4.3	4.3 実験結果 (ナイフエッジ法を用いた衝撃波の可視化) .....	36
4.3.1	Waverider(TYPE1) .....	36
4.3.2	Waverider(TYPE2) .....	36
4.3.3	Waverider(TYPE3) .....	36
4.3.4	Waverider (TYPE4) .....	37
4.3.5	HYTEX(TYPE5) .....	37
4.3.6	TYPE1 で迎角をとった場合 .....	37
4.4	実験結果 (オイルフロー法による流線の可視化) .....	38
4.5	Waverider の Off-design 特性 .....	38
4.6	作成模型の風圧中心 .....	38
4.7	実験誤差等について .....	39
4.8	まとめ .....	40
<b>第5章</b>	<b>CFD によるナビエ・ストークス方程式の解析</b>	<b>41</b>
5.1	はじめに .....	41
5.2	基礎方程式 .....	41
5.3	使用した計算スキーム .....	43
5.4	CFD の解析条件 .....	48
5.5	実験結果と数値計算の比較 .....	49
5.5.1	TYPE1 形状周りの数値計算 .....	49
5.5.2	TYPE2,TYPE3 形状周りの数値計算 (機体前縁部厚みの効果) .....	50
5.6	空力抵抗係数の構成要素 .....	51
5.7	まとめ .....	52
<b>第6章</b>	<b>結論</b>	<b>53</b>
	<b>謝辞</b>	<b>54</b>
	<b>参考文献</b>	<b>56</b>
	<b>表</b>	<b>57</b>
	<b>図</b>	<b>62</b>
	<b>補遺 ラピッドプロトタイプを用いた模型作成法</b>	<b>121</b>
	<b>本論文に関する学会発表</b>	<b>134</b>

# 第1章 序論

## 1.1 研究背景

### 1.1.1 極超音速飛行体

現代社会のグローバル化に伴い、輸送機は重要な役割を担ってきた。現在の輸送機は地球上の二地点間を物資・旅客を低コストで比較的効率的に輸送できる手段である事は間違いない。しかし、これらのシステムは、マッハ1よりも小さな巡航速度のみを可能とする長い間引き継がれてきた本質的には同一形状の飛行体である。コンコルドなどの超音速輸送機に見られるように、最初にこの壁を破ろうとした試みは 1960 年代であった。しかし、経済面や環境面での困難から超音速輸送機が輸送市場に与えた影響は限られたものであった。超音速輸送機設計に関する将来設計は下火になったものの、このような輸送機はオペレーションが成功する前には様々な困難を克服する必要があるのは明らかである。

経済的な困難は超音速輸送機の発展を妨げる一つの理由であるが、様々な騒音や環境問題などの障害も見過ごせるものではない。例えば、超音速での効率的なオペレーションはターボジェットエンジン(例えばコンコルドで採用されたオリンパス 593 エンジン)が必要になる。このエンジンは本質的に周囲環境とコアエンジン内部の流れの間の境界層のために、低速のターボファンよりも騒音が大きいと言う問題が生じる。これは主要空港でのオペレーション時の騒音公害要求を満足する事が困難である事につながる。加えて、マッハ2-3ではソニックブームが発生する。これは高度15km 付近での巡航時に増大し、騒音による不快感から建造物への被害などの問題を引き起こしかねない。将来の高速輸送機として前衛的な推進システムの利用が計画されているが(低バイパス比ターボファンやノイズサプレッサを使用している)、ソニックブーム強度の低減へ向けた努力がなされているにもかかわらず、これらの問題の幾つかは満足に解決されていない。

それ故、将来型高速輸送機は空気力学的な効率等の性能要求、ソニックブームや騒音公害などの環境要求、オペレーティングコストなどの経済要求等々の様々な要求を満たす必要がある。超音速輸送機形状が理論的に“次の段階”の高速輸送機形状であるように見えるにもかかわらず、これらの設計/ミッション課題に乗り越えるべき問題は、この仮定の見直しが必要である事であると示唆している。

一方で、直近ではイギリス、リアクション・エンジンズ社が提案するA2<sup>[1]</sup>(図 1.1)、ボーイング社が提案するX-51<sup>[2]</sup>(図 1.2)、そして日本のJAXAが提案しているHYTEX等人類の極超音速飛行体への興味は尽きてはいない。その様々な要求を克服すべく日夜研究が進められている。

## 1.1.2 極超音速流に関する研究と風洞実験の位置づけ

前節で述べたように、現在の極超音速に関する研究の現状は決して楽観的なものではない。しかし極超音速流という特殊な環境化を利用して、革新的航空機や宇宙機の開発等を行うことは科学技術の発展に欠かせない事であることも疑いの余地は無い<sup>[3][4]</sup>。極超音速流に関する研究の需要は今後増大すると考えられるし、絶やしてはならないであろう。

しかし、空気力学の研究において風洞実験と数値解析の間で研究の進め方にギャップが生じていると考えられる。近年見られる劇的な計算機器の発展の恩恵として、CFD に代表される数値解析を主とする研究手法が劇的な飛躍を遂げ、今も直発展している。その進化は、研究過程において結果を得るまでのサイクルを「日」、さらには「時間」のオーダーさえ可能にした。

一方で、実験は実験模型の設計から始まり、業者と何度もミーティングを重ね、実験にこぎつける。一つの実験模型を作成するための費用も決して安くは無い。結果として、発案から実験結果取得までに少なくとも「週」や「月」、もしくは「年」のオーダーが必要であるのが現状である。

極超音速流の研究においては CFD の制度は確立されておらず、引き続き風洞実験の重要性は明確であり、データやノウハウの蓄積はもちろんのことできる限り有益な実験を行えることが理想である。しかし、前述のように現状では CFD 等の数値計算との足並みを揃えた研究を行うことは困難である。風洞実験の高効率化が必要なのである。

## 1.1.3 ラピッドプロトタイピングの発展

製品設計では、初期のデザインの段階や製品設計が進んだ段階において、外観や性能の評価を行うために試作品を作成することが多い。その際、量産品と同じ材料を用いて作成するほか、粘土(クレイモデル)や木で作成することが行われてきた。しかしながら、試作品を作るということは、製作に時間を要し、また作成コストも高かった。コンピュータ技術の進展により、製品の外観内観のデザイン、機構などの設計は3次元 CAD 化されていった。そのデータを利用して Computer Aided Engineering (コンピュータ エイデッド エンジニアリング, CAE)を実施し、試作品を製造しなくても性能の事前評価が可能になっていった。

しかしながら、見た目の質感、人間が触った時の感覚など、定量化が難しい項目についてはなかなかコンピュータ上だけでの評価で完結することは困難で、引き続き試作品の製作を必要としていた。製品開発サイクルの短期間化に伴い、試作品の製作の期間も短縮する必要が高まった。そこで、性能評価のニーズが下がったことを考慮し、形状のみを早期に作成する手法としてラピッドプロトタイピング RP が登場してきた。さらに、本法の応用として、型を作るラピッド・ツーリング、造形したままで実用品として使用するラピッド・マニファクチャへと応用展開が広がっている。

このようにして近年ラピッドプロトタイプング技術が発展し、ラピッドプロトタイプ装置も容易に入手することが可能となった。

### 1.1.4 極超音速高エンタルピー風洞とラピッドタイピング

2007年1月に東京大学柏キャンパスに極超音速高エンタルピー風洞(図1.3)が完成した。この風洞の特徴として、一日辺りの実験可能回数の多さが挙げられる。この利点と、ラピッドプロトタイプ装置を融合させ、発案→模型作成→風洞実験による空力性能の取得までの時間短縮を狙い、研究の効率化を図る。これにより、極超音速風洞実験データの生産性の向上や実験ノウハウの蓄積等が見込めるであろう。

また、気流成立の困難さから、現状では世界的に見て極超音速風洞でのデータはまだまだ十分であるとは言い難い。この問題も、風洞実験の高効率化により解消できると考えられる。

### 1.1.5 Waverider

本研究では、極超音速旅客機の空力形状を対象とする。極超音速機は高揚抗比の実現が困難であることが知られているが、従来の航空宇宙機と比較して、比較的高い揚抗比の実現を可能にしたものがWaverider<sup>[5]</sup>である。Waveriderは(極)超音速飛行体として定義され、その機体前縁部全体が衝撃波と付着する流れの特徴を持つ事が知られている。図1.4に楔周りの流れからWaveriderを設計する方法を示す。図1.4の例では、流れ場において機体腹面と平面斜め衝撃波背後の気流が平行である。このため、機体腹面形状は理論的には(粘性を無視すれば)斜め衝撃波を通過した気流に影響を及ぼす事はない。このため、機体腹面は気流が一様になると考えられる。この機構は二次元楔のみならず三次元円錐や鈍等物体にも共通に言える事である。

Waveriderはこのように前縁部に衝撃波が付着しており、衝撃波背後、つまり機体腹面の気流は圧縮され高圧になる。機体背面には衝撃波は発生し得ないので気流は圧縮される事無く通過する。このため、設計条件上は高い揚抗比を得る事が可能となる。

## 1.2 本研究の目的

本研究では、ラピッドプロトタイプ装置を用いて極超音速風洞実験の高効率化を図ることを目的とする。また、極超音速飛行体として高揚抗比を実現しうるWaveriderに着目して、形状を設計しラピッドプロトタイプ装置を使用して作成した模型を用いて、極超音速風洞実験により空力特性を得てWaveriderが高揚抗比実現に有効であることを実験的に示す。

## 第2章 Waverider 設計法

### 2.1 はじめに

この章では、本研究で設計・提案する Waverider 形状の作成手法とその空力特性を積算する上で必要となる斜め衝撃波理論<sup>[6]</sup>及び Taylor-Maccoll 理論について述べる。また、本研究では Waverider 形状決定の際に最適化手法の一つである遺伝的アルゴリズムを用いた。本章の後半で遺伝的アルゴリズムの概要について述べる。最後に Waverider 理論と遺伝的アルゴリズムを融合させ、風洞実験に使用する Waverider 模型の模型データ作成の手順を示す。

#### 2.1.1 斜め衝撃波理論

まず、流れの方向に対して傾いている定常衝撃波に対する条件を調べる。これは、新しい速度成分を付け加えて考えると、垂直衝撃波の場合と同じ方法で運動方程式から直接に導く事ができる。しかし、垂直衝撃波の結果を以下のように利用すると計算の一部を避ける事ができる。

一様な速度  $v$  を垂直衝撃波の流れの場に重ね合わせると、 $v$  の大きさ及び方向を加減するだけで、衝撃波前方の合速度は任意の方向に調整する事ができる。 $v$  を衝撃波と平行に取れば、衝撃波前方の合速度の大きさは  $w_1^2 = \sqrt{u_1^2 + v_1^2}$  となる。また、衝撃波に対する傾きは  $\beta = \tan^{-1} \frac{u_1}{v}$  である。

ここで、 $u_2$  と  $u_1$  は等しくないため、衝撃波後の流れの傾きは衝撃波の前の傾きとは違っている。すなわち、流れは衝撃波で突然向きを変える。 $u_2$  は常に  $u_1$  より小さいから、この方向変換は常に衝撃波に近づくように起こり、従ってふれの角  $\theta$  は正である。一様な速度  $v$  を重ね合わせても、垂直衝撃波の場合、静圧その他の静的パラメータは幾何影響を受けないから、衝撃波の前後の状態の関係を求める事は容易である。垂直衝撃波の場合と変わってくるのは今の場合、最初の

Mach 数が  $M_1 = \frac{w_1}{a_1}$  であり、また、 $u_1 = M_1 \sin \beta$  であることである。すなわち、

$$\frac{u_1}{a_1} = M_1 \sin \beta \quad (2-1)$$

このようにして斜め衝撃波に関する以下の式が与えられる。

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma + 1) M_1^2 \sin^2 \beta}{(\gamma - 1) M_1^2 \sin^2 \beta + 2} \quad (2-2)$$



$$\frac{p_2 - p_1}{p_1} = \frac{2\gamma}{\gamma + 1} (M_1^2 \sin^2 \beta - 1) \quad (2-3)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{a_2^2}{a_1^2} = 1 + \frac{2(\gamma - 1)}{(\gamma + 1)^2} \frac{M_1^2 \sin^2 \beta - 1}{M_1^2 \sin^2 \beta} (\gamma M_1^2 \sin^2 \beta + 1) \quad (2-4)$$

$$\begin{aligned} \frac{s_2 - s_1}{R} &= \ln \left[ 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1} (M_1^2 \sin^2 \beta - 1) \right]^{1/(\gamma - 1)} M_1^2 \sin^2 \beta \\ &\times \left[ \frac{(\gamma + 1)M_1^2 \sin^2 \beta}{(\gamma - 1)M_1^2 \sin^2 \beta + 2} \right]^{-\gamma/(\gamma - 1)} = \ln \frac{p_{01}}{p_{02}} \end{aligned} \quad (2-5)$$

言い換えれば、静的な熱力学変数の比は速度の垂直成分のみによって決まる。垂直衝撃波の解析から、この成分は超音速、すなわち、 $M_1 \sin \beta \gg 1$  でなければならない。これは与えられた Mach 数に対する波の最小の傾きを定める。最大の波の傾きはもちろん  $\pi/2$  である。従って、最初の Mach 数が与えられたとき、波の傾き角の可能な範囲は、

$$\sin^{-1} \frac{1}{M_1} \leq \beta \leq \frac{\pi}{2} \quad (2-6)$$

である。与えられた  $M_1$  に対し波の角  $\beta$  のそれぞれの値について対応するふれの角  $\theta$  が存在する。

衝撃波後の Mach 数  $M_2$  は  $M_2 = \frac{w_2}{a_2}$  及び  $\frac{u_2}{a_2} = M_2 \sin(\beta - \theta)$  になる事に注意すれば得ら

れる。すなわち

$$M_2^2 \sin^2(\beta - \theta) = \frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2 \sin^2 \beta}{\gamma M_1^2 \sin^2 \beta - \frac{\gamma - 1}{2}} \quad (2-7)$$

が得られる。図 2.1 及び図 2.2 から、以下の関係式が得られる。

$$\tan \beta = \frac{u_1}{v} \quad (2-8a)$$

$$\tan(\beta - \theta) = \frac{u_2}{v} \quad (2-8b)$$

この二式から、

$$\frac{\tan(\beta - \theta)}{\tan \beta} = \frac{u_2}{u_1} = \frac{\rho_1}{\rho_2} = \frac{(\gamma - 1)M_1^2 \sin^2 \beta + 2}{(\gamma + 1)M_1^2 \sin^2 \beta} \quad (2-9)$$

が得られる。 $M_1$  を与えると、この式によって  $\theta$  と  $\beta$  の関係を知る事ができる。さらに多少の三角法計算を行うと、 $\theta$  を陽に解く事ができて、

$$\tan \theta = 2 \cot \beta \frac{M_1^2 \sin^2 \beta - 1}{M_1^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \quad (2-10)$$

非粘性流れでは、任意の流線を固体壁で置き換える事ができる。従って、斜め衝撃波の流れは、凹角に沿う超音速流の解を与える。  $M_1$  および  $\beta$  の値を与えると、  $\theta$  および  $M_2$  の値が決まる。

対称性により、頂角が  $2\beta$  の楔をすぎる流れも同時に得られる。しかし、楔が対称であると言う事は重要ではない。楔の各側の流れはそれぞれの側の面の傾きだけで決まる。これは楔に限らずに一般に言える事である。すなわち、衝撃波の上流へは物体の影響は及ばないから、衝撃波が先端に付着している限り、上下の面は互いに独立である。

## 2.1.2 Taylor-Maccoll 理論

円錐の場合の流れの場は楔の場合ほど簡単ではない<sup>[5][6][9][10]</sup>。後者の場合には、衝撃波と楔の間の領域の流れは一様であるから、斜め衝撃波の解が直接うまく当てはまる。ところが三次元的な円錐の場合には、連続の式を満足しない事からもわかるように、衝撃波の下流の流れは一様ではあり得ない。しかしながらこの流れは解析する上に、非常に役立つ他の特性を備えている。上流への栄光が限られている事から、円錐は半無限であると仮定して構わない(図 2.3)。そうすると問題には基準となる特性的な長さが無いから流れの性質は角  $\beta$  に関して変化するだけである。すなわち頂点から出る各“放射線”上で状態は一定である。このような流れの場は錐状であると言われる。軸対称性から、図 2.3 に示すような、ある一つの子午面内の放射線だけを考えれば良い。衝撃波と円錐の間では状態は放射線毎に変わり、従ってこれを横切る流線に沿って状態は変化する。

この解の要点は、等エントロピー的な錐状流を円錐衝撃波に適合させる事にある。流れの等エントロピー的な領域では三次元方程式は錐状変数  $r, \theta, z$  で書き直され、非線形の常微分方程式になるが、これは数値的に解かなければならない。一方、衝撃波直後の状態は簡単な斜め衝撃波の“跳び”の関係から直ちに与えられる。なぜならこの解は任意の衝撃波面に対して常に局所的に適用できるからである。衝撃波直後の流れは、等エントロピー的な錐状の場に調和しなければならないが、この条件によって解を決める事ができるのである。

$M_1=2$  で半頂角が  $10^\circ$  の円錐についての典型的な結果を図 2.3 に示す。図 2.3 の圧力分布は円錐の軸に平行な線に沿ったものである。圧縮の一部は衝撃波を通る時に起こるがさらに表面圧  $p_c$  に至るまで等エントロピー的な圧縮が続く。流線は曲がっている。比較のため、同じ半頂角の楔に対する圧力分布も示してある。三次元降下によって円錐による圧縮は楔に対する圧力よりもずっと弱い。これは表面圧力が低く、衝撃波角も小さい事から推察される。もう一つの違いは衝撃波がずっと低い Mach 数で離れる事である。Mach 数及び頂角の函数として描いた衝撃波角と表面圧力を図 2.4 及び図 2.5 に示す。

## 2.2 Waverider 理論

従来の航空宇宙機と比較して、比較的高い揚抗比の実現を可能にしたものが Waverider である。Waverider は(極)超音速飛行体として定義され、機体の全前縁部に衝撃波が付着する特殊な機構を持つ事が知られている。Waverider に関する研究には過去にも様々な研究がなされており<sup>[11]-[15]</sup>、その可能性は非常に興味深い。その要因の一つとして、Waverider 理論は基本的で簡易な流れのみから高揚抗の実現を可能にする形状を決定することが挙げられる。

極超音速流は極超音速飛行に付随するものであり、それ故に様々な飛翔体形状の空力特性は非常に興味のある項目である。幾つかの飛行体の局所部分については既に研究がなされている。翼の鋭利な前縁部には、十分にそれを現しているとして楔が用いられる。軸対称機体形状の尖鋭な先端部には、十分にそれを現しているとして円錐が用いられる。

簡潔に述べると、飛行体はその自重を支えるために十分な揚力を発生させなければならず、また機体に生じる空力抵抗に打ち勝つだけの推力を得なければならない。当然、そこにたどり着くには幾つもの要因があり、例えば安定性能、操縦性能、軌道を外れた場合の効果などが考えられる。これらは当然極超音速飛行体設計時に配慮されている。だが、それにも関わらず一般的には小さな抗力しか生まず、一方で大きな揚力を生み出せる機体形状が望まれるのである。そのため、揚力を発生させる機体形状に対する簡単な性能指数として扱われる、高い「揚力-抗力比」(Lift-to-Drag ratio, L/D)の実現が重要な要因となる。

伝統的には、少なくとも低速飛行において飛行体は胴体や主翼、尾翼といったそれぞれの個別部品の性能を組成して作られる。機体全体の空力特性は、各部の干渉を考慮した修正は必要では有るが、各部固有の空力特性を線形に組み合わせ得られる。これらは経験則によって証明された要求を十分満たす機体設計法である。しかし、この設計法は線形理論が十分に作用するという礎の元に成り立っていることに注意せねばならない。

しかしながら、極超音速飛行体設計に関しては線形理論に基づいた伝統的な解析手法はその有効性を失ってしまう事が証明されている。現在の高速度飛行体設計は融合・統合形状として扱われ、容易に胴体や主翼、尾翼といった構成要素に分割することが困難である。

各部を統合した飛行体の空力特性に関する研究法の一つとして Waverider 形状を用いた手法が挙げられる。定常流において気流が流面を横断しないために、定常非粘性流において流面を固体表面として扱える。残りの流れ場は、新規同定な固体表面を通過する非粘性流と解釈できる。このため、同定の特殊な表面によって知られた流れ場から、新しい流れ場を構築する事が可能となる。これは流れ場形状を構築するための逆設計法である。逆設計法は、低速での理論空気力学から作り出された機体を通過する流れ場の導出方法として、古来より用いられている手法である。

平板斜め衝撃波、超音速楔流れ、円錐を通過する軸対称超音速流れなどに付随したよく知られ

た流れ場から構築された膨大な数の空力形状が存在する。これらのうちの幾つかは、飛行可能な機体形状としての可能性を持つ。その腹側の高圧な圧縮領域は付着している衝撃波によって覆われる。残りの表面は、主に背側である事が多いが、一様流そのものであるか少なくとも低圧領域となっている。これらのタイプの飛行体は機体下部に発生した衝撃波に乗っているように見えるために”Waverider”と呼ばれるのである。乱流流れ場は原則的に圧縮領域と弓形衝撃波の間の衝撃波層領域に閉じ込められる。斜め衝撃波および楔流れから派生する形状(Wedge-derived Waverider)と軸対称錐状流れから派生する形状(Cone-derived Waverider)に関して以下に詳細を述べる。

Waverider に関する基本的な概念は、楔派生 Waverider の一種である CARET WAVERIDER を提案した Nonweiler(1963)によって生み出された。この概念は Jones(1963)によって錐状流に拡張された。更には、Kuchemann(1978)と Hensch and Nielsen(1986)によって拡張された。

## 2.2.1 楔派生型 Waverider (Cone-derived Waverider)

### 2.2.1.1 Caret Waverider

図 2.6 に描かれたような楔を通過する極超音速流を考える。楔の水平上面を主流と平行とし、気流を楔を通過させる事で角度  $\alpha$  だけ下向きに偏向させる。斜め衝撃波角度は  $\omega$  である。今、主流に平行である上面の線 AB を考える。線 AB を軸として回転させた平面は全て主流に平行である事は自明である。ここで、図 2.6 に示されるような垂直方向から角度  $\alpha$  だけ回転し、点 C を通過するある一つの平面について注目する。この平面を面 ABC と定義する。対称形状を構築するために、先程と同様に主流に平行な面 ABD を選択する。これによって二つの面 ABC と面 ABD はそれぞれ垂直方向に対して対称な面となる。これらの二つの平面を Cone-based Waverider 機体形状の上面(背側)とする。

上面形状に加えて気流圧縮領域である下面形状を構築するために、楔の下面にある線 AE に着目する。線 AE を軸として回転したどの平面も、楔によって偏向された気流に対して平行である。面 AEC とその対称な面 AED によって閉空間が形成される。これらの二つの平面は楔によって偏向された気流と平行である。

二つの対称な平面 ABC と AEC、また面 ABD と面 AED によって図 2.6 中の楔と楔を通過する際に発生した衝撃波に挟まれる形で描かれているような CARET 形状が形成される。三角形 ACD の下面にある平面が衝撃波である。これは線 AC と線 AD で表現される CARET WAVERIDER の前縁部に付着する。CARET 形状の上面は主流と平行であり、一方の下面は圧縮面となる。

### 2.2.1.2 揚力および抗力の導出

衝撃波と機体下面の間の圧力は一定値  $p_w$  であり楔の頂角に付随する斜め衝撃波の関係式から導かれる。主流の圧力は一定値  $p_\infty$  である。ベース面での圧力は平均推測値  $p_b$  で与えられる。主流、圧縮面、及びベース面の圧力が定数で与えられるため、圧力によって機体に生じる力を簡単に推算する事ができる。揚力は単純に  $S_p$  で定義される主流に垂直な方向の投影面積に生じる、主流と圧縮面の圧力差を考えれば良い。つまり、

$$L = q_\infty C_{pw} S_p \quad (2-11)$$

ここで

$$\begin{aligned} q_\infty &\equiv \rho_\infty V_\infty^2 / 2 \\ C_{pw} &\equiv (p_w - p_\infty) / q_\infty \\ S_p &\equiv l^2 \tan \beta_w \tan \phi \end{aligned} \quad (2-12)$$

抗力はベース面積  $A_b$  に働く圧縮面とベース面との圧力差から求める。これは造波抵抗  $D_w$  とベース抵抗  $D_b$  に分解する事ができる。

$$D_p = D_w + D_b \quad (2-13)$$

ここで、

$$\begin{aligned} D_w &\equiv q_\infty C_{pw} A_b \\ D_b &\equiv -q_\infty C_{pb} A_b \\ C_{pb} &\equiv (p_b - p_\infty) / q_\infty \\ A_b &\equiv S_p \tan \Delta \end{aligned} \quad (2-14)$$

ベース圧力係数  $C_{pb}$  は通常は負の値を取るとされている。これは主流がベース面の角で膨張するからと考えられる。一般的には、ベース圧力は理論的に決定する事が困難であり、特にベース面の角で膨張する様子は非対称である。

### 2.2.1.3 摩擦抵抗

粘性効果や流体摩擦によって生じる抗力について述べる。摩擦抵抗も揚力や抗力のような機体に生じる力と類似した形式で現す事ができる。

$$D_f = q_\infty C_f S_w \quad (2-15)$$

ここで、 $C_f$  は平均摩擦抵抗係数である。また、 $S_w$  は機体のぬれ面積である。全ぬれ面積は機体の上面のぬれ面積  $S_u$  と下面のぬれ面積  $S_{wc}$  の和で表される。

$$S_w = S_{w\infty} + S_{wc} \quad (2-16)$$

Caret Waverider では、それぞれ以下のようになる。

$$\begin{aligned} S_{w\infty} &= l^2 \tan \beta_w \sec \phi \\ S_{wc} &= l^2 \sqrt{\tan^2 \beta_w \sec^2 \Delta \tan^2 \phi + (\tan \beta_w - \tan \Delta)^2} \end{aligned} \quad (2-17)$$

式(4.3)の有用性は、平均摩擦抵抗係数  $C_f$  がどれだけ良い近似をしているかに依存する。通常、摩擦係数  $C_f$  はレイノルズ数、マッハ数、加熱及び冷却、そして気流が層流であるか乱流であるかに依存する。さらには、理論計算上は粘性-温度関係式とプラントル数にも依存する。以下に摩擦抵抗の寄与を知るための簡単な近似式を示す。

主流と圧縮面において圧力が一定値であるので、局所摩擦低高係数は主流側を平板流として、圧縮側を楔として想定し見積もる。どちらの場合も非粘性での表面上の流線に沿った圧力勾配はゼロである。このため、流線に沿って見積もられた局所摩擦抵抗係数は外部流条件において適用されている平板の場合と同様に扱える。この際、実際は境界層内において交流が生じている事を無視している。ここでプラントル数を 1 と仮定し、また流体の粘性は温度に比例するものとする。主流条件を元に、平板に対する局所摩擦抵抗係数は以下のようになる。

$$(C_f)_{local} = \frac{0.664}{\sqrt{R_{ex}}} \quad (2-18)$$

ここで、

$$R_{ex} = \frac{\rho_\infty V_\infty x}{\mu_\infty} \quad (2-19)$$

は主流レイノルズ数である。x は流線上の前縁からの距離である。Caret Waverider の主流に対する摩擦抵抗係数を得るために機体上面での全摩擦力を見積もり、機体上面の面積で除する。これは式(2.18)を前縁からベース面まで積分し、更に横方向(側面方向)に全ての流線を横断するように積分する事で得られる。この積分過程で要素 8/3 が得られ、機体上面に対する平均摩擦抵抗係数は式(2.20)として得られる。

$$(C_f)_\infty = \frac{(8/3)(0.664)}{\sqrt{R_{el}}} = \frac{1.771}{\sqrt{R_{el}}} \quad (2-20)$$

ここで

$$R_{el} = \frac{\rho_\infty V_\infty l}{\mu_\infty} \quad (2-21)$$

は Waverider 機体長 l を基準長さとした主流レイノルズ数である。

圧縮面(機体下面)に対する平均摩擦抵抗係数は機体上面の場合と同様の手法によって得る事

ができる。しかし、境界層に対する外部流の条件は斜め衝撃波背後の条件に変更せねばならない。この点を考慮し、主流条件を参考条件として使う事で以下の式を得る。

$$(C_f)_c = \sqrt{\frac{p_w}{p_\infty} \frac{1.771}{\sqrt{R_{cl}}}} \quad (2-22)$$

このため、圧縮面での平均摩擦抵抗係数は機体上面での平均摩擦抵抗係数よりも  $\sqrt{p_w/p_\infty}$  分だけ大きな値となる。全ぬれ表面に対する平均摩擦抵抗係数は以下のように表せる。

$$(C_f)_c = \frac{1.771F}{\sqrt{R_{cl}}} \quad (2-23)$$

ここで

$$F \equiv \frac{S_{w\infty} + \sqrt{\frac{p_w}{p_\infty}} S_{wc}}{S_w} \quad (2-24)$$

式(2.18)内で  $C_f$  は  $R_{cl}$ 、衝撃波通過による圧縮比  $p_w/p_\infty$ 、そして物体の鋭利さに依存する事を示している。例えば、細長い機体形状では  $S_{w\infty}$  と  $S_{wc}$  はほぼ等しい。もし、 $R_{cl} = 10^6$  ならば  $C_f$  は約 0.0025 となる。レイノルズ数が増加するにつれ、 $C_f$  は減少する。レイノルズ数が十分大きくなれば境界層は遷移し、最終的には乱流になり前述の式の妥当性はなくなる。しかしながら、同一のレイノルズ数で乱流の場合には、層流を仮定した時の推測値よりも大きな値となる事は確実に言えるであろう。更には、より詳細に粘性-温度関係式を用いるならばマッハ数が増加するにつれて  $C_f$  が減少する事も言えるであろう。

## 2.2.1.4 揚抗比の導出

飛行体の空力効率<sub>0</sub>は揚力-抗力の比、揚抗比で評価する事ができ、超音速飛行体に対しては以下の式で表せる。

$$\frac{L}{D} = \frac{L}{D_w + D_b + D_f} \quad (2-25)$$

Caret Waverider に対しては、以下のように表せる。

$$\frac{L}{D} = \frac{1}{\tan \Delta \left[ 1 - \frac{C_{pb}}{C_{pw}} + \frac{C_f (S_w / S_p)}{C_{pw} \tan \Delta} \right]} \quad (2-26)$$

## 2.2.2 円錐派生型 Waverider (Cone-derived Waverider)

### 2.2.2.1 Cone-derived Waverider

軸対称錐状流の特性に関しては極めて詳細に知られており、その結果としてこれらの流れに付随した流面を有効活用する事で Waverider 形状を構築する事が可能となる。錐状流より導きだされた円錐派生型 Waverider (Cone-derived Waverider と呼ばれる) の形状は、機体形状の中心に体積が集中するために対応する楔派生型 Waverider と比較すると、結果として大きな体積を持つ事となる。以下では本研究で模型作製対象とした Cone-derived Waverider の中でもより一般的な General Cone-derived Waverider について紹介する。

### 2.2.2.2 ベース面の描写

ここで主流に平行な曲率の上面を有する Waverider について考える。図 2.7 に描かれているような垂直方向に対象な断面内で下向きの  $x$  軸をもつ極座標系を用いる。 $z$  軸は主流に平行であり、円錐の半頂角  $\theta$  に対して対象な軸かつ円錐衝撃波角  $\beta$  の軸にも平行である。極超音速微小擾乱理論に適合させるために円錐の半頂角と衝撃波角は小さいと仮定する。故にどの主流の流線、つまり  $z$  軸に平行などの線も

$$r \sin \theta = \text{const.} \quad (2-27)$$

の式で表す事が可能となる。微小角に対しては、これは簡単に

$$r \theta = \text{const.} \quad (2-28)$$

となる。特定の主流に対する定数は流線がどこの衝撃波面 ( $\theta = \beta$ ) またはベース面 ( $z=1$ ) を横断するかで決定される。もし衝撃波が交差する場所での特定の定数を求めるならば、以下の式を得る。

$$r \theta = r_s(\phi) \beta \quad (2-29)$$

ここで、 $r_s(\phi)$  は衝撃波上での半径位置である。異なる流線はパラメータ  $\phi$  による方位角によって支配される異なる方位角上の位置を持つ。これはベース面での主流流線の交差点において、 $r_s(\phi)$  の  $\phi$  に対する関数依存性を特定するのに都合がよい。流線に対する定数がベース面形状によって決定されるならば、微小角に対し  $r \cong 1$  であるので

$$r \theta = l \theta_{\text{ob}}(\phi) \quad (2-30)$$

を得る。ここで、 $l \theta_{\text{ob}}(\phi)$  はベース面での流線の位置の極角である。これは流線から流線までの  $\phi$  に伴って変化する。式(2.28)と(2.29)から



$$\frac{r_s(\phi)}{1} = \frac{\theta_{\infty b}(\phi)}{\beta} = \frac{1}{\sigma} \frac{\theta_{\infty b}(\phi)}{\delta} \quad (2-31)$$

この式(2.31)から衝撃波の位置  $r_s(\phi)$  がわかる。これはベース面の関数  $\theta_{\infty b}(\phi)$  から Waverider の前縁であることがわかる。式(2-30)は Waverider の気体上面に対する式である。圧縮面に対する式は仮想円錐の衝撃波層内の流線の描写によって決定する。

$$r = r_s(\phi) \left[ \frac{\beta^2 - \delta^2}{\theta^2 - \delta^2} \right]^{1/2} \quad (2-32)$$

ここで、 $\theta = \delta$  のとき  $r = r_s$  である。ベース面では  $r = 1$  のとき  $\theta = \theta_b$  とする。(2-31)と(2-32)から  $\theta_{cb}$  を解くと、式(2-33)になる。

$$\left[ \frac{\theta_{cb}(\phi)}{\delta} \right]^2 = 1 + \left[ 1 - \frac{1}{\sigma^2} \right] \left[ \frac{\theta_{\infty b}(\phi)}{\delta} \right]^2 \quad (2-33)$$

式(2-33)はベース面での圧縮面の後縁  $\theta_{cb}(\phi)$  を与え機体上面についてはベース面における後縁  $\theta_{\infty b}(\phi)$  を与える。

ベース面での Waverider 形状を関数規格化の式(2.34)を用いて表現すると便利である。

$$R_{\infty b} \equiv \frac{\theta_{\infty b}(\phi)}{\delta} \quad \text{and} \quad R_{cb} \equiv \frac{\theta_{cb}(\phi)}{\delta} \quad (2-34)$$

関数  $R_{\infty b}$  と  $R_{cb}$  は、図 2.8 に示すようにベース面で規格化された主流までの半径方向距離と、 $z$  軸からの圧縮面までの半径方向距離である。デカルト座標での規格化において、

$$\begin{aligned} X &\equiv \frac{x}{l\delta} \quad \text{and} \quad Y \equiv \frac{y}{l\delta} \\ X &= R \cos \phi \quad \text{and} \quad Y = R \sin \phi \\ R &= \sqrt{X^2 + Y^2} \end{aligned} \quad (2-35)$$

となる。故に気体上面の後縁曲面は  $R = R_{\infty b}(\phi)$  あるいは  $X = X_{\infty b}(Y)$  と表現され、圧縮面後縁曲線に類似する。式(2.31)と(2.32)は式(2.36)と(2.37)で表される。

$$\frac{r_s(\phi)}{1} = \frac{1}{\sigma} R_{\infty b}(\phi) \quad (2-36)$$

$$R_{cb}^2(\phi) = 1 + \left[ 1 - \frac{1}{\sigma^2} \right] R_{\infty b}^2(\phi) \quad (2-37)$$

ベース面では衝撃波は  $\phi = \phi_1$  に存在し、

$$R_{cb}(\phi) = R_{\infty b}(\phi_1) = \sigma \quad (2-38)$$

のようになる。対称面内で  $R_{\infty b}(0)$  を  $R_0$  と表すならば、対称面での衝撃波の位置と対称面での Waverider の前縁の位置は

$$Z_s(0) \cong r_s(0) = 1R_0 / \sigma \quad (2-39)$$

で与えられる。このため、Waverider 機体長は

$l_w = l\{1 - (R_0 / \sigma)\}$  で与えられる。図 2.9 のように衝撃波層内の流線は仮想円錐の対称軸である  $z$  軸を通る同軸面内に存在する。

### 2.2.2.3 揚力及び抗力の導出

圧縮面で圧力が変化する事と、圧縮面そのものが複雑な形状をしているために、機体表面全体で直接積分して圧力を決定するのは不便である。そのため積分が容易にできる他の面を選ぶ必要がある。

図 2.10 のような制御面を選択する。まず始めに Waverider の上面。次に上流側の衝撃波を抱え込む面。三つ目は主流に垂直なベース面である。Waverider の base と等しいベース面の一部はベース抵抗のみを生む。圧縮面と衝撃波の間の衝撃波層を含むベース面の一部は  $S_b$  で表され、揚力と造波抵抗を生み出す。図 2.10 のように下方向の単位ベクトルを  $\hat{e}_x$ 、主流方向の単位ベクトルを  $\hat{e}_z$  とする。ベース面に垂直な外向きのベクトルは  $n = \hat{e}_z$  となる。故に、圧縮層の速度成分は

$$V_x = V \cdot \hat{e}_x \quad (2-40)$$

$$V_z = V \cdot \hat{e}_z \quad (2-41)$$

となる。揚力と抗力は以下ようになる。

$$L = -F_b \cdot \hat{e}_x = \iint_{S_b} \rho V_x V_z dS \quad (2-42)$$

$$D = F_b \cdot \hat{e}_z = \iint_{S_b} [\rho(V_\infty - V_z)V_z - (p - p_\infty)] dS \quad (2-43)$$

また、速度成分  $V_x$  と  $V_z$  は式(2.44) (2.45)となる。

$$V_x = (u \sin \theta + v \cos \theta) \cos \phi \quad (2-44)$$

$$V_z = u \cos \theta - v \sin \theta \quad (2-45)$$

ここで、極超音速微小擾乱理論を含む近似を考慮し、

$$\frac{u(\theta)}{V_\infty} = 1 - \frac{\delta^2}{2} \left[ \frac{\theta^2}{\delta^2} + \ln \left( \frac{\beta^2}{\theta^2} \right) \right] \quad (2-46)$$

$$\frac{v(\theta)}{V_\infty} = -\theta \left[ 1 - \frac{\delta^2}{\theta^2} \right] \quad (2-47)$$

$$\frac{V^2}{V_\infty^2} = \frac{u^2 + v^2}{V_\infty^2} = 1 - \delta^2 \left[ 2 - \frac{\delta^2}{\theta^2} + \ln \left( \frac{\beta^2}{\theta^2} \right) \right] \quad (2-48)$$

の三式を用いることで、の累乗内の最も次数の低い項のみを残すと次式を得る。

$$L = 2q_{\infty}\delta^2 \iint_{S_b} \left( \frac{\rho}{\rho_{\infty}} \right) \frac{\cos\phi}{\theta} dS \quad (2-49)$$

$$D = q_{\infty}\delta^2 \iint_{S_b} \left[ \left( \frac{\rho}{\rho_{\infty}} \right) \left( 2 + \ln \left[ \frac{\beta^2}{\theta^2} \right] \right) - \frac{C_p}{\delta^2} \right] dS \quad (2-50)$$

ここで

$$\frac{C_p}{\delta^2} = 1 + \frac{\rho(\beta)}{\rho_{\infty}} \left( \ln 1 - \frac{\delta^2}{\theta^2} + \left[ \frac{\beta^2}{\theta^2} \right] \right) \quad (2-51)$$

積分内の ( ) の変化は他項の変化と比較して無視しうる。故に、

$$\frac{\rho(\theta)}{\rho_{\infty}} \cong \frac{\rho(\beta)}{\rho_{\infty}} = \frac{\sigma^2}{(\sigma^2 - 1)} \quad (2-52)$$

加えて、微小角では  $ds = l^2 \theta d\theta d\phi$  である。これらの近似とともに での積分は  $\phi_{cb}(\phi)$  と の間で実行できる。正規化変数により、式(2.53) (2.54)を得る。

$$L = q_{\infty} l^2 \delta^3 \frac{4\sigma^3}{\sigma^2 - 1} \int_0^{\phi} \left[ 1 - \frac{R_{cb}(\phi)}{\sigma} \right] \cos\phi d\phi \quad (2-53)$$

$$D = q_{\infty} l^2 \delta^4 \frac{\sigma^2}{\sigma^2 - 1} \int_0^{\phi} \left[ 1 - \frac{R_{cb}^2(\phi)}{\sigma^2} - \ln \left( \frac{R_{cb}^2(\phi)}{\sigma^2} \right) \right] d\phi \quad (2-54)$$

このように、揚力と造波抵抗は圧縮面後縁の関数  $R_{cb}(\phi)$  を含む汎関数によって決まる。

## 2.2.2.4 幾何変数

ベース面積、投影面積、体積のそれぞれは主流表面後縁関数  $R_{cb}(\phi)$  の汎関数で表される。

$$A_b = l^2 \delta^2 \int_0^{\phi} \left[ 1 - \frac{R_{cb}^2(\phi)}{\sigma^2} \right] d\phi \quad (2-55)$$

$$S_p = l^2 \delta^2 \sigma \int_0^{\phi} \left[ 1 - \frac{R_{cb}^2(\phi)}{\sigma^2} \right] \cos\phi d\phi \quad (2-56)$$

$$V = l^3 \delta^2 \int_0^{\phi} \left[ \frac{1}{3} - \frac{R_{cb}^2}{\sigma^2} + \frac{2}{3} \frac{R_{cb}^3}{\sigma^3} \right] d\phi \quad (2-57)$$

これらの積分は式(2.32)を用いて  $R_{cb}(\phi)$  の式として書き換えが可能である。同様の結果が体積中心に対しても得られる。

### 2.2.2.5 むれ平面

摩擦抵抗を見積もるためにむれ表面面積を知る事が必要である。機体上面のむれ面積は式(2.58)から得られる。

$$S_{wp} = 2l^2 \delta \int_0^{\phi_1} \left[ 1 - \frac{R_{\infty b}}{\sigma} \right] \left[ R_{\infty b}^2 + \left( \frac{dR_{\infty b}}{d\phi} \right)^2 \right]^{1/2} d\phi \quad (2-58)$$

圧縮表面のむれ面積はより複雑であり、式(2.59)で表される。

$$S_{wc} = 2l^2 \delta \int_0^{\phi_1} \int_{a_\phi}^1 \left[ R_c^2 + \left( \frac{\partial R_c}{\partial \phi} \right)^2 \right]^{1/2} dx d\phi \quad (2-59)$$

ここで

$$a_\phi \equiv \frac{R_{\infty b}(\phi)}{\sigma} \quad (2-60)$$

$$R_c^2(\phi, x) \equiv 1 + \frac{R_{cb}(\phi) - 1}{x^2} \quad (2-61)$$

ここで  $S_{wc}$  には2つの積分が含まれている。最初の積分はダミー変数  $x$  で実行され、それから  $\phi$  で積分される。

### 2.2.2.6 摩擦抵抗

平均表面摩擦係数は楔派生型 Waverider の平均摩擦係数の式と類似した式で表す事ができる。しかしながら、この場合機体上面全体での平均表面摩擦変数  $F_0$  は(2.62)で表される。

$$F_0 = \frac{4l^2 \sigma}{S_{w\infty}} \left( \frac{l_w}{l} \right)^{1/2} \int_0^{\phi_1} \left[ 1 - \frac{R_{\infty b}}{\sigma} \right]^{1/2} \left[ R_{\infty b}^2 + \left( \frac{dR_{\infty b}}{d\phi} \right)^2 \right]^{1/2} d\phi \quad (2-62)$$

引数  $F$  は式(2.19)から与えられる。

### 2.2.2.7 放物線前縁を有する Waverider

本研究では、放物線前縁を有する Waverider を風洞実験用模型のベースとして扱っている。その理由として、模型作成時に機体の片面が平坦な形状を作成できることが挙げられる。これにより、ラ

ピッドプロトタイプ装置を用いた模型作成時間を大幅に短縮することができるからである。

式(2.63)のように直交座標で与えられた機体上面の後縁曲線を有する楔派生型 Waverider について考える。

$$X_{\infty b}(Y) = R_0 + \frac{\sigma \cos \phi_1 - R_0}{\sigma^2 \sin^2 \phi_1} Y^2 \quad (2-63)$$

ここで  $\sigma$  と下半角  $\phi_1$  を固定し、 $R_0$  をパラメータとして見なす。式(2.63)で  $X = R \cos \phi$  と  $Y = R \sin \phi$  とおき、 $R(\phi)$  を求めると(2.64)を得る。

$$R_{\infty b}(\phi) = \frac{2R_0}{\cos \phi + \sqrt{\cos^2 \phi - 4R_0 b \sin^2 \phi}} \quad (2-64)$$

ここで

$$b \equiv \frac{\sigma \cos \phi_1 - R_0}{\sigma^2 \sin^2 \phi_1} \quad (2-65)$$

圧縮面の後縁曲線  $R_{\infty b}(\phi)$  は(2.37)のを用いても決定できる。機体上面後縁の楕円曲線は図 2.11 のようになる。 $K_\delta = 1$ 、 $\phi_1 = 50^\circ$ 、 $\gamma = 1.4$ 、それに対し  $\sigma \equiv 1.48$  である。

パラメータ  $R_0$  は四つの値  $R_0 = n(\sigma \cos \phi_1)$  とともにパラメトリックに変化させている。ここで  $n = 1/4, 1/3, 1/2, 1$  である。 $n=1$  の場合は平坦な Waverider である。また、投影面は双曲線になる。 $n=1/4$  の曲線では 1 より の値が大きく、図に示すように許容できなくなる。これは  $R_{\infty b}(\phi)$  の値が現実的でない事を示している。

この点において、 $R_{\infty b}(\phi)$  は常に  $\phi$  の一価関数でなくてはならず、また  $X_{\infty b}$  は常にどの与えられた  $Y$  の値 ( $0 < Y < \sigma \sin \phi_1$  で)  $\cot \phi_1 \cdot 1$  よりも大きくなくてはならない。

故に機体上面の後縁曲線は図 4.13 で示したように、 $\phi = \phi_1$  で衝撃波を横切る場合を除いて常に下半角の下に無ければならない。双曲線の頂点の形状にとって、このことが  $n$  が  $1/2$  以上でなければならぬ条件となる。 $n=1/2$  のとき、双曲線カーブは  $= 1$  での下半角断面に(一点で)接している。また、二つの曲線が衝撃波上で尖点のように交錯する。このとき、ベース面での Waverider 形状は外側の前縁で薄い wingleet を持つように見える。 $n=1$  のとき、双曲線の頂点は  $X_{\infty b} = R_0 = \sigma \cos \phi_1 = \text{const.}$  で平らな頂点にまで下がる。図 2.12 には示されていないが、 $1 < n < \sec \phi$  の場合に機体上面は凹になる。

図 2.12 は  $n=1/2, 1/3, 1$  のときの投影面とベース面を示したものである。 $K_\delta = 1$ 、 $\phi_1 = 50^\circ$ 、 $\gamma = 1.4$ 、のパラメータはベース面に対しては同じであり、 $l$  と  $\delta$  は固定である。ベース面の幅は同じであるが、 $lw = l\{1 - (R_0 / \sigma)\}$  により機体長が形状によって変化する様子が確認できる。

以上のように、特別な場合を除いて揚力と抗力および Waverider の幾何的な特性は、一般的には数値積分を用いて求められなければならない。

## 2.3 遺伝的アルゴリズム

### 2.3.1 概要

遺伝的アルゴリズム<sup>[16]</sup>とは、生物の進化の過程を真似て作られたアルゴリズムで、確率的探索、学習、最適化の一手法である。この遺伝的アルゴリズムの最大の特徴としては、解空間構造が不明であり、決定的な優れた解法が発見されておらず、また、全探索が不可能と考えられるほど広大な解空間を持つ問題に有効であることが挙げられる。その遺伝的アルゴリズムの基本を構成している重要な処理プロセスは、以下の3つである。

選択 (selection)

交叉 (crossover)

突然変異 (mutation)

これらを繰り返し行うことで、人工的な進化を行い、最適解を発見する。

遺伝的アルゴリズムは、ダーウィンの進化論をモチーフにしている。進化論の基本的な概念は「地球には、いろいろな個体がいる。そして環境に応じて、より優秀な個体だけが子孫を残すことができ、劣等な個体は淘汰される。また、残った個体は突然変異を起こす場合があって、前の世代よりも優秀になることも、逆になることもある。こうしたことを繰り返して、我々は進化してきた」ということであり、遺伝的アルゴリズムの概念もこれに一致する。

ここで、優秀な個体というものは、「環境に適応し、優れた適応能力をもつ者」ということができ、また、優れた者の子は、優れた親の遺伝子を受け継いでいるため、やはり優れた者である可能性が高い。また、遺伝子に突然変異が起こることによってより優れた者になる可能性もあります。こうして集団から、環境に適応できなかった者の遺伝子が消え去り、環境に適応した者の遺伝子が増えていくことで集団全体が進化する。このように、“優秀な個体”を“良い解”と見立て、進化の手法を用いて見つけ出そうというのが、遺伝的アルゴリズムである。

遺伝的アルゴリズムの実際の処理手順を、以下に示す。

1. 初期集団の生成
2. 終了条件が満たされるまでループ
  - (a) 適応度の評価
  - (b) 選択
  - (c) 交叉
  - (d) 突然変異

図 2.13 に遺伝的アルゴリズムの処理手順を示す。

## 2.3.2 コーディング

遺伝的アルゴリズムでは、次のように置き換えて、個体集団(解集団)を進化させることによって、良好な解を探索する。

生物	個体、染色体 (解)
生存能力	適応度 (解の品質)
生殖行動	交叉
環境	解空間構造および広さ

このように、遺伝的アルゴリズムでは解を染色体(遺伝子の組)という形で表現する。これは解の持つ特徴を一定のルールに従って記述したもので、このルールを決めて遺伝子を決定することをコーディングと言う。つまり、個体をどう表現をするかということが重要になる。

個体を表す文字列としては、2 値{0,1}の並びである文字列を用いる。すなわちビット列によるコード化を用いる。ここで、各遺伝子は 0 または 1 の各ビットに対応している。

例として、定義域[-1,2]の変数  $x$  の実数値表現を行うために、個体を{0,1}のビット列で表す。文字列の長さは必要な精度に依存する。ここでは小数点第六桁までとする。この精度を求める場合にはこの定義域を  $3 \cdot 10^6$  個の等しい領域に分割しなければならない。

$$2^{21} < 3 \cdot 10^6 \leq 2 \cdot 10^{22}$$

であるから、文字列(染色体)は 22 ビット必要になる。このビット列を実数値へ戻すデコード化も、文字列に現れる 2 進数を基数 2 から基数 10 に変換して分割された領域の大きさを掛けてやれば容易に行える。また、変数が増えても各要素を 2 進数で表現して、各変数に必要なビット数を求め、2 進数文字列を順に並べてつなぎ合わせればよい。

## 2.3.3 初期集団の生成

コーディングの次は、進化の過程での第 1 世代となる初期集団を発生させることが必要となる。初期世代を決定する際には、経験的な情報等があればそれを考慮しても良いが、一般的にはランダムに生成する事が多い。

## 2.3.4 適応度の評価

遺伝的アルゴリズムでは適合度の高い個体が生き残り増殖するので、対称となす最適化問題が目的関数  $z(x)$  の最小化問題なのか、あるいは目的関数  $u(x)$  の最大化問題化に対応して適合度  $f(s_i)$  の計算方法が違ってくる。ここで適合度は文字列(ビット列)  $s_i$  の関数として定義する。

圧力抵抗のような最小化問題の目的関数  $z(x)$  野場合は、 $C_{\max} - z(x) \rightarrow 0$  となるような  $C_{\max}$  を導入して  $f(s_i) = C_{\max} - z(x)$  と定義する事にする。ただし  $C_{\max}$  は事前にわからない事が多いので、一つ前の世代までに得られたものの中の最大値とする。

## 2.3.5 選択

次世代に残る遺伝子候補を選択する方法は以下のようなものがある。

・tournament 選択

集団の中から、2個の遺伝子をランダムに選び出してその中で適合値の大きいものを選択する。

・simplex 選択(集団が少ない場合に有効)

集団の中で適合度(目的関数値)が最大のものを無条件で次の世代に残す。また、その遺伝子を突然変異させる。

図 2.14 に上記の選択手法の概念図を示す。

## 2.3.6 交叉

交叉というのは2つの親となる個体(染色体)を持ってきて、ある規則をもってそれらの遺伝子を組み換え、親の性質を受け継いだ2つの個体を生成するというプロセスである。その規則も様々なものが提案されているが今回用いたのは図 2.15 に示す一様交叉と呼ばれる方法である。

一様交叉では0,1からなるビット列のマスクを用いて実現する。まずこのマスクにランダムに0,1の文字列を発生させる。図 2.15 のように2つの親をA,Bとし、生成される子をa,bとする。このとき、aの遺伝子是对应するマスクが1のときは親Aから受け継ぎ、マスクが0のときは親Bから受け継ぐ。逆にbの遺伝子是对应するマスクが0のときは親Aから受け継ぎ、マスクが1のときは親Bから受け継ぐ。図 2.15 では交叉の様子が分かりやすいように a や a などの文字を用いているが、実際は親も子もビット列で書かれているためそれらは1か0に相当する。従ってマスクが1であってもその時の2つの親のビットが等しければ、あたかも交叉は行われていないように見える。

## 2.3.7 突然変異

突然変異とは、ある確率をもって遺伝子に対立遺伝子に入れ換えてしまう操作である。これは図 2.16 にあるように、ビット表示された遺伝子が0ならば1に、また1ならば0に換わってしまう。これはプログラム上では次のように書かれる。まず、突然変異確率  $P_{\text{mutation}}$  を決めておいて、交叉を終えた子の遺伝子それぞれについて0~1までの実数をランダムで発生させる。そしてそのランダム



に発生した実数が  $P_{\text{mutation}}$  を下回った時のみ、遺伝子を突然変異させる。図 2.16 では左から 4 番目の遺伝子のランダム数が 0.006 と  $P_{\text{mutation}}$  を下回ったので、その遺伝子は 1 から 0 に変異している。

一般には、この  $P_{\text{mutation}}$  は 0.01 程度と小さい。この確率が大きすぎると集団が収束しなくなってしまうので、適切な値を決めてやる事が大事である。

## 2.3.8 シンプレックス遺伝的アルゴリズム

### 2.3.8.1 シンプレックス選択

一般に遺伝的アルゴリズムのパラメータである集団サイズを選ぶとき、できるだけ大きい方が良くとされている。集団が小さすぎると、たいていの場合早く収束してしまう。つまり遺伝的アルゴリズムは早い世代で局所最適解へと収束してしまう。しかし、集団が大きすぎると、準最適解は求められるが過度の適合度評価が必要となってしまう。そこで遺伝的アルゴリズムの応用として小さな集団をうまく用いるためにシンプレックス選択と言う手法が考えられた。この小さな集団を用いる手法に基づいて、Krishnakumar(1990)は集団サイズが 5 というマイクロ遺伝的アルゴリズムを開発した。

シンプレックス選択では、与えられた世代で最もよい解を変化させずに次の世代へ受け継ぎ、現在の最良解はその時点までに発見された全ての解と比べて少なくとも同程度の良さである事を保証した選択方式である。つまりシンプレックス選択を用いた遺伝的アルゴリズムでは、ある初期集団から始め、その初期集団可能性が最大の解を次の探索の出発点として用いる事になる。

### 2.3.8.2 シンプレックス遺伝的アルゴリズムによる最適化

シンプレックス遺伝的アルゴリズムの機構は以下ようになる。

- 1) 初期集団のための  $N$  個のストリング(ビット列)をランダムに生成する。ここで  $N$  は小さな基数である。
- 2) 各ストリングの適合度を評価する。適合度に基づいて最良解を選び、 $N$  番目の一にそれを配置して、変更せずに次の世代に残す。
- 3) 集団中の互いに隣り合ったストリングに、生存権をかけて互いに競争させる。つまりストリング 1 とストリング 2 のうち、より適合度の高いストリングを交叉場に置く。そしてストリング 3 と 4 のうち、より適合度の高いストリングを交叉場に置く。この競合はストリング  $N-2$  と  $N-1$  の競合になるまで続けられる。こうして集められた交叉場内の  $(N-1)/2$  個のストリングが交叉され、次の世代に残される。
- 4) この時点で、次の世代には  $(N-1)/2+1$  個のストリングがある。残りの  $(N-1)/2$  個のストリングはランダムに生成される。実際には、それらのストリングは確率  $P_{\text{simplex}}$  で最良ストリング突然変異させる

事で形成される。

5) 世代数が終了世代数に至るまで2) ~ 4)を繰り返し行う。

図2.17を見ればシンプレックス遺伝的アルゴリズムの特徴がわかる。図2.17において上側の数字がビット列で下段が適合度である。このプロセスを見ると、シンプレックス遺伝的アルゴリズムは遺伝的アルゴリズムに勾配法を加えた応用と言えるかもしれない。

## 2.3.9 遺伝的アルゴリズムの長所と短所

以下に遺伝的アルゴリズムの特徴を挙げる。

- ・ 長所

実用時間内に比較的優れた解を求めることができる。

幅広い応用範囲を持っており、さまざまな問題に適応できる。

多点探索アルゴリズムのため、関数の連続性の影響を受けにくい。

- ・ 短所

パラメータやコーディングに対する一般的な規範がない。

問題に適用する一般的な方法が存在しない。

## 2.4 Waverider 設計への応用

以上本章内で説明した Waverider 理論と遺伝的アルゴリズムを用いて、風洞実験に使用する Waverider 模型の形状データを作成する。本実験では高揚抗比を実現し、かつ実験機や実機として飛行するために高ペイロードも同時に実現できる Waverider を目指す。主にこの二項目を最大化すべく Waverider 理論と遺伝的アルゴリズムを融合し、形状設計を行った。

### 2.4.1 Waverider 設計コンセプト

本研究では、風洞実験を利用して高揚抗比の実現が容易である極超音速機 Waverider の空力特性を調べることを目的としている。Waverider の設計パラメータを決定する際に、JAXA が開発に着手している極超音速機 HYTEX を参照した。HYTEX は高度約 25km 付近をマッハ数 5 で飛行する極超音速機である。また、2015 年にはマッハ数 5 飛行実証計画が打ち出されている。その実験機の機体長は約 4.5m である。これに倣い、本研究では機体長を 4.5m とした。また、HYTEX で

は実現が不可能とされる揚抗比 5 程度を目標揚抗比とした。一方で、実験機と比較する上で燃料搭載スペースなどの必要性を考慮し、機体後方三分の一の部分に一定量の直方体を有する機体形状を設計構想に導入した。一方で模型作製時の容易さと作成時間短縮の観点から、機体上面が平面である Top Flat Conical Waverider を採用している。図 2.18 に Top Flat Conical Waverider の例を示す。

Waverider の想定飛行マッハ数は極超音速風洞の設計マッハ数に適合させ、マッハ数 7 とした。また、想定レイノルズ数も同様に風洞の設定レイノルズ数のオーダーである  $10^5$  に合わせている。

本研究では形状案として以下の三種類の形状を提案した。

TYPE1/TYPE2/TYPE3: 円錐派生型 Waverider

TYPE4: 円錐派生型 Waverider + 楔

TYPE5: HYTEX

については純粋な Waverider 形状ではエンジン等を搭載する部分が限りなく少ない。このため、エンジン搭載部やインテーク部を模擬することを目的として、Waverider を機体中央で分割しその間に楔を挟み込む形状を提案したものが に挙げた TYPE4 形状である。図 2.19 に TYPE4 形状の概要図を示す。機体中央に挟み込んだ楔と、Waverider 設計時の仮想円錐から発生する衝撃波角を一致させるように形状設計を行った。楔の幅は機体長の 10% とした。

の HYTEX については JAXA 田口様から形状データを提供して頂き、模型を作成した。

## 2.4.2 Waverider 形状作成の際の目的関数

以上を踏まえて、第 3 章でラピッドプロトタイプ装置を使用した風洞実験用模型作成を目指して、Waverider 形状設計を行い、その形状座標データを作成する。形状設計には遺伝的アルゴリズムと Waverider 理論を融合させて揚抗比などの空力特性を参考に作成する形状を決定する。遺伝的アルゴリズムを用いて形状設計を行う際に、扱う設計変数として仮想円錐半頂角 および、ベース角 の二つを用いた。この仮想円錐半頂角とベース角に一定量の制限範囲を与え、この範囲内で最大揚抗比を実現できる形状を決定する。表 1 に風洞実験に使用した二つの Waverider の探索領域および遺伝的アルゴリズム条件を示す。

また、本研究では高揚抗比のみではなく、高ペイロードも実現できる Waverider を目標としている。そのため、最適値を求める際に以下の関数を目的関数とした。目的関数を以下に示す。

$$\text{Fitness}(\theta, \phi) = L/D \times \text{payload}$$

$$\text{payload} = 19./162. \times X_r^2 \times X_{lw}$$

$X_r$ : 背側面からの厚さ  $X_{lw}$ : 機体長

この制限範囲内で目的関数を最大化する  $L/D$  を示す設計変数 および を表 2 に示す。また、  
遺伝的アルゴリズム計算による結果を表 3 に示す。

遺伝的アルゴリズム計算によって得られた形状の座標データを作成し、第 3 章で述べるラビット  
タイプ装置を使用した模型作成法へ適応する。

# 第3章 ラピッドプロトタイプ装置を用いた 実験効率化の実際

## 3.1 はじめに

第2章では、本研究で対象とした極超音速飛行体である Waverider の基礎と実際の実験模型の形状データ作成のための遺伝的アルゴリズムについて述べた。本章では、それを踏まえて実際に風洞実験で使用するラピッドプロトタイプ装置を使用した模型の作成法や材料特性を紹介する。また、東京大学柏キャンパスの極超音速風洞の概要と極超音速風洞実験の実験装置等について述べる。

## 3.2 極超音速風洞

東京大学柏キャンパスにある極超音速風洞(図 1.3 参照)はマッハ数が7から9の乾燥空気の気流を生み出す模型射出型の風洞設備で、出口径が $\phi 200\text{mm}$ のノズルが取り付けられている。本研究で設定した風洞側の諸元を表3に示す。本研究ではマッハ数を7に固定した。風洞側で設定できるパラメータとしては、淀み点圧力と淀み点温度、模型の迎角がある。ノズル上流の温度と圧力を淀み点におけるそれとして、測定室内の気流の圧力を気流の静圧であるとして測ることで、気流のマッハ数と一様流の状態量を算出する。ノズル上流の通風中での流れの速度はおよそ  $3\text{m/s}$  程度なのでこれを淀み点のデータとして扱っても差し支えないと考えられる。本研究ではすべての実験において淀み点圧力を  $950\text{kPa}$  で一定とし、淀み点温度についてはペブル式加熱器内の温度を見計らって、適当な温度にて実験を行った( $400\text{K}\sim 600\text{K}$ )。模型の支持はスティングによって行い、また、スティングには六分力較正天秤が取り付けられており、これにより模型の受ける空気力を測定した。模型の迎角は実験ごとに固定もしくはスイープさせた。通風中の模型の動向を撮影するために、CCD ビデオカメラを使用した。また、機体周りの衝撃波を確認するために、シュリーレン法による流れ場の可視化を行った。

この風洞は、駒場第2キャンパスから移設されたもので、当時は淀み点圧力を最高  $5\text{MPa}$  にできる設備であり、背圧はエジェクターにより引くことで必要な圧力比を実現していた。ノズルもこの当時の性能を考慮して作られたものである。柏に移設されたものは淀み点圧力が最高  $1\text{MPa}$  と変更されて、その代わり背圧を真空槽で引くことにより、十分な圧力比が得られるようになっている。このような変更により、レイノルズ数が下がりノズル壁面の境界層が厚くなるため、昔の風洞諸元により作

られたノズルでは、設計されたマッハ数が正確に実現できない可能性がある。また、淀み点圧力の低下により空気の流量が減少し、加熱機内での熱交換が効果的に行われていないため、設定された淀み点温度へ達するまでの所要時間が比較的長くなっている。これは、模型の射出開始時刻を遅らせることで対処した。

### 3.3 風洞模型

風洞実験に使用した模型は、ケミカルウッドと呼ばれるポリウレタンを使用した木材に類似した樹脂を用いて作成した。模型の作成には模型の作成には Roland 社の Modela MDX-20(図 3.1)を用いた。これに関しては本章内“模型作製法”にて詳細を述べる。

模型作製の前に本研究で模型を作成するにあたり、ベースとして Waverider 形状を採用した。Waverider の詳細については第 1 章および第 2 章で述べたが、その形状の最大の特徴として前縁部が鋭利であること、つまり理論的には厚みが 0 である事が挙げられる。これは、Waverider の空力性能を実現するために必要最低限な条件であるが、実際の実験機や輸送機を製造する上では不可能に近く、また可能であるとしても想定飛行条件である極超音速気流中を飛行する事から過酷な空力加熱に晒される事は容易に想像できる。機体製造時には実現しうる空力性能を犠牲にしても空力加熱を免れる事が必要となる。また、Waverider 形状の応用例として Waverider 形状と楔を融合させた応用 Waverider 形状模型についても実験を行った。詳細は第 2 章 4 節で述べたように、Top Flat Conical Waverider を機体中心で分割し、間に楔を設置したものである。

本研究では以下に示す 4 種類の形状について極超音速風洞を用いて実験を行った。

- 1) TYPE1:理論 Waverider 形状(図 3.2 参照)
- 2) TYPE2,TYPE3:理論 Waverider 形状+前縁部に有限厚みを持たせた形状(図 3.3 参照)
- 3) TYPE4:理論 Waverider 形状+中心部にスロープ部を有する形状(図 3.4 参照)
- 4) TYPE5:HYTEX(データ提供:JAXA 田口氏、図 3.5 参照)

1)については設計した Waverider が理論通りの空力性能を実現できるか、また模型の横側からのシュリーレン写真を撮影し、前縁部から発生する衝撃波が理論値衝撃波角と一致するか確認する。加えて、模型の上側からのシュリーレン写真を撮影し、発生した衝撃波が前縁部延長上に存在するか確認する。

2)については有限厚みを有する前縁部が空力性能に及ぼす影響を確認する。また、模型の横側と上側からシュリーレン写真を撮影し、1)の前縁部に厚みを持たない Waverider と比較する。前縁部の厚みは TYPE2 は機体長に対して厚みを 0.5% (以下  $R/L=0.5\%$  と表記する)とし、TYPE3 は機体長に対して厚みを 1.0% (以下  $R/L=1.0\%$  と表記する)とした。

3)については Waverider 形状を利用した極超音速飛行体の一案として計測を行う。空力特性の

計測により Waverider のみの形状と比較を行い、空力性能上のメリット・デメリットを確認する。また、シュリーレン写真撮影を行い、Waverider 形状の衝撃波との違いについて確認する。

4)については極超音速飛行体の参考例としてHYTEXの空力特性を取得し、Waverider形状との比較を行う。また、作成した模型の機体先端は局所加熱を避ける為に有限の厚みを有している。この厚みは約1[mm]であった。JAXA側でも、先端が鋭利な形状のHYTEX以外に、局所加熱を避ける為に先端を丸めた形状のHYTEXの実験を行っている。また、模型保護の観点から機体先端部と翼の前縁部を厚み約0.1[mm]のアルミテープで保護してある。

### 3.3.1 ケミカルウッドの特徴

本研究では、模型材料としてケミカルウッドと呼ばれる合成樹脂の一種であるポリウレタン樹脂を用いた。ケミカルウッドの特性として、木材に見られる木目が存在しないため切削加工性に優れ、安価であり、入手しやすい事が挙げられる。また、樹脂であるため環境に良いと言う特徴も持ち合わせている。

製品開発の際には、試作の段階ではデザインや使い勝手を見るためにケミカルウッドを使って製品の形を検討することが多い。ケミカルウッドは、発泡剤よりも硬度が高いが、ABS などより加工し安いため、NC マシンとの親和性もよく、形状確認の手段として頻繁に用いられている。しかし強度的には実用に向かないため、型をとるための原型や、試作のみで扱われるケースが殆どである。主な物性値を表4に示す。

### 3.3.2 Waverider 設計

#### 3.3.2.1 模型作製法

模型作成法は、本研究において重要な部分である。本研究の目的とするラピッドプロトタイプ装置を用いた風洞実験の効率化には、模型製作法を吟味し、いかに短時間で想定機体形状設計から風洞模型作成までたどり着くかが重要となる。

今後ラピッドプロトタイプ装置を使用して風洞実験用の模型を作成する際の利便性を考え、模型の作成法の詳細は補遺Aとして巻末に記すこととした。参照されたい。以下では、簡潔に模型製作法の手順を示す。

模型の作成にはRoland社<sup>[17]</sup>Modela MDX-20を用いた。

#### ①模型形状 CAD データの作成

本研究では模型作製のための形状データ作成の際に、CAD ソフト(Rhinoceros)を使用した。形状データは遺伝的アルゴリズムと Waverider 理論を用いて導出した形状を用いた。

#### ②CAM データへの変換

作成した CAD データを CAM データへ変換する。本研究では CAM ソフトとして Modela Player 3 を使用した。

#### ③材料の設置法

図 3.6 にラピッドプロトタイプ装置に材料を設置した際の様子を示す。

#### ④仕上がり

図 3.7 に切削終了時の様子を示す。

#### ⑤風洞への模型設置

図 3.8 に作成した模型を測定室内に取り付けた際の様子を示す。

また、表 5 にケミカルウッドで作成した Waverider 模型と HYTEX 模型の作成時所要時間を示す。模型データの作成時間は含めていないが、それぞれ半日以内で模型の作成を終了させ、風洞実験ができる状態になっている。従来の外部に作成を依頼して、何度もミーティングを重ね、週や月更には年のオーダーが必要であった模型作成と比較すると、飛躍的に時間が短縮されていることは明確である。このようにラピッドプロトタイプ装置を駆使し模型を作成して、極超音速風洞での実験回数を重ねることで現在ではまだ不足している極超音速流に関するデータの蓄積や、風洞そのもののデータや風洞実験のノウハウなどが得られるであろう。

### 3.3.2.2 模型保護法

本研究では、風洞実験模型の大部分にケミカルウッドを利用した。ケミカルウッドは切削加工性に優れるものの、耐熱温度がやや低いことが難点である。そのため、図 3.2～図 3.5 に示すように局所的に加熱が厳しいと考えられる機体前縁部にアルミテープを張って保護している。

## 3.4 極超音速風洞実験装置

### 3.4.1 力計測に使用した実験装置

風洞実験中力計測に使用した六分力校正天秤の概要を図 3.9 に示す。模型を取り付ける際には、図 3.9 のように天秤の先端にアタッチメントを取り付け、その部分に模型のステーングを取り付けた。天秤に模型を取り付けた様子は前述の図 3.8 に示してある。



### 3.4.2 衝撃波可視化に使用した実験装置

風洞実験中シュリーレン写真撮影に使用した光源を図 3.10 に、ナイフエッジを図 3.11 および図 3.12 に示す。光源にはハロゲンランプを使用した。また、シュリーレン写真の撮影にはデジタル一眼レフカメラ(Nikon 社 D80)を使用した。

また、風洞測定室周りの様子を図 3.13 に示す。

## 第4章 実験結果及び考察

### 4.1 はじめに

第3章では本研究で使用した極超音速風洞の概要やラピッドタイプ装置を用いた模型作成法について述べたが、本章では作成した模型を使用して行った風洞実験の結果について述べる。実験に用いた模型は前章で提案した TYPE1～TYPE5 である。風洞実験として、1) 六分力較正天秤を用いた力計測、2) ナイフエッジ法を用いた衝撃波の可視化、3) オイルフロー法による機体表面の流線の可視化の三種類の実験を行った。また、各実験の淀み点圧力、淀み点温度、通風時間、模型投入時間、模型投入モード等実験条件を表5に示す。

### 4.2 実験結果(六分力較正天秤による力計測)

まず始めに、六分力較正天秤を用いて行った力計測の結果を示す。風洞実験によって設計した Waverider の空力特性を調べ、理論揚抗比が実現できるか確認する。また、前縁部に厚みを持たせたタイプの Waverider(TYPE2 や TYPE3)では厚みが無い TYPE1 と比較して抵抗値がどの程度増加するかを確認する。Waverider 形状の応用例として実験を行った TYPE4 では、Waverider のみの形状の場合との空力特性の相違点などについて確認する。TYPE5 の HYTEX に関しては、本風洞実験で得られた空力特性と JAXA で行われたマッハ7での風洞実験結果と比較することを目的とする。

#### 4.2.1 Waverider (TYPE1)

図4.1にTYPE1の力計測結果を示す。横軸は通風開始からの時間(秒)、縦軸左は揚抗比(L/D)、横軸右は空力係数である揚力係数と抗力係数である。通風時間は60秒、模型投入時間は通風開始から10秒、10秒から20秒までは迎角0度で固定し、20秒から35秒までは迎角を-4度から+4度までスイープさせた。迎角0度での模型固定時の平均揚抗比は6.83となった。これは理論揚抗比とほぼ一致する。また同様に平均揚力係数及び平均抗力係数は0.049と0.0073であることが確認できる。

次に、図4.2～図4.4に模型の迎角が0[deg]の場合の実験結果、揚力係数、抗力係数、揚抗比を示す。また、それぞれ第5章で紹介するCFDによる数値計算の結果(図4.2はベース圧が真空の場合、図4.3及び図4.4は一樣流圧の場合と真空の場合)も参考のために載せてある。図中#426と#428はそれぞれ柏極超音速風洞のRun Numberである。#426は通風開始後に模型を気流中に

投入する投入モードであり、#428 は通風開始前から模型を気流通過部に固定しておく固定モードである。図 4.2 から、#426 の投入モードでは実験値と数値計算は良い一致を示している。#428 では通風開始直後は実験値が乱れているが、通風開始から 3 秒程度から数値計算の値と一致する様子が確認できる。図 4.3 では#426 と#428 の両方の場合でベース圧力を一様流とした場合と、真空とした場合の間に収まっていることが確認できる。ベース圧力を測定していないので詳細な値は不明であるが、理論的にはベース圧力を 0(真空)とした場合と一様流圧力とした場合の間に収まるべきであり、この実験結果は予測との良い一致を示している。また、抗力係数がベース圧力を一様流圧力として扱った場合の値に近いことから、模型のベース面は一様流の圧力に近いことが確認できた。図 4.4 では、風洞実験で得られた揚抗比が数値計算結果の揚抗比と良い一致を示していることが確認できる。

また、図 4.5～図 4.7 にそれぞれ迎角-揚力係数、迎角-抗力係数、迎角-揚抗比のグラフを示す。横軸は迎角  $\alpha$  [deg]、縦軸はそれぞれ揚力係数、抗力係数、揚抗比である。図 4.7 から迎角 1～2[deg]の間で最大揚抗比 8 を達成していることが確認できる。

## 4.2.2 Waverider (TYPE2: 前縁厚み R/L=0.5%)

図 4.8 に TYPE2 の力計測結果を示す。横軸は通風開始からの時間(秒)、縦軸左は揚抗比(L/D)、横軸右は空力係数である揚力係数と抗力係数である。通風時間は 60 秒、模型投入時間は通風開始から 10 秒、10 秒から 15 秒までは迎角 0 度で固定し、15 秒から 30 秒までは迎角を-4 度から+4 度までスイープさせた。迎角 0 度での模型固定時の平均揚抗比は 3.26 となった。これは、前縁部厚みなしの形状の理論揚抗比よりも小さな値である。また同様に平均揚力係数及び平均抗力係数は 0.034 と 0.010 である。

また、図 4.9～図 4.11 にそれぞれ迎角-揚力係数、迎角-抗力係数、迎角-揚抗比のグラフを示す。横軸は迎角  $\alpha$  [deg]、縦軸はそれぞれ揚力係数、抗力係数、揚抗比である。図 4.11 から、迎角 3～4[deg]において最大揚抗比 6 程度で頭打ちとなることが確認できる。

## 4.2.3 Waverider (TYPE3: 前縁厚み R/L=1.0%)

図 4.12 に TYPE3 の力計測結果を示す。横軸は通風開始からの時間(秒)、縦軸左は揚抗比(L/D)、横軸右は空力係数である揚力係数と抗力係数である。通風時間は 60 秒、模型投入時間は通風開始から 10 秒、10 秒から 15 秒までは迎角 0 度で固定し、15 秒から 30 秒までは迎角を-4 度から+4 度までスイープさせた。迎角 0 度での模型固定時の平均揚抗比は 3.22 となった。これは、

前縁部厚みなしの形状の理論揚抗比よりも小さな値である。

しかし、前縁部厚み  $R/L=1.0\%$  の TYPE2 と比較すると揚抗比がほぼ変化していないことがわかる。また同様に平均揚力係数及び平均抗力係数は 0.051 と 0.0157 である。平均抗力計数は前縁部厚み  $R/L=1.0\%$  の TYPE2 と比較すると 5 割程度増加している。しかし、平均揚力計数も増加しているため、TYPE2 と TYPE3 の結果で揚抗比に変化が見られなかった。平均抗力係数に関しては本章後半で述べるシュリーレン法による衝撃波の可視化実験結果を用いて、定性的ではあるが、検討することとする。

また、図 4.13～図 4.15 にそれぞれ迎角-揚力係数、迎角-抗力係数、迎角-揚抗比のグラフを示す。横軸は迎角  $\alpha$  [deg]、縦軸はそれぞれ揚力係数、抗力係数、揚抗比である。図 4.15 から、迎角が 2[deg]を超えた付近から最大揚抗比約 4 で頭打ちとなることが確認できる。

## 4.2.4 Waverider (TYPE4: Waverider + Wedge)

図 4.16 に TYPE4 の力計測結果を示す。横軸は通風開始からの時間(秒)、縦軸左は揚抗比 ( $L/D$ )、横軸右は空力係数である揚力係数と抗力係数である。通風時間は 60 秒、模型投入時間は通風開始から 12 秒、12 秒から 17 秒までは迎角 0 度で固定し、17 秒から 27 秒までは迎角を-4 度から+4 度までスweepさせた。迎角 0 度での模型固定時の平均揚抗比は 4.56 となった。これは、理論揚抗比とほぼ同じ値である。また同様に平均揚力係数及び平均抗力係数は 0.075 と 0.016 である。

また、図 4.17～図 4.19 にそれぞれ迎角-揚力係数、迎角-抗力係数、迎角-揚抗比のグラフを示す。横軸は迎角  $\alpha$  [deg]、縦軸はそれぞれ揚力係数、抗力係数、揚抗比である。図 4.14 の揚力係数の傾向は、TYPE1～TYPE3 と同様であるが、図 4.18 の抗力係数は迎角が 0[deg]より小さくなくても値があまり変化しないことが確認できる。

## 4.2.5 HYTEX (TYPE5)

図 4.20～図 4.22 にそれぞれ迎角-揚力係数、迎角-抗力係数、迎角-揚抗比のグラフを示す。横軸は迎角  $\alpha$  [deg]、縦軸はそれぞれ揚力係数、抗力係数、揚抗比である。掲載はしていないが、JAXA で行われたマッハ数7の極超音速風洞実験の力計測結果と比較すると、抗力係数の解離が大きいことが確認できた。これは、ラピッドプロトタイプを使用して作成した TYPE5 の模型は、機体の先端や翼の前縁など局所的な加熱が厳しい部分をアルミテープで保護した為に、約 1mm 程度の厚みを持っていることが原因であると考えられる。

## 4.3 実験結果(ナイフエッジ法を用いた衝撃波の可視化)

次に、ナイフエッジ法を用いた衝撃波の可視化実験の結果を示す。実験にはデジタル一眼レフカメラ(Nikon 社, D80)を用い、マニュアルモードで撮影した。また、光源にはハロゲンランプを使用した。結果で示している写真は模型を横から撮影したものと上面側から撮影したものである。機体を横から撮影した図では、機体から発生する衝撃波が正確に理論値と同様の衝撃波角を有しているか確認する。また、機体を上から撮影した図では、Waverider は理論上前縁部に衝撃波が付着していることを踏まえたうえで前縁部の延長線上に衝撃波が発生しているか確認する。また、前縁部に厚みを持たせたタイプの Waverider(TYPE2 や TYPE3)では厚みが無い TYPE1 と比較して衝撃波の形状がどのように変化するかを確認する。Waverider 形状の応用例として実験を行った TYPE4 では、前縁部の延長線上に衝撃波が存在しているかどうかや、楔から発生した衝撃波と Waverider から発生した衝撃波が干渉していないかなどを確認する。TYPE5 の HYTEX に関しては、本風洞実験で得られたシュリーレン画像と JAXA で行われたマッハ7での風洞実験結果と比較することを目的とする。

### 4.3.1 Waverider (TYPE1)

図 4.23 および図 4.24 に TYPE1 の衝撃波可視化画像を示す。機体腹側の圧縮面に衝撃波が発生していることが確認できる。図 4.20 から、機体前縁部の延長線上に衝撃波が確認できる。機体背側では衝撃波が発生している様子はない。また、図 4.23 より衝撃波角度を測定すると、約 15~16[deg]であることが確認できる。これは、表 2 より理論衝撃波角が 15.77[deg]であることからよく一致していると言えるであろう。

また、図 4.25 に図 4.23 の先端を拡大した画像を示す。図 4.25 を見ても機体背側に衝撃波が発生している様子は無いことが確認できる。

### 4.3.2 Waverider (TYPE2)

図 4.26 および図 4.27 に TYPE2 の衝撃波可視化画像を示す。機体腹側の圧縮面に衝撃波が発生していることが確認できる。図 4.26 から、機体前縁部の延長線上に衝撃波が確認できる。しかし、機体背側にも衝撃波が確認できる。これは、機体前縁部が有限厚みを有している為、前縁部周りで円錐周りの錐状衝撃波ではなく弓形衝撃波が発生したのと考えられる。

### 4.3.3 Waverider (TYPE3)

図 4.28 および図 4.29 に TYPE3 の衝撃波可視化画像を示す。機体腹側の圧縮面に衝撃波が発生していることが確認できる。図 4.28 から、機体前縁部の延長線上に衝撃波が確認できる。しか

し, TYPE2 図 4.26 と同様に, 機体背側にも衝撃波が確認できる.

また, 図 4.30 に図 4.28 の先端を拡大した画像を示す. 図 4.30 を見ても機体背側に衝撃波が発生している様子が明確に確認できる.

#### 4.3.4 Waverider (TYPE4)

図 4.31 および図 4.32 に TYPE4 の衝撃波可視化画像を示す. 機体腹側の圧縮面に衝撃波が発生していることが確認できる. また, 図 4.32 から前縁部の延長線上に衝撃波が存在していることが確認できる. このため, TYPR4 は前縁部形状に関しては Waverider の特性を維持していることが確認できた.

#### 4.3.5 HYTEX (TYPE5)

図 4.33 および図 4.34 に TYPE5 の衝撃波可視化画像を示す. 機体先端から衝撃波が発生していることが確認できる. また, こちらも同様に掲載はしていないが, JAXA で行われた実験結果と比較すると, 先端から発生する衝撃波の形状が異なっていることが確認できた. 本実験で用いた TYPE5 の模型の衝撃波可視化画像で確認できる衝撃波は衝撃波角が大きく, このことから先端形状が衝撃波角に影響を及ぼし, 抵抗の増加に繋がっているものと考えられる.

先端形状に関しては第3章でも述べたが, 実験機や実機で作成する場合も加熱を免れるか, 抵抗を免れるかのどちらかを選択せねばならない. それを逆手にとって, 模型切削開始から実験までの所要時間が短いプロトタイプ装置を使用して作成した模型では, 先端や前縁に厚みを意図的につけ, 前縁厚みに関してパラメトリックな風洞実験を短期間で行うことができると考えられる.

#### 4.3.6 TYPE1 で迎角を取った場合

図 4.35 および図 4.36 に TYPE1 形状で迎角をとった場合の衝撃波可視化画像を示す. 図 4.35 が迎角を正にとった場合(約 4[deg]), 図 4.36 が迎角を負にとった場合(約-3.5[deg])の可視化結果である. 図 4.35 を見ると, 機体の腹側の圧縮面には衝撃波が確認できるが, 機体背側には衝撃波らしきものは確認できない. これは, 理論上は図 4.35 の迎角では機体の背側は膨張波が発生していると考えられ, そのため背側には明確な密度変化が生じる場所が無いと考えられる. また図 4.36 では, 機体の背側と腹側両方に衝撃波が発生していることが確認できる.

## 4.4 実験結果(オイルフロー法による流線の可視化)

図 4.37 にオイルフロー法による流線の可視化実験結果を示す。オイルフローには粘度 300[cs] のシリコンオイルを用いた。図 4.37 は機体腹側のオイルフロー結果を示している。この図から機体の腹側で流れはやや外向きに流れていることが確認できた。このことから、機体腹面の形状が Waverider 理論と一致していることが確認できる。

## 4.5 Waverider の Off-design 特性

通常 Waverider は設計マッハ数や、迎角 0 度から外れた場合に大きくその性能(高揚抗比等)を損なうとされている。そこで、本研究では模型作成時に設定した迎角 0 度以外の迎角での実験を行った。通風中に迎角を-4 度から+4 度までスイープさせた。

まず、TYPE1 形状について考える。図 4.7 から確認できるように最大揚抗比が迎角約 1.5[deg] 付近での揚抗比が 8 程度となり、Off-design の方が設計値よりも大きな値となった。TYPE2(図 4.11)では、最大揚抗比は不明であるが、迎角約 3[deg]程度で揚抗比は頭打ちとなることが確認できる。TYPE3(図 4.15)では 2~3[deg]で揚抗比約 4 となることが確認できる。

この現象は、Marcus 氏<sup>[12][13]</sup>の Waverider の Off-design での性能評価試験でも同様の結果が出ている。このことから、Waverider が Off-design で設計揚抗比よりも大きな値を取る可能性を示唆できた。

また、図 4.35 および図 4.36 に TYPE1 で迎角をとった場合のシュリーレン写真を示す。前述のように、図 4.35 は正の迎角、図 4.33 は負の迎角をとった場合である。図 4.7、図 4.11 図 4.15 の力計測の結果と、迎角を振った際のシュリーレン写真(図 4.35 および図 4.36)等を使用して、次章で示す風洞実験模型の形状データを使用して行った数値計算の結果と比較する。

## 4.6 作成模型の風圧中心

作成模型を使用した実験データでは、ピッチングモーメント等の偶力も計測を行った。この偶力と、角度情報、揚力から風圧中心を求めることができる。

実験結果から、TYPE1~TYPE3 に関しては、風圧中心は天秤のモーメント中心より約 180~190mm のところに有ることが確認できた。これをシュリーレン写真と図 3.12 の六分力較正天秤の図とを照らし合わせ、風圧中心は機体先端から約 45%~50%のところに有ることが確認できた。

## 4.7 実験誤差等について

### (1) Base Pressure の見積もり

第2章で述べた Waverider 理論と遺伝的アルゴリズムを融合させて計算した Waverider 形状は計算時に機体のベース抵抗を0(限りなく真空に近いものと近似)として形状を決定した。しかし、実験中のベース圧力(ベース抵抗)は真空状態から測定室内静圧の間の値となっていることが考えられる。通常は Waverider 機体内にピトー管等を組み込み、ベース圧力も測定する必要があるが、本実験では極超音速風洞実験のサイクルを短縮化することを目標としているので、模型作成に必要な以上に時間とコストを費やすことは避けるべきである。そこで、簡易的ではあるが測定室内圧力と機体のベース面積からベース抗力を推算する。

計算条件である測定室内圧力は約 0.23[kPa]、機体のベース面積は約  $4.66 \times 10^{-6}$ [mm<sup>2</sup>]である。このことから、ベース圧力が全てベース面に作用した場合、10.53[g] (103.2[N])だけ推進力として機体軸方向に作用することになる。実験結果から、抵抗はおよそ 20~30[g]のオーダーで模型に作用していることが分かる。

### (2) スティング効果

風洞実験回数を重ねる中、アタッチメントに掛かる大きな曲げモーメントを避ける為にスティングを短くして実験を行った際に、通常よりも小さな抵抗値が出る場合があった。後に、この現象は模型のベース面と気流が六分力天秤にぶつからないように設置してある天秤カバーとの距離が近いために剥離や気流の乱れが生じてしまい、ベース面が負圧になることで、見かけの推進力が生じてしまう現象であることがわかった。これはスティング効果と呼ばれ、スティングが短い為に上記のような現象が生じ、正確な計測が不可能になってしまう。この現象に関してはスティングを比較的長くすることで解決できる。

### (3) 通風中の模型の熱変形

本実験では、ケミカルウッドと呼ばれる樹脂を使用して模型を作成した。極超音速流では淀み点は非常に高温になり、ケミカルウッドの耐熱温度は100℃以下であることから熱変形が生じる恐れがある。これに関しては、測定室上部からレーザー変位計を照射し通風前と通風後の変位を計測することで熱変形の有無を確認した。計測した位置は模型中央である。計測結果は投入モードで行った実験で、実験前と実験後で0.2mmの変形を確認できた。しかし、実際には気流に投入した当初から0.2mmの変位を検出し、実験終了後まで値はほぼ変化しなかった。このことから、気流に投入され、加熱により模型が変形した可能性よりも油圧制御している模型の上昇や降下の精度が影響していると考えられる。



## 4.8 まとめ

以下に風洞実験結果をまとめる。本研究では **Waverider** の有効性を実験的に確認した。本研究の目的はラピッドプロトタイプ装置を用いた風洞実験の効率化であり、本研究の目指すところは作成した模型と理論計算値が良い一致を示すことであった。TYPE1 形状の **Waverider** では設計迎角 0[deg]において、理論値および数値計算の結果と良い一致を示した。また、衝撃波角に関しては理論衝撃波角と実験結果の間で、良い一致を見せた。このことから、ラピッドプロトタイプ装置を風洞実験に適用することで風洞実験の効率化を図ることに成功した。また、**Waverider** では設計迎角の 0[deg]で揚抗比最大とは限らず、迎角 1～2[deg]でそれより高い揚抗比が得られることを見出した。

他にも、**Waverider** 形状の応用例として、衝撃波角が一致するように楔を中央に挿入しても性能の低下は少ないことを見出した。これは推進系を設置する場所として有用であると考えられる。

# 第5章 Waverider まわりの極超音速流に関する数値解析

## 5.1 はじめに

本章では、第4章で行った風洞実験における Waverider まわりの流れ場を CFD によって模擬する事を目的とする。極超音速風洞で行った Waverider まわりの流れ場の解析では、六文力天秤による力計測のみしか得られず、Waverider の特徴として重要な腹面の圧力分布などは得られていない。また、実際の模型は有限厚みをもつ前縁部が存在する。この前縁部が流れ場に与える影響を CFD によって確認する。

## 5.2 基礎方程式

風洞実験における極超音速流中の Waverider まわりの流れ場を模擬するために軸対称ナビエ・ストークス方程式の解を求める。以下に支配方程式を示す<sup>[18][19]</sup>。長さは基準長さ  $L$ 、速度は  $V_\infty$ 、密度は  $\rho_\infty$ 、温度は  $T_\infty$ 、粘性係数は  $\mu_\infty$ 、圧力は  $\rho_\infty V_\infty^2$  で無次元化した。

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} = \frac{1}{\text{Re}} \left( \frac{\partial \hat{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}_v}{\partial \zeta} \right) \quad (5-1)$$

$$\hat{Q} = \frac{1}{J} Q$$

$$\hat{E} = \frac{\xi_x}{J} E + \frac{\xi_y}{J} F + \frac{\xi_z}{J} G \quad (5-2)$$

$$\hat{F} = \frac{\eta_x}{J} E + \frac{\eta_y}{J} F + \frac{\eta_z}{J} G$$

$$\hat{G} = \frac{\zeta_x}{J} E + \frac{\zeta_y}{J} F + \frac{\zeta_z}{J} G$$

$$\begin{aligned}
\hat{E}_v &= \frac{\xi_x}{J} E_v + \frac{\xi_y}{J} F_v + \frac{\xi_z}{J} G_v \\
\hat{F}_v &= \frac{\eta_x}{J} E_v + \frac{\eta_y}{J} F_v + \frac{\eta_z}{J} G_v \\
\hat{G}_v &= \frac{\zeta_x}{J} E_v + \frac{\zeta_y}{J} F_v + \frac{\zeta_z}{J} G_v
\end{aligned} \tag{5-3}$$

J はヤコビアンであり，

$$1/J = x_\xi (y_\eta z_\zeta - y_\zeta z_\eta) + x_\eta (y_\eta z_\xi - y_\xi z_\zeta) + x_\zeta (y_\xi z_\eta - y_\eta z_\xi)$$

ただし，本計算では格子変形を行わないので

$$\frac{\partial J}{\partial t} = 0$$

また， $\xi_x$  等はメトリックスと呼ばれ，次のように表される．

$$\begin{aligned}
\xi_x &= J (y_\eta z_\zeta - y_\zeta z_\eta), \xi_y = J (z_\eta x_\zeta - z_\zeta x_\eta), \xi_z = J (x_\eta y_\zeta - x_\zeta y_\eta) \\
\eta_x &= J (y_\zeta z_\xi - y_\xi z_\zeta), \eta_y = J (z_\zeta x_\xi - z_\xi x_\zeta), \eta_z = J (x_\zeta y_\xi - x_\xi y_\zeta) \\
\zeta_x &= J (y_\xi z_\eta - y_\eta z_\xi), \zeta_y = J (z_\xi x_\eta - z_\eta x_\xi), \zeta_z = J (x_\xi y_\eta - x_\eta y_\xi)
\end{aligned}$$

各流速成分は次のように表される．

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ E_t \end{bmatrix}, \quad E = \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ \rho w U + \xi_z p \\ (E_t + p)U \end{bmatrix}, \quad F = \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ \rho w V + \eta_z p \\ (E_t + p)V \end{bmatrix}, \quad G = \begin{bmatrix} \rho W \\ \rho u W + \zeta_x p \\ \rho v W + \zeta_y p \\ \rho w W + \zeta_z p \\ (E_t + p)W \end{bmatrix} \tag{5-4}$$

$$\hat{E}_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{xy} + \xi_z \tau_{xz} \\ \xi_x \tau_{yx} + \xi_y \tau_{yy} + \xi_z \tau_{yz} \\ \xi_x \tau_{zx} + \xi_y \tau_{zy} + \xi_z \tau_{zz} \\ \xi_x \beta_x + \xi_y \beta_y + \xi_z \beta_z \end{bmatrix}, \quad \hat{F}_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \eta_x \tau_{xx} + \eta_y \tau_{xy} + \eta_z \tau_{xz} \\ \eta_x \tau_{yx} + \eta_y \tau_{yy} + \eta_z \tau_{yz} \\ \eta_x \tau_{zx} + \eta_y \tau_{zy} + \eta_z \tau_{zz} \\ \eta_x \beta_x + \eta_y \beta_y + \eta_z \beta_z \end{bmatrix}, \tag{5-5}$$

$$\hat{G}_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \zeta_x \tau_{xx} + \zeta_y \tau_{xy} + \zeta_z \tau_{xz} \\ \zeta_x \tau_{yx} + \zeta_y \tau_{yy} + \zeta_z \tau_{yz} \\ \zeta_x \tau_{zx} + \zeta_y \tau_{zy} + \zeta_z \tau_{zz} \\ \zeta_x \beta_x + \zeta_y \beta_y + \zeta_z \beta_z \end{bmatrix}$$

ここでU,V,Wは反動速度成分であり，以下のように表される．

$$\begin{aligned} U &= \xi_x u + \xi_y v + \xi_z w \\ V &= \eta_x u + \eta_y v + \eta_z w \\ W &= \zeta_x u + \zeta_y v + \zeta_z w \end{aligned} \quad (5-6)$$

$$M = \frac{V_\infty}{\sqrt{(\gamma-1)C_p T_\infty}}, \quad Re = \frac{\rho_\infty L V_\infty}{\mu_\infty}, \quad Pr = \frac{C_p \mu_\infty}{k_\infty} \quad (5-7)$$

### 5.3 使用した計算スキーム

時間方向は MFGS<sup>[20]</sup>法<sup>[1]</sup>による 2 段階時間積分を，空間方向は有限体積的に離散化する．セル境界線での数値流束の評価には，対流項は Yee の Symmetric TVD Scheme<sup>[18][19]</sup>を，粘性項には 2 次精度中心差分<sup>[18]</sup>を用いた．

#### 対流項

以下，Yee の Symmetric TVD Scheme による，対流項の評価について述べる．対流項  $\hat{E}$  は，空間（ $\xi$ ）方向には以下のように離散化する．

$$\frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} = \frac{\hat{E}_{i+1/2,j,k} - \hat{E}_{i-1/2,j,k}}{\partial \xi} \quad (5-8)$$

セル境界線  $\xi_{i+1/2,j}$  での対流項  $\hat{E}_{i+1/2,j}$  は以下のように表される．なお，以下の式で，空間インデックス  $j$  は省略する．

$$\hat{E}_{i+1/2} = \frac{1}{2} \left( \frac{\xi_x}{J} (E_{i+1} + E_i) + \frac{\xi_y}{J} (F_{i+1} + F_i) + \frac{\xi_z}{J} (G_{i+1} + G_i) + \frac{1}{J} R_{i+1/2} \Phi_{i+1/2} \right) \quad (5-9)$$

右固有行列  $R_{i+1/2}$  は以下のようになる．

$$\mathbf{R}_{i+1/2} = \begin{bmatrix} 1 & k_y & k_z \\ u - k_x c & k_y u + k_z c & k_z u - k_y c \\ v - k_y c & k_y v & k_y v + k_z c \\ w - k_z c & k_y w - k_x c & k_z w \\ H - \bar{Z}c & k_y \frac{1}{2} q^2 + k_z uc - k_x wc & k_z \frac{1}{2} q^2 - k_y uc - k_x vc \\ k_x & 1 \\ k_x u & u + k_x c \\ k_x v - k_z c & v + k_y c \\ k_x w + k_y c & w + k_z c \\ k_y \frac{1}{2} q^2 + k_z uc - k_x wc & H + Zc \end{bmatrix} \quad (5-10)$$

ここで，

$$k_x = \frac{\xi_x}{\sqrt{\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2}}, \quad k_y = \frac{\xi_y}{\sqrt{\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2}}, \quad k_z = \frac{\xi_z}{\sqrt{\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2}} \quad (5-11)$$

$\mathbf{R}_{i+1/2}$  の固有値は，

$$\Lambda = \begin{bmatrix} U - c\sqrt{\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2} \\ U \\ U + c\sqrt{\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2} \\ U \end{bmatrix} \quad (5-12)$$

$$U = \xi_x u + \xi_y v + \xi_z w$$

である．中心差分に対する補正項は  $\xi$  方向に対して示すと，以下ようになる．

$$\left(\Phi_\xi^m\right)_{i+1/2} = -\left(\frac{\Delta t}{\Delta \xi}\right) \beta \left[ \left(\hat{\Lambda}_\xi^m\right)_{i+1/2} \right]^2 \hat{Q}_{1/2}^m - \psi\left(\hat{\Lambda}_\xi^m\right) \left(\alpha_{i+1/2}^m - \hat{Q}_{i+1/2}^m\right) \quad (5-13)$$

$\psi(z)$  は，エントロピー修正関数と呼ばれる関数で，物理的でない解の発生を抑える役割を持ち， $|z|$  に対して次のように与える．

$$\psi(z) = \begin{cases} |z| & \text{if } |z| > \delta \\ \frac{z^2 + \delta^2}{2\delta} & \text{if } |z| < \delta \end{cases} \quad (5-14)$$

ここで， $\delta$  は反変速度と計算空間での音速の関数であり以下の式で与える．

$$\delta = \delta' \left( |U| + |V| + |W| + c \sqrt{\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2 + \eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2 + \zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2} \right) \quad (5-15)$$

正の定数  $\delta'$  は 0.15 とした． $\hat{Q}_{i+1/2}^m$  は流束制限関数であり，数値粘性をコントロールし，解の振動を抑えるはたらきをするものである．ここでは，以下に示す関数を用いた．

$$\hat{Q}_{i+1/2}^m = \begin{cases} \min \text{mod}(\alpha_{i-1/2}^m, \alpha_{i+1/2}^m, \alpha_{i+3/2}^m) & (\Lambda_\xi^m = U \pm c \sqrt{\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2}) \\ \min \text{mod}(2\alpha_{i-1/2}^m, 2\alpha_{i+1/2}^m, 2\alpha_{i+3/2}^m, (\alpha_{i-1/2}^m + \alpha_{i+3/2}^m)/2) & (\Lambda_\xi^m = U) \end{cases} \quad (5-16)$$

min mod 関数は以下のように定義される．

$$\min \text{mod}(x, y, z) = \text{sgn}(x) \cdot \max(0, \min(\text{sgn}(x) \cdot x, \text{sgn}(x) \cdot y, \text{sgn}(x) \cdot z))$$

これは，変数の符号がすべて同じときには，絶対値が最小なものを返し，変数の中に 1 つでも異なる符号のものがあれば，0 を返す関数である． $R_{i+1/2}$  などを求める際には，セル境界線での物理量が必要である．ここでは，Roe 平均を用いてその値を得る．

$$\begin{aligned} \rho_{i+1/2} &= \sqrt{\rho_i \rho_{i+1}} \\ u_{i+1/2} &= \frac{u_i + D u_{i+1}}{1 + D} \\ v_{i+1/2} &= \frac{v_i + D v_{i+1}}{1 + D} \\ w_{i+1/2} &= \frac{w_i + D w_{i+1}}{1 + D} \\ H_{i+1/2} &= \frac{H_i + D H_{i+1}}{1 + D} \\ c_{i+1/2}^2 &= (\gamma - 1) \left( H_{i+1/2} - \frac{1}{2} (u_{i+1/2}^2 + v_{i+1/2}^2 + w_{i+1/2}^2) \right) \\ D &= \sqrt{\frac{\rho_{i+1}}{\rho_i}} \end{aligned} \quad (5-17)$$

また，ヤコビアン，メトリックスは

$$\begin{aligned}
\left(\frac{1}{J_{i+1/2}}\right) &= \frac{1}{2} \left(\frac{1}{J_i} + \frac{1}{J_{i+1}}\right) \\
\left(\frac{\xi_x}{J}\right)_{i+1/2} &= \frac{1}{2} \left(\left(\frac{\xi_x}{J}\right)_i + \left(\frac{\xi_x}{J}\right)_{i+1}\right) \\
\left(\frac{\xi_y}{J}\right)_{i+1/2} &= \frac{1}{2} \left(\left(\frac{\xi_y}{J}\right)_i + \left(\frac{\xi_y}{J}\right)_{i+1}\right) \\
\left(\frac{\xi_z}{J}\right)_{i+1/2} &= \frac{1}{2} \left(\left(\frac{\xi_z}{J}\right)_i + \left(\frac{\xi_z}{J}\right)_{i+1}\right)
\end{aligned}
\tag{5-18}$$

として、評価している。

### 粘性項

粘性項に関しては 2 次精度の中心差分によって評価する。粘性項は以下のように離散化される。

$$\frac{\partial \hat{E}_v}{\partial \xi} = \frac{\hat{E}_{vi+1/2,j,k} - \hat{E}_{vi-1/2,j,k}}{d\xi}
\tag{5-19}$$

セル境界線での粘性流束を求める際に必要なセル境界線での物理量は、

$$\begin{aligned}
u_{i+1/2} &= \frac{u_i + u_{i+1}}{2} \\
v_{i+1/2} &= \frac{v_i + v_{i+1}}{2} \\
w_{i+1/2} &= \frac{w_i + w_{i+1}}{2} \\
\mu_{i+1/2} &= \frac{\mu_i + \mu_{i+1}}{2}
\end{aligned}
\tag{5-20}$$

とした。

また、粘性項に含まれる  $\partial u / \partial x$  や  $\partial u / \partial y$  ,  $\partial u / \partial z$  などは  $\xi$  方向には以下のように評価する。

$$\begin{aligned}
\left. \frac{\partial f}{\partial x} \right|_{i+1/2,j,k} &= \frac{\partial f}{\partial \xi} \frac{\partial \xi}{\partial x} + \frac{\partial f}{\partial \eta} \frac{\partial \eta}{\partial x} + \frac{\partial f}{\partial \zeta} \frac{\partial \zeta}{\partial x} \\
&= \left( f_{i+1,j,k} - f_{i,j,k} \right) \xi_{x(i+1/2,j,k)} \\
&\quad + \frac{\left( f_{i,j+1,k} - f_{i,j-1,k} + f_{i+1,j+1,k} - f_{i+1,j-1,k} \right)}{4} \eta_{x(i+1/2,j,k)} \\
&\quad + \frac{\left( f_{i,j,k+1} - f_{i,j,k-1} + f_{i+1,j,k+1} - f_{i+1,j,k-1} \right)}{4} \zeta_{x(i+1/2,j,k)}
\end{aligned} \tag{5-21}$$

また， $\eta$  方向には以下のように評価する．

$$\begin{aligned}
\left. \frac{\partial f}{\partial x} \right|_{i,j+1/2,k} &= \frac{\partial f}{\partial \xi} \frac{\partial \xi}{\partial x} + \frac{\partial f}{\partial \eta} \frac{\partial \eta}{\partial x} + \frac{\partial f}{\partial \zeta} \frac{\partial \zeta}{\partial x} \\
&= \frac{\left( f_{i+1,j,k} - f_{i-1,j,k} + f_{i+1,j+1,k} - f_{i-1,j+1,k} \right)}{4} \xi_{x(i,j+1/2,k)} \\
&\quad + \left( f_{i,j+1,k} - f_{i,j,k} \right) \eta_{x(i,j+1/2,k)} \\
&\quad + \frac{\left( f_{i,j,k-1} - f_{i,j,k+1} + f_{i+1,j,k-1} - f_{i+1,j,k+1} \right)}{4} \zeta_{x(i,j+1/2,k)}
\end{aligned} \tag{5-22}$$

また， $\zeta$  方向には以下のように評価する．

$$\begin{aligned}
\left. \frac{\partial f}{\partial x} \right|_{i,j,k+1/2} &= \frac{\partial f}{\partial \xi} \frac{\partial \xi}{\partial x} + \frac{\partial f}{\partial \eta} \frac{\partial \eta}{\partial x} + \frac{\partial f}{\partial \zeta} \frac{\partial \zeta}{\partial x} \\
&= \frac{\left( f_{i+1,j,k} - f_{i-1,j,k} + f_{i+1,j,k+1} - f_{i-1,j,k+1} \right)}{4} \xi_{x(i,j,k+1/2)} \\
&\quad + \frac{\left( f_{i,j+1,k} - f_{i,j-1,k} + f_{i+1,j+1,k} - f_{i+1,j-1,k} \right)}{4} \eta_{x(i,j,k+1/2)} \\
&\quad + \left( f_{i,j,k+1} - f_{i,j,k} \right) \zeta_{x(i,j,k+1/2)}
\end{aligned} \tag{5-23}$$

## 5.4 CFD の解析条件

### 計算格子

CFD に用いた計算格子を図 5.1 に示す．なお，形状は固定である．計算格子は  $i$  方向に 91 点，



j 方向に 111 点, k 方向に 81 点とり, 合計約 82 万点からなっている。レイノルズ数の計算に用いる基準長さは風洞実験用模型の機体長 100mm とした。

### 境界条件

次に境界条件を与える。気流の前方は一様流流入条件

$$\begin{aligned}\rho &= 1.0 \\ u &= 1.0 \\ v &= 0.0 \\ p &= 1.0\end{aligned}\tag{5-24}$$

とした。なお、風洞実験を元に一様流の物理量を表 6 に示す。気流の後方は 1 次外挿とし、後流の境界における, i 方向に一つ手前の物理量を添え字  $i_n$  で, さらにその前のものを  $i_{n-1}$  で表すと,

$$\begin{aligned}\rho &= 2\rho_{i_n} - \rho_{i_{n-1}} \\ u &= 2u_{i_n} - u_{i_{n-1}} \\ v &= 2v_{i_n} - v_{i_{n-1}} \\ p &= 2p_{i_n} - p_{i_{n-1}}\end{aligned}\tag{5-25}$$

となる。軸対称境界線は, その i 方向に一つ離れた格子の値を添え字  $i_2$  で表すと,

$$\begin{aligned}\rho &= \rho_{i_2} \\ u &= u_{i_2} \\ v &= 0.0 \\ p &= p_{i_2}\end{aligned}\tag{5-26}$$

となる。

## 5.5 実験結果と数値計算の比較

第 4 章では, ラピッドプロトタイプ装置を用いて作成した模型を使用して行った風洞実験結果について示した。そこで, 本節からはケミカルウッドで作成した Waverider と同一の形状データを用いて行った数値計算の結果と実験結果とを比較する。数値計算を行った目的として, 実験で得られ

た結果の妥当性を確認すると共に、本研究の目的であるラピッドプロトタイプ装置を用いた極超音速風洞実験の効率化の是非を問うことが挙げられる。また、実験からは得られない空力抵抗内の圧力抵抗と摩擦抵抗の寄与について検討し、現象の正確な把握を図る。

### 5.5.1 TYPE1 形状周りの数値計算

まず、風洞実験で使用したTYPE1の形状周りの数値計算を行った。CFDの結果を踏まえて実験結果と比較する。図5.4、～5.6にTYPE1形状周りの数値計算結果を示す。それぞれ、迎角-揚力係数、迎角-抗力係数、迎角-揚抗比を示してある。図4.2～4.4と比較すると、揚力係数に関してはほぼ同一の結果が得られた。しかし、抗力係数は図4.3では負の迎角を取った際に、 $-1[\text{deg}]$ よりも迎角が小さくなると抵抗係数が増加傾向に転じるのに対し、図5.4ではそのような傾向は見られず、むしろ減少する傾向にある。また、揚抗比に関しては、実験結果と同様に設計迎角で最大揚抗比を取らず、迎角 $1\sim 2[\text{deg}]$ 程度で最大揚抗比を得ることが確認できる。最大揚抗比は約4.3と実験値よりも小さなものとなった。各迎角における空力特性の数値計算結果を表8に示す。

また、図5.7～図5.24にTYPE1形状で迎角を $-4[\text{deg}]$ から $1[\text{deg}]$ 刻みに $+4[\text{deg}]$ まで変化させたときの数値計算結果を示す。示しているのは機体中央部と、ベース面での密度等高線である。まず、図5.7の迎角が $0[\text{deg}]$ の場合の計算結果については、衝撃波角度が約 $16[\text{deg}]$ となり、理論値および風洞実験結果とのよい一致を示した。また、図5.8では衝撃波は前縁部に付着し、腹面全体が高圧領域であることと、機体の背側に気流が流れ込んでいないことが確認できる。

また、図5.9～図5.24から、迎角が正に大きくなるにつれて圧縮面での圧縮が大きくなり、かつ機体背側には膨張波が発生して減圧されることが見て取れる。また、迎角を負に取ると圧縮面、機体背側共に気流が圧縮されていることが確認できる。図5.7は迎え角が $0[\text{deg}]$ のときの機体中央の密度等高線図であるが、機体背側には衝撃波は発生していないことが確認できる。

### 5.5.2 TYPE2, TYPE3 形状周りの数値計算(機体前縁部厚みの効果)

Waverider 設計では理論上前縁部の厚みはゼロである。しかし、実験機や実機を製造することを考慮すると厚みゼロの非常に鋭利な形状は実現困難であり、実現できたとしても厳しい局所過

熱に曝されることは容易に想像できる。そのため、本実験では意図的に Waverider 前縁部に有限厚みを有する形状の模型を作成し、実験を行った。そこで、CFD による数値解析においても機体前縁部に厚みを有する Waverider 形状周りの数値計算を行い、実験結果と比較する。

図 5.25、図 5.26 に前縁部に厚みを有する Waverider 形状のベース面における格子を示す。図 5.25 は  $R/L=1.0$ 、図 5.26 は  $R/L=3.0$  とした場合の格子である。格子作成にあたって、TYPE1 形状の Waverider 形状を元に、機体背側と腹側の間にそれぞれの厚みを直径とする半円を挟み込んだ形状を採用した。これにより、前縁部に厚みを有する形状を模擬できた。

表 9 に各前縁部厚みにおける迎角-空力特性を示す。また、図 5.27 ~ 5.28 に  $R/L=0$  と  $R/L=1.0$  それぞれの場合の迎角-揚力係数、迎角-抗力係数、迎角-揚抗比を示す。図 5.27 から、 $R/L=0$  と  $R/L=1.0$  を比較すると、値はほぼ一致している。このことから  $R/L=1.0$  においては前縁部厚みが揚力係数に及ぼす影響は小さいと考えられる。図 5.28 では  $R/L=1.0$  の抵抗係数が  $R/L=0$  の抵抗係数を上回っている。このことにより、図 5.29 に示すように揚抗比が  $R/L=0$  と比較して減少すると考えられる。また、図 5.29 から風洞実験の結果と同様に設計迎角  $0[\text{deg}]$  の場合よりも、迎角  $2[\text{deg}]$  程度で最大揚抗比を得る傾向があることが確認できる。

次に、図 5.30 ~ 図 5.32 に前縁部厚みを 0 から 3.0 まで 0.5 ずつ増加させた場合の迎角-揚力係数、迎角-抗力係数、迎角-揚抗比を示す。図 5.30 では  $R/L=3.0$  とした場合に揚力係数が約 3% 減少している。一方で図 5.31 では  $R/L=3.0$  とした場合に抵抗係数が約 30% 増加している。このため、揚抗比は  $R/L=3.0$  の場合に、前縁部に厚みが無い場合よりも 25% も低下してしまう。

このことから、前縁部厚みが空力特性に与える影響は揚力係数よりも抗力係数に対する影響が大きいことが確認できた。実機や実験機を製造する場合には前縁部の局所加熱を避けることと、前縁部形状による空力抵抗の増加の両面からアプローチして最適な形状を選択すべきであることが再確認できた。

次に、図 5.33 に  $R/L=0$  と  $R/L=1.0$  のベース面でのそれぞれの密度等高線図を、同様に図 5.34 には  $R/L=0$  と  $R/L=3.0$  のベース面でのそれぞれの密度等高線図を示す。迎角は共に  $0[\text{deg}]$  である。それぞれの図から、有限な厚みを持つ場合には機体背側にも衝撃波が発生していることが確認できる。また、前縁部厚みが増大するにつれて前縁部に付着するはずの衝撃波が前縁部から離脱している様子が確認できる。前縁部が曲率を持つことで、発生する衝撃波が斜め衝撃波よりも弓形衝撃波に近い形状として発生し、抵抗が増大すると考えられる。これは  $R/L=1.0$  や  $R/L=3.0$  の場合の前縁部周りの密度分布図からも確認できる。

## 5.6 空力抵抗係数の構成要素

本研究で実験を行った東京大学柏キャンパスの極超音速風洞は、設定レイノルズ数が $10^5$ のオーダーと比較的低いことが特徴の一つである。このため、レイノルズ数に大きく依存する摩擦抵抗の値は無視できないほどに大きくなり、機体に働く力に対する摩擦抵抗の寄与が無視できなくなる。しかし六分力較正天秤では、抵抗は圧力抵抗と摩擦抵抗の和として測定される。そのため、力計測実験結果からは摩擦抵抗の影響を知ることはできない。そこで、CFD による数値計算を用いて摩擦抵抗が機体に与える影響を検討する。

図 5.35 及び図 5.36 に TYPE1 形状周りの数値計算によって得られた空力抵抗係数の構成を示す。図 5.35 は横軸が迎角、縦軸が圧力抵抗係数と摩擦抵抗係数の和を示す。図 5.35 から迎角が変化するとつれてそれぞれの抵抗の値が変化の様子が確認できる。また、図 5.36 では横軸が迎角、縦軸が全抵抗係数における圧力抵抗係数と摩擦抵抗係数の割合を示している。図 5.36 からも迎角が変化するとつれてそれぞれの抵抗係数の全抵抗係数への寄与の割合が変化していることが確認できる。-2 度を境界として-2 度以上の場合は圧力抵抗が、-2 度以下の場合は摩擦抵抗が支配的になることが確認できる。設計迎角の  $0[\text{deg}]$  では、摩擦抵抗係数の抵抗係数全体に占める割合は 64.8%と非常に大きな割合となることが確認できる。また、表 3 より、遺伝的アルゴリズム計算による設計時の設計摩擦抵抗係数は 0.0026 であり CFD による数値計算結果は 0.0024 であることから、設計時の摩擦抵抗係数は 8%程度の誤差が生じていることが確認できた。

次に、図 5.37 及び図 5.38 に、TYPE3 形状周りの数値計算によって得られた空力抵抗の構成を示す。また、表 10 に、TYPE3 の各迎角における空力特性の数値計算結果を示す。TYPE1 形状と比較すると、摩擦抵抗係数は前縁部の有無を問わず同程度の値であることが確認できる。一方で、抵抗係数は前縁部厚みの影響で増大することが確認できた。

## 5.7 まとめ

本章では、ラピッドプロトタイプ装置を用いて作成した模型を使用した風洞実験結果との比較および検証のために、CFD による数値計算を行いその結果を示した。数値計算では、抗力係数において実験結果とはやや異なる値となったがこれは前章で述べたように、理論計算時と数値計算においては스팅などのベース面よりも後ろの部分の部分を考慮していない為、結果的にベース圧力を 0 として扱っていることになる。一方で風洞実験ではベース圧の影響が無視できないオーダーであることが確認できた。

前縁厚みを考慮した場合の数値計算結果では、前縁部厚みによる空力係数への影響を調べた。前縁部厚みによる空力係数への影響は抗力係数への影響が大きく揚力係数に対してはあまり影

響を及ぼさないことが確認できた。

抵抗係数における摩擦抵抗係数の寄与を調べ、揚力係数や抗力係数が比較的小さな値となる Waverider 形状では摩擦抵抗係数の影響が大きくなることを確認した。特に、設計迎角ではないが迎角-1[deg]から-2[deg]の間で、抵抗係数における摩擦抵抗係数の割合が 50%を超え更に小さな迎角では摩擦抵抗係数が支配的になることを確認した。

## 第6章 結論

近年、空気力学の研究において超音速流や極超音速流などの早い流体に関する研究が盛んに行われている。流体の研究は主に風洞を使用した実験的研究と、数値シミュレーションを利用した研究に大別される。計算機の発展により数値シミュレーションに関する研究が飛躍的に進歩し、研究過程において結果を得るまでのサイクルを「日」、さらには「時間」のオーダーさえ可能にした。一方で、風洞実験は従来の方法から大きな変化は無く、設計から実験模型作成、そして風洞実験を行うまでに少なくとも「週」や「月」のオーダーが必要であることが現状である。この結果を得るまでの時間のギャップが風洞実験と数値解析との間の連携の妨げとなっている。しかし、空気力学の研究に占める風洞実験の重要性は疑いようの無い要素である。革新的航空機や宇宙機の開発等を行うためには極超音速流に関する研究が必要であり、極超音速風洞実験の需要は今後増大すると考えられるし、その根を絶やしてはならないであろう。

本研究では風洞実験において結果を得るまでの時間オーダーを短縮する為に、模型作成過程においてラピッドプロトタイピングを導入し極超音速風洞実験の高効率化を図ることを目的とした。また、風洞実験との時間オーダーとの比較の為に風洞模型と同じ形状まわりの数値シミュレーションを行った。その過程で次の結論を得た。

- ・ラピッドプロトタイプ装置を使用して作成した風洞模型を使用した極超音速風洞実験では、設計迎角に対して得られた実験結果は、理論値および数値解析の結果との良い一致を示した。このことから、ラピッドプロトタイプ装置を風洞実験用模型の作成に使用することが可能であることを示した。
- ・ラピッドプロトタイプ装置を風洞実験に組み込んだ場合の設計から結果を得るまでの時間オーダーを短縮することに成功し、数値シミュレーションとの連携が取れた研究が可能であることを示した。

以下は、極超音速飛行体として研究対象とした **Waverider** に関して得られた結論である。

- ・**Waverider** では、設計迎角 ( $\alpha = 0$ 度) での揚抗比が最大であるとは限らず、迎角を取ることで、それより高い揚抗比が得られることを見出した。
- ・衝撃波角が一致するように楔を中央に挿入しても性能の低下は少ないことを見出した。これは推進系を設置する場所として有用であると考えられる。

## 謝辞

末筆ではありますが、本研究並びに私を支えて下さった皆様に謝礼申し上げます。

指導教官である鈴木宏二郎准教授には、研究に行き詰まっている時にいつも支えの手を差し伸べて頂きました。毎回のミーティングでは問題点のヒントや押さえるべきところ、新たなアイデア等常に指針を示して頂きました。また、何事にも興味深く熱心に取り組む先生の姿勢を拝見し感銘を受け、学ぶ事の多かった二年間だったと実感しています。

綿貫忠晴助手には風洞実験の際に大変お世話になりました。実験機器の使い方や現象の詳細など理解が不足している私の質問にも快く応えて頂き、非常に勉強になりました。時に厳しい言葉で発破を掛けて頂きましたが、その言葉は常に核心を突いており、退路を断って前に進む事ができました。

今村幸助手には私が行った風洞実験の全てのオペレーションでお世話になりました。一回の実験が終わる度に結果に頭を抱えて悩む私に、いつもの確なアドバイスをして頂きました。無理を言って実験をお願いした際もいつも嫌な顔一つせずに快諾してくださいました。また、研究以外でも人生の先輩として多岐に渡る助言を頂き、北海道では普段より一層男気溢れる姿を拝見させて頂きました。

JAXAの田口さんには、お会いする度に私の研究に関するアドバイスを頂きました。また、HYTEXに関する貴重な情報を豊富に頂き研究を進める上で参考になりました。

研究室の先輩の上野篤史さんには、Waveriderの数値計算を行う際にお世話になりました。数値計算に疎い私の基本的な質問にも快く答えて頂き、本研究のCFDのベースとなるプログラムを作成して頂きました。形状に沿ったコードの組み方など試行錯誤し助言をくださいました。

研究室の先輩の高間良樹さんには研究の面でもその他の面でも大変お世話になりました。時にくだらない事で笑い合い、時に研究に関して夜を徹して私の質問に答えて頂きました。室長としてのその寛大さと守りに入った時の慎重さの絶妙なバランスが柏の居室の心地よい環境を作り出し、二年間楽しく過ごせたように思います。

OBの石田さんと坂本さんには、昨年一年間柏の研究室生活でお世話になりました。お二人の朗らかな性格と、研究に対する真摯な態度の両面から多くの事を学ばせて頂きました。

同期の板橋直亮君、児島佳敬君、若山一樹君には公私共にお世話になりました。研究に関して議論する事も有れば、研究室でのイベントにも全力で参加することもあり、三人とは特に濃密で楽しい時間を過ごせました。今更ではありますが、本当にいい同期に恵まれ

た事を実感しています。

後輩の金森君、小山君、深川君、中川君には研究室生活でお世話になりました。特に金森君には CFD に関する助言やアイデアを頂きました。

友人の金場翔君には HYTEX 模型のスティングを作成して頂きました。正月休暇中の無理な注文にも文句一つ言わず快諾して頂き、実験予定日に間に合わせて頂きました。おかげで実験を無事成功させる事ができました。

未熟な私がここまで辿り着けたのも偏に皆様のご支援、ご協力のおかげです。多くの方々の助けを借りてこのような研究発表をする事ができました。皆様には感謝の念に堪えません。

最後になりましたが、二十五年間私を陰ながら支え応援してくれた父と母に感謝の意を表したいと思います。二十五年間ここまで育てて頂き、ありがとうございました。



## 参考文献

- [1] Reaction Engines Limited :<http://www.reactionengines.co.uk/>
- [2] Boeing : <http://www.boeing.com/>
- [3] 加藤寛一郎”スペースプレーン -超高層飛行力学-“ 東京大学出版 (1989)
- [4] 久保田弘敏/鈴木宏二郎/綿貫忠晴 “宇宙飛行体の熱気体力学” 東京大学出版会 (2002)
- [5] Maurice Rasmussen ,”HYPERSONIC FLOW “
- [6] リーマン・ロシュコ著 玉田琮訳 ”気体力学”, 吉岡書店 (1960)
- [7] J.W.Macoll, “The Conical Shock Wave Formed by a Cone Moving at High Speed,” Proc. Roy. Soc. A, 159 (1937), p. 459.
- [8] Proceedings of 1<sup>st</sup> international hypersonics Waverider symposium
- [9] 生井武雄, 松尾一泰, “圧縮性流体の力学”, 理工学社 (1977)
- [10] 松尾一泰, “圧縮性流体力学”, 理工学社 (1994)
- [11] Takashima, N., and Lewis, M. J., “Navier-Stokes Computation of a Viscous Optimized Waverider,” AIAA 92-0305, 1992
- [12] Marcus A. Lobbia,” PAYLOAD-OPTIMIZED WAVERIDERS:DESIGN AND VALIDATION”,
- [13] Marcus A. Lobbia,”A Framework for the Design and Optimization of Waverider-Derived Hypersonic Transport Configurations”
- [14] Gillum, M. J., and Lewis, M. J., “Experimental Results on a Mach 14 Waverider with Blunt Leading Edges,” Journal of Aircraft, Vol. 34, No. 3, pp. 296-303, 1997
- [15] Stecklein, G., and Hasen, G., “Numerical Solution of Inviscid Hypersonic Flow Around a Conically-Derived Waverider,” AIAA 93-0320, 1993
- [16] 伊庭斉志,”Excel で学ぶ遺伝的アルゴリズム”,オーム社
- [17] Roland DG :<http://www.rolanddg.co.jp/>
- [18] 藤井孝蔵”流体力学の数値計算法”,東京大学出版会
- [19] 数値流体力学編集委員会, “格子形成とコンピューターグラフィックス”, 東京大学出版会 (1995)
- [20] 嶋英志,”構造/非構造格子 CFD のための簡単な陰解法”,第 29 回流体力学講演会,p325-328,1997

# 表

表番号	表題	頁
表 1	遺伝的アルゴリズムパラメータ範囲	58
表 2	遺伝的アルゴリズム計算結果	58
表 3	風洞諸表	58
表 4	ケミカルウッド(サンモジュール TW) 物性値	58
表 5	模型作成所要時間	59
表 6	実験条件(淀み点圧力, 淀み点温度)	59
表 7	CFD 検討条件	59
表 8	TYPE1 形状における迎角-空力特性 (CFD R/L = 0)	60
表 9	各前縁厚みにおける迎角-空力特性	60
表 10	TYPE3 形状における迎角-空力特性 (CFD R/L = 1.0)	61

表 1 遺伝的アルゴリズムパラメータ範囲

TYPE	$\theta$	$\Phi$	精度	遺伝子数	世代数
1,2,3	5~22	30~80	0.1	13	50
4	10~27	30~80	0.1	21	30

表 2 遺伝的アルゴリズム計算結果

TYPE	$\theta$ [deg]	$\beta$ [deg]	$\Phi$ [deg]	Cf	L/D
1,2,3	12.39	15.77	79.61	0.0026	7.19
4	12.65	16.04	79.60	0.0028	6.49

表 3 風洞諸表

項目	極超音速風洞
マッハ数	7,8,9
ノズル出口	200mm $\Phi$
P0	1MPa
T0	600~800°C
最大 Re 数	1.8~4.7 $\times 10^5$

表 4 ケミカルウッド(サンモジュール TW)物性値

色	淡橙色
密度(kg/m <sup>3</sup> )	750
硬度(Shore-D)	64
熱変形温度(°C)	82
切削抵抗(N)	80
衝撃強度 (Kgc <sub>m</sub> /cm <sup>2</sup> )	5.7

表 5 模型作成所要時間

	実験		数値計算	
	Waverider	HYTEX	Waverider	
材料	サンモジュール TW	サンモジュール TW	格子点数	82 万点
機体長[mm]	100	140[ブロック込み 160]	支配方程式	3D-NS
形状設計	1 時間程度	*1	時間積分	MFGS 法
面出し	30 分～1 時間程度	30 分～1 時間程度	空間積分	対称型 TVD
表面荒削り	2 時間 28 分	3 時間 38 分	計算機	*2
表面仕上げ	44 分	1 時間 19 分	格子作成	
裏面荒削り	なし	1 時間 42 分	R/Length = 0	R/Length = 1.0
裏面仕上げ削り	なし	1 時間 9 分	5 時間程度	10 時間程度
研磨・スティング取り付け	30 分～1 時間程度	30 分～1 時間程度	計算時間	
模型保護作業	30 分程度	30 分程度	R/Length = 0	R/Length = 1.0
実験	1 時間程度	1 時間程度	11 時間程度	27 時間程度
作業時間合計	約 8 時間	約 11 時間	16 時間程度	37 時間程度

\*1 JAXA 田口様より形状データ提供のため不明

\*2 プロセッサ:2×3GHz Quad - Core Intel Xeon, メモリ:4G 667 MHz

表 6 実験条件(淀み点圧力, 淀み点温度)

Run No	TYPE1	TYPE2	TYPE3	TYPE4	TYPE5
淀み点圧力 [kPa]	950	950	950	950	950
淀み点温度 [K]	546	547	517	514	485

表 7 CFD 検討条件

マッハ数	7
Re 数	$1.1 \times 10^5$
機体長	0.1[m]
一様流圧力	229[Pa]
一様流温度	50.7[K]

表 8 TYPE1 形状における迎角-空力特性 (CFD R/L = 0)

AoA	L/D	Cl	Cdp	Cdf	Cd	Cdf/Cd	Cdp/Cd
4	5.342	0.102	0.017	0.0020	0.0192	10.7	88.0
3	5.853	0.089	0.013	0.0021	0.0152	13.8	86.2
2	6.392	0.075	0.010	0.0022	0.0118	18.2	81.8
1	6.809	0.062	0.007	0.0023	0.0091	25.6	74.4
0	7.057	0.049	0.004	0.0024	0.0069	35.2	64.8
-1	6.744	0.035	0.003	0.0025	0.0052	48.0	52.0
-2	5.256	0.022	0.002	0.0026	0.0041	62.9	37.1
-3	2.164	0.008	0.001	0.0028	0.0037	75.3	24.7
-4	-1.544	-0.006	0.001	0.0029	0.0038	77.2	22.8
-5	-4.531	-0.020	0.001	0.0030	0.0044	67.6	32.4

表 9 各前縁厚みにおける迎角-空力特性

AoA	L/D	Cl	Cdp	Cdf	Cd	Cdf/Cd	Cdp/Cd
4	5.157	0.104	0.019	0.0017	0.0202	8.3	91.7
3	5.570	0.090	0.014	0.0018	0.0162	10.9	89.1
2	5.919	0.076	0.011	0.0020	0.0129	15.9	84.1
1	6.138	0.062	0.008	0.0023	0.0101	22.5	77.5
0	6.315	0.048	0.006	0.0021	0.0076	27.6	72.4
-1	5.592	0.034	0.004	0.0025	0.0062	40.1	59.9
-2	4.169	0.021	0.003	0.0024	0.0049	48.4	51.6
-3	1.615	0.007	0.002	0.0021	0.0041	51.0	49.0
-4	-1.677	-0.007	0.002	0.0024	0.0044	54.9	45.1

表 10 TYPE3 形状における迎角-空力特性 (CFD R/L = 1.0)

R/L	L/D	Cl	Cdp	Cdf	Cd	Cdf/Cd	Cdp/Cd
0	4.232	0.049	0.004	0.0024	0.0069	35.2	64.8
0.5	4.112	0.049	0.005	0.0023	0.0072	31.2	68.8
1	3.941	0.048	0.006	0.0021	0.0076	27.6	72.4
1.5	3.678	0.048	0.006	0.0024	0.0084	28.4	71.6
2	3.539	0.048	0.007	0.0021	0.0089	23.7	76.3
2.5	3.328	0.047	0.007	0.0022	0.0096	23.0	77.0
3	3.141	0.047	0.008	0.0023	0.0104	22.1	77.9



図番	図題	頁
図 1. 1	A2 (Reaction Engines)	66
図 1. 2	X-51 (Boeing)	66
図 1. 3	Hypersonic Wind Tunuel	67
図 1. 4	Wedge-derived Waverider	67
図 2. 1	Oblique Shock Theory ( Velocity component )	68
図 2. 2	Oblique Shock Theory ( Velocity )	68
図 2. 3	Flow through cone	69
図 2. 4	Mach VS. shock angel $\beta$	69
図 2. 5	Mach VS. Pressure Coefficient	70
図 2. 6	Caret Waverider	70
図 2. 7	Caret Waverider design	71
図 2. 8	Conical Waverider design	71
図 2. 9	Base Plane design of Conical-derived Waverider	71
図 2. 10	Lower Plane design of Conical-derived Waverider	72
図 2. 11	Control Surface	72
図 2. 12	Upper-surface trailing edge parabolic arcs	72
図 2. 13	Genetic Algorism	73
図 2. 14	Examples of Selection	73
図 2. 15	Crossover	74
図 2. 16	Mutation	74
図 2. 17	Simplex Algorism	75
図 2. 18	Top Flat Conical Waverider with Shock	75
図 2. 19	TYPE4(1)	76
図 2. 20	TYPE4(2)	76
図 2. 21	TYPE4(3)	76
図 3. 1	Modela MD-X21	77
図 3. 2	TYPE1	77
図 3. 3	TYPE2	78
図 3. 4	TYPE4	78
図 3. 5	TYPE5	79

図 3.6	材料設置	79
図 3.7	切削終了	80
図 3.8	測定室内取り付け	80
図 3.9	六分力較正天秤	81
図 3.10	光源(ハロゲンランプ)	82
図 3.11	ナイフエッジ	82
図 3.12	ナイフエッジ～受光部	82
図 3.13	測定室	83
図 4.1	L/D,CL,CD vs. Time[s] (TYPE1)	84
図 4.2	CL vs. Time[s] (AoA 0 [deg])	84
図 4.3	CDvs. Time[s] (AoA 0 [deg])	85
図 4.4	L/D vs. Time[s] (AoA 0 [deg])	85
図 4.5	CL vs. Angle of Attack [deg] (TYPE1)	86
図 4.6	CD vs. Angle of Attack [deg] (TYPE1)	86
図 4.7	L/D vs. Angle of Attack [deg] (TYPE1)	87
図 4.8	L/D,CL,CD vs. Time[s] (TYPE2)	88
図 4.9	CL vs. Angle of Attack [deg] (TYPE2)	88
図 4.10	CD vs. Angle of Attack [deg] (TYPE2)	89
図 4.11	L/D vs. Angle of Attack [deg] (TYPE2)	89
図 4.12	L/D,CL,CD vs. Time[s] (TYPE3)	90
図 4.13	CL vs. Angle of Attack [deg] (TYPE3)	90
図 4.14	CD vs. Angle of Attack [deg] (TYPE3)	91
図 4.15	L/D vs. Angle of Attack [deg] (TYPE3)	91
図 4.16	L/D,CL,CD vs. Time[s] (TYPE4)	92
図 4.17	CL vs. Angle of Attack [deg] (TYPE4)	92
図 4.18	CD vs. Angle of Attack [deg] (TYPE4)	93
図 4.19	L/D vs. Angle of Attack [deg] (TYPE4)	93
図 4.20	CL vs. Angle of Attack [deg] (TYPE5)	94
図 4.21	CD vs. Angle of Attack [deg] (TYPE5)	94
図 4.22	L/D vs. Angle of Attack [deg] (TYPE5)	95
図 4.23	Schlieren Photograph of TYPE1 (Side View)	96
図 4.24	Schlieren Photograph of TYPE1 (Top View)	96
図 4.25	Schlieren Photograph of TYPE1 (Side View,Zoom)	97
図 4.26	Schlieren Photograph of TYPE2 (Side View)	98
図 4.27	Schlieren Photograph of TYPE2 (Top View)	98



☒ 4. 28	Schlieren Photograph of TYPE3 (Side View)	99
☒ 4. 29	Schlieren Photograph of TYPE3 (Side View)	99
☒ 4. 30	Schlieren Photograph of TYPE3 (Side View,Zoom)	100
☒ 4. 31	Schlieren Photograph of TYPE4 (Side View)	101
☒ 4. 32	Schlieren Photograph of TYPE4 (Top View)	101
☒ 4. 33	Schlieren Photograph of TYPE5 (Side View)	102
☒ 4. 34	Schlieren Photograph of TYPE5 (Top View)	102
☒ 4. 35	Schlieren Photograph of TYPE1 (Side View,AoA +4[deg])	103
☒ 4. 36	Schlieren Photograph of TYPE1 (Side View,AoA -3.5[deg])	103
☒ 4. 37	Result of Oil Flow Test	104
☒ 5. 1	Grid (Side View)	105
☒ 5. 2	Grid(Base plane)	105
☒ 5. 3	Three dimensional Grid (91×111×81) around half TYPE1 configuration	106
☒ 5. 4	CL vs. Angle of Attack [deg] (CFD)	107
☒ 5. 5	CD vs. Angle of Attack [deg] (CFD)	107
☒ 5. 6	L/D vs. Angle of Attack [deg] (CFD)	108
☒ 5. 7	Density Contour of Center of the Body (AoA 0[deg])	109
☒ 5. 8	Density Contour of Base Plane (AoA 0[deg])	109
☒ 5. 9	Density Contour of Center of the Body (AoA 1[deg])	110
☒ 5. 10	Density Contour of Base Plane (AoA 1[deg])	110
☒ 5. 11	Density Contour of Center of the Body (AoA 2[deg])	110
☒ 5. 12	Density Contour of Base Plane (AoA 2[deg])	110
☒ 5. 13	Density Contour of Center of the Body (AoA 3[deg])	111
☒ 5. 14	Density Contour of Base Plane (AoA 3[deg])	111
☒ 5. 15	Density Contour of Center of the Body (AoA 4[deg])	111
☒ 5. 16	Density Contour of Base Plane (AoA 4[deg])	111
☒ 5. 17	Density Contour of Center of the Body (AoA -1[deg])	112
☒ 5. 18	Density Contour of Base Plane (AoA -1[deg])	112
☒ 5. 19	Density Contour of Center of the Body (AoA -2[deg])	112
☒ 5. 20	Density Contour of Base Plane (AoA -2[deg])	112
☒ 5. 21	Density Contour of Center of the Body (AoA -3[deg])	113
☒ 5. 22	Density Contour of Base Plane (AoA -3[deg])	113
☒ 5. 23	Density Contour of Center of the Body (AoA -4[deg])	113
☒ 5. 24	Density Contour of Base Plane (AoA -4[deg])	113
☒ 5. 25	Grid of Base Plane ( R/L=1.0)	114

☒ 5. 26	Grid of Base Plane ( R/L=1.0)	114
☒ 5. 27	CL vs. Angle of Attack [deg] (R/L=0, R/L=1.0)	115
☒ 5. 28	CD vs. Angle of Attack [deg] (R/L=0, R/L=1.0)	115
☒ 5. 29	L/D vs. Angle of Attack [deg](R/L=0, R/L=1.0)	116
☒ 5. 30	CL vs. R/Length	116
☒ 5. 31	CD vs. R/Length	117
☒ 5. 32	L/D vs. R/Length	117
☒ 5. 33	Density Contour of Base Plane (R/L=1.0 vs. R/L=0.0 ,AoA 0[deg])	118
☒ 5. 34	Density Contour of Base Plane (R/L=3.0 vs. R/L=0.0 ,AoA 0[deg])	118
☒ 5. 35	Percentages of CD contributions (R/L=0)	119
☒ 5. 36	CD contributions (R/L=0)	119
☒ 5. 37	Percentages of CD contributions (R/L=1.0)	120
☒ 5. 38	CD contributions (R/L=1.0)	120



图 1.1 A2 (Reaction Engines)



图 1.2 X-51 (Boeing)

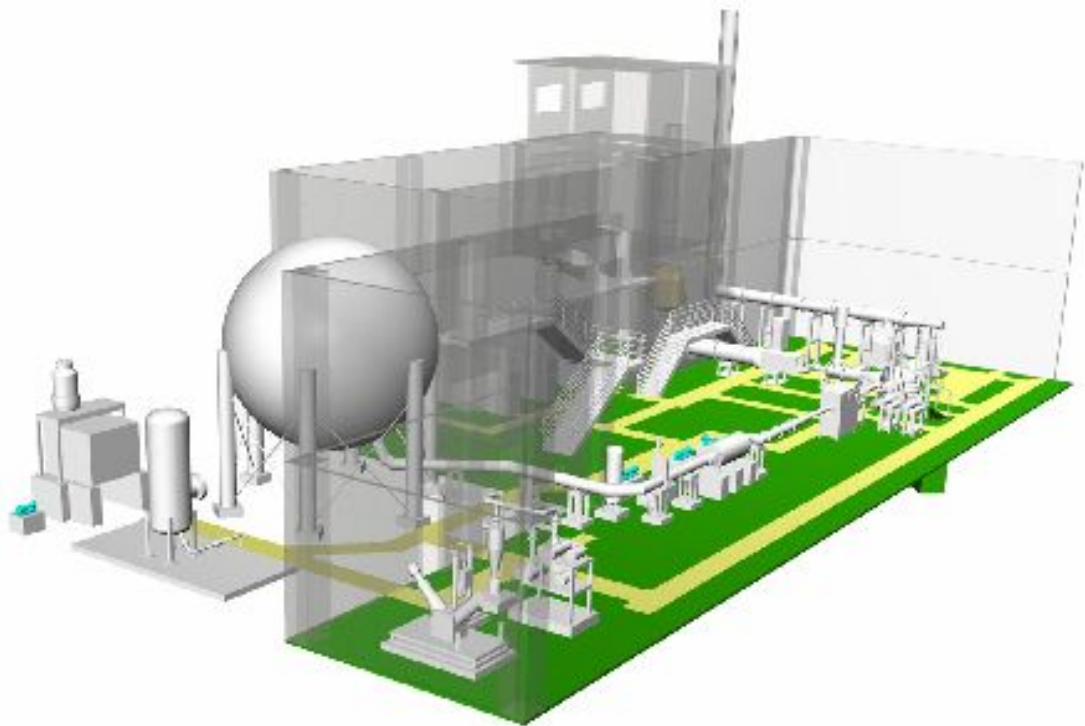


图 1.3 Hypersonic Wind Tunnel

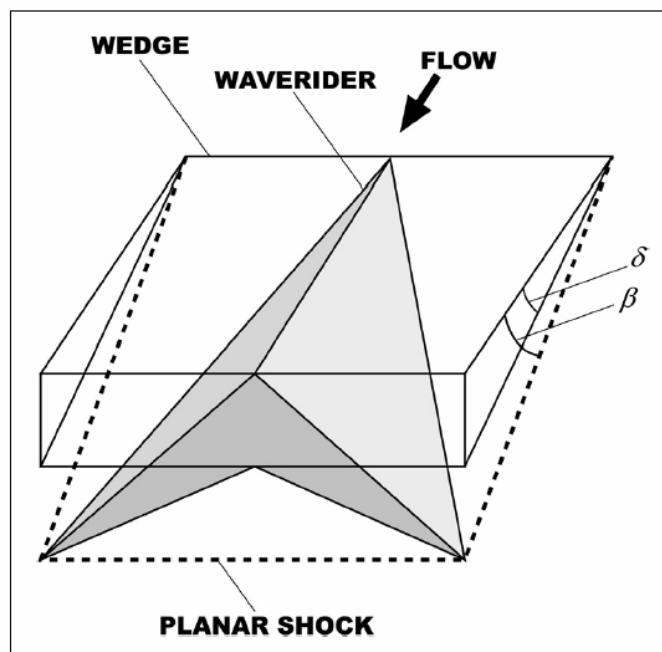


图 1.4 Wedge-derived Waverider

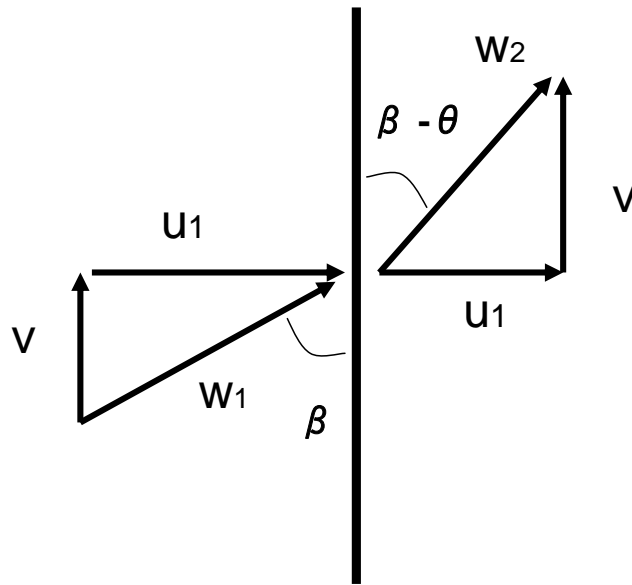


图 2.1 Oblique Shock Theory ( Velocity component )

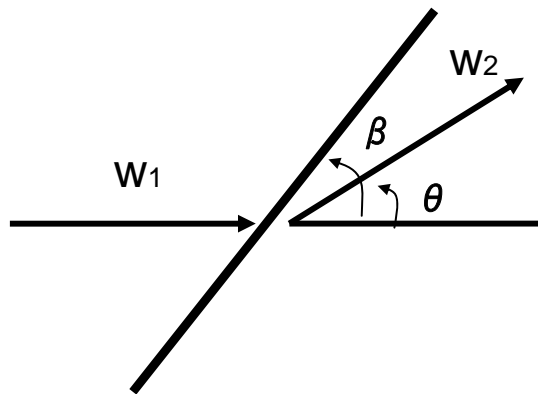


图 2.2 Oblique Shock Theory ( Velocity )

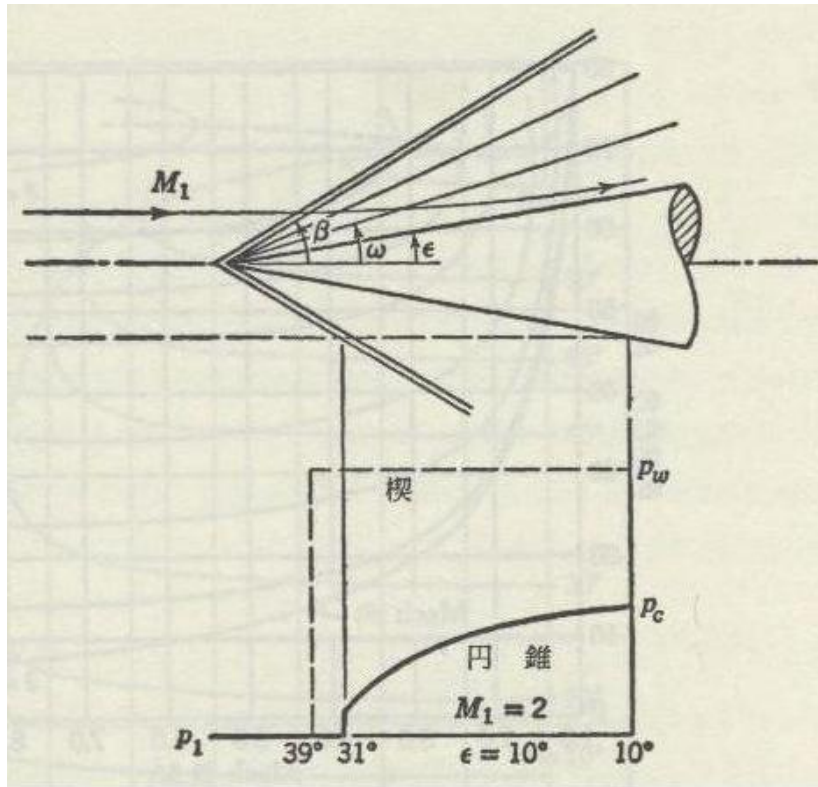


图 2.3 Flow through cone

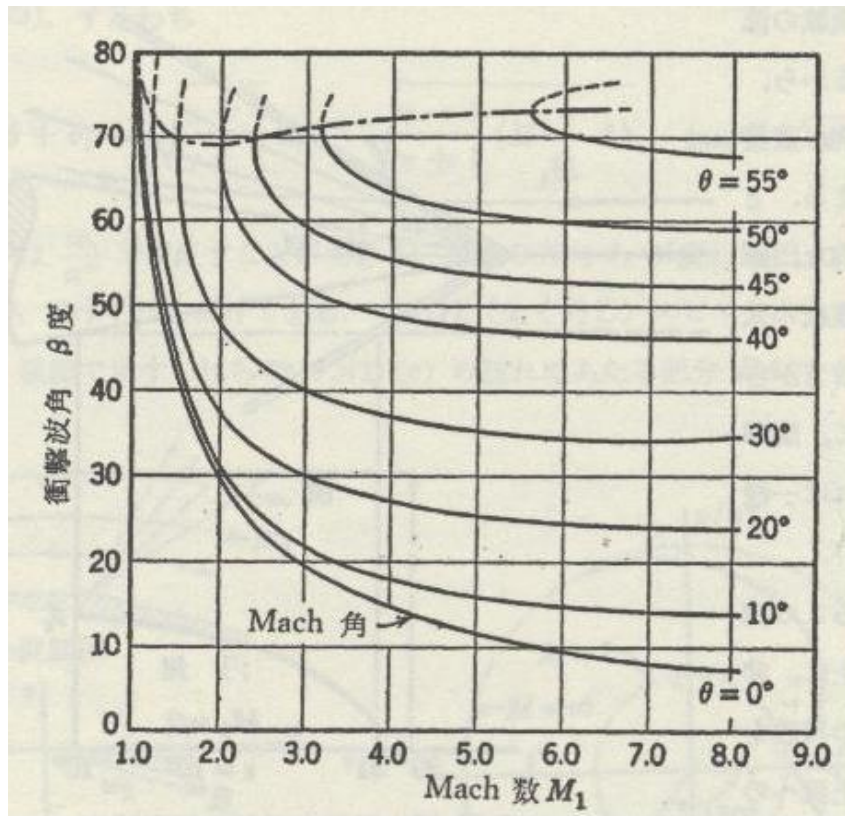


图 2.4 Mach vs. shock angel  $\beta$

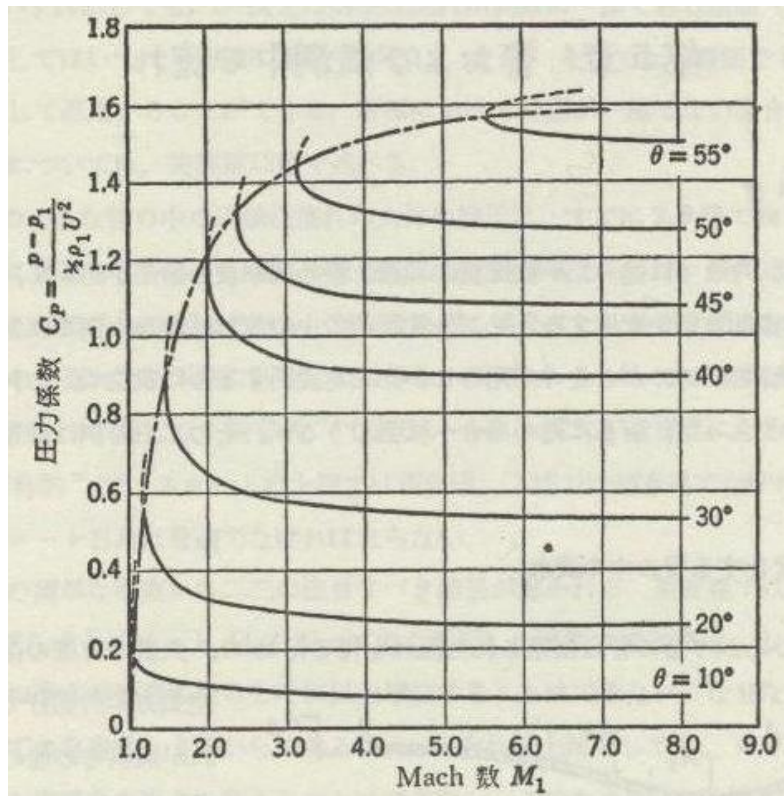


图 2.5 Mach vs. Pressure Coefficient

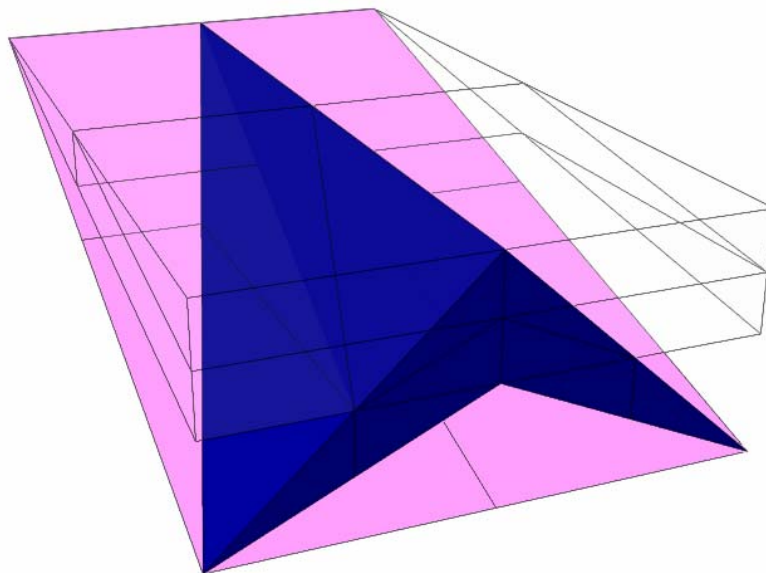
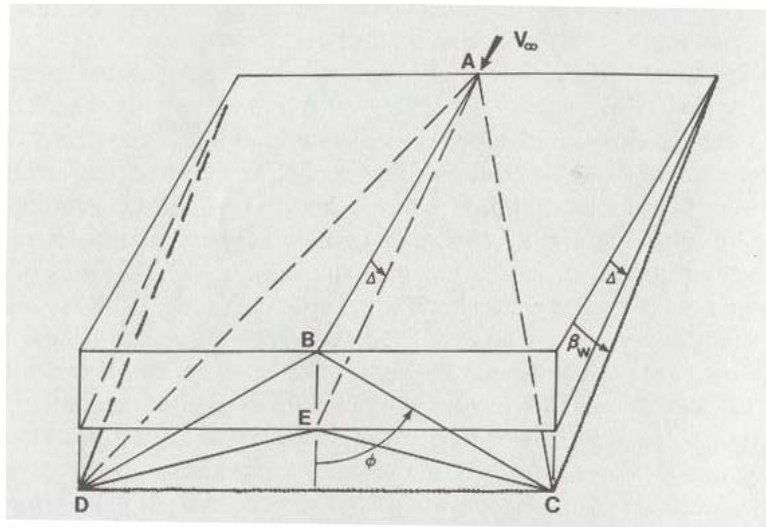
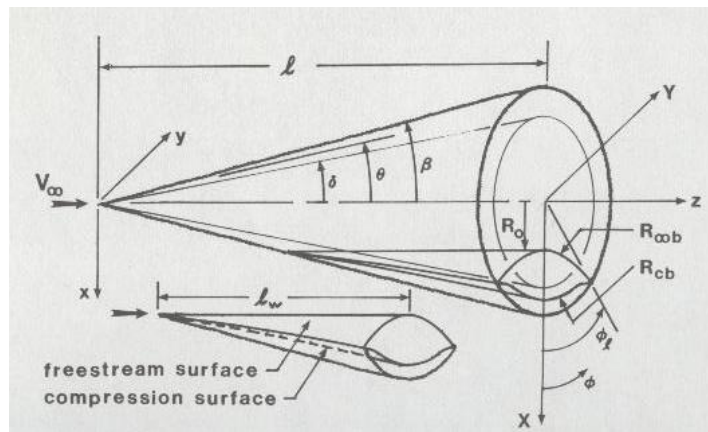


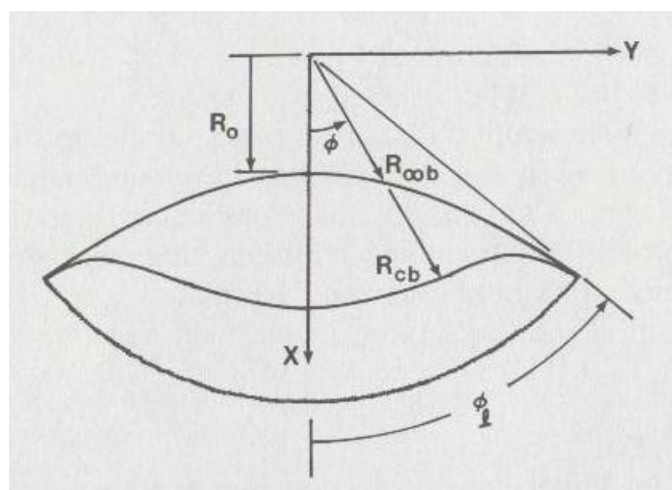
图 2.6 Caret Waverider



☒ 2.7 Caret Waverider design

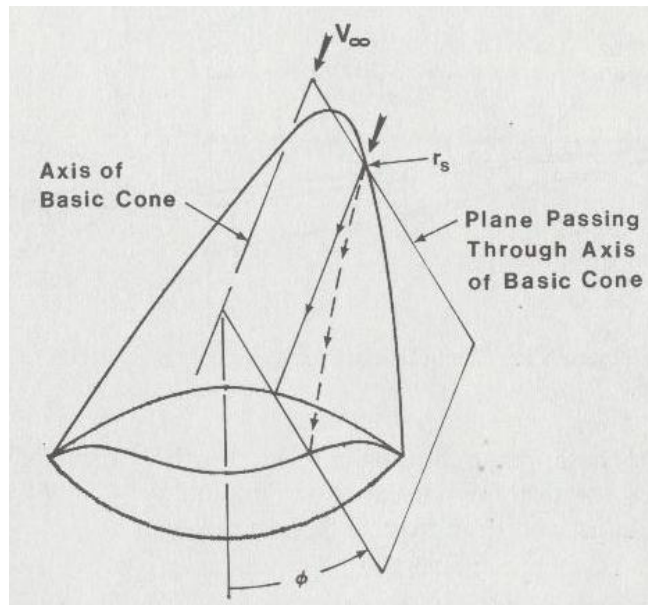


☒ 2.8 Conical Waverider design

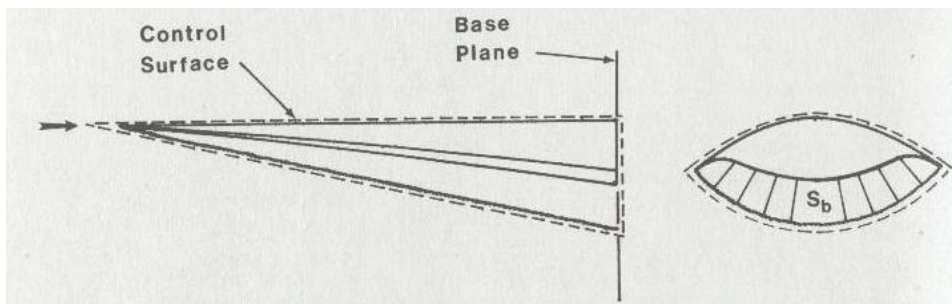


☒ 2.9 Base Plane design of Conical-derived Waverider

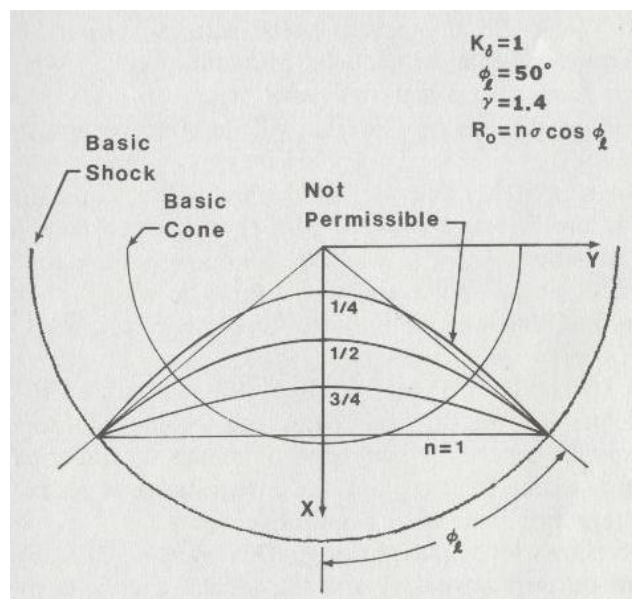




☒ 2.10 Lower Plane design of Conical-derived Waverider



☒ 2.11 Control Surface



☒ 2.12 Upper-surface trailing edge parabolic arcs

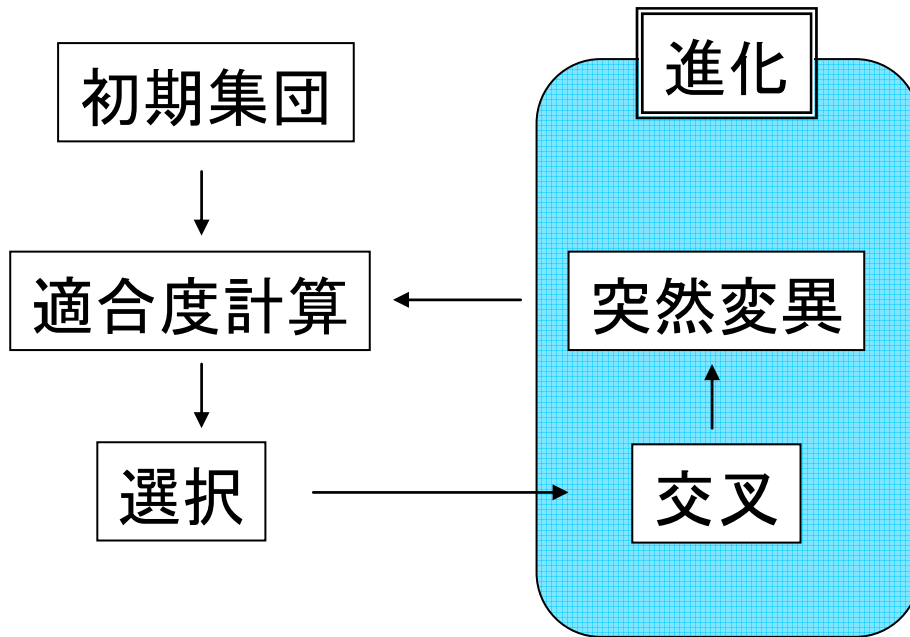


図 2.13 Genetic Algorithm

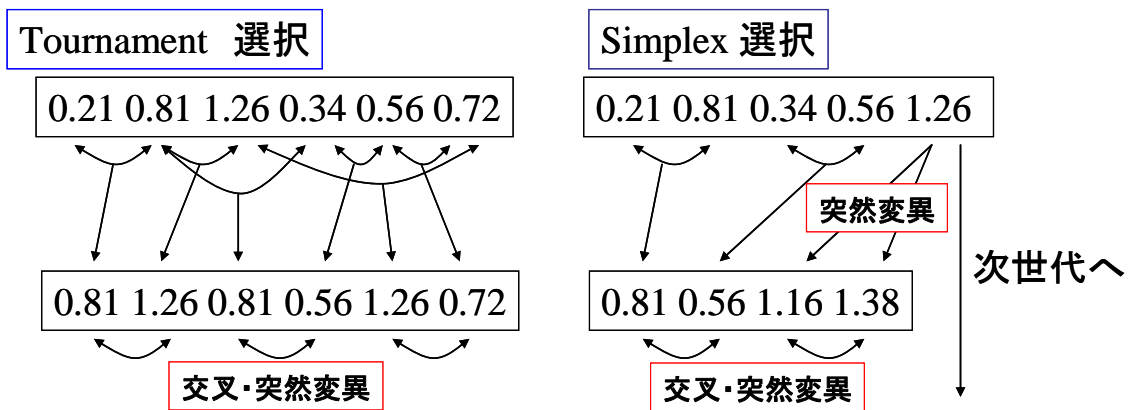


図 2.14 Examples of Selection

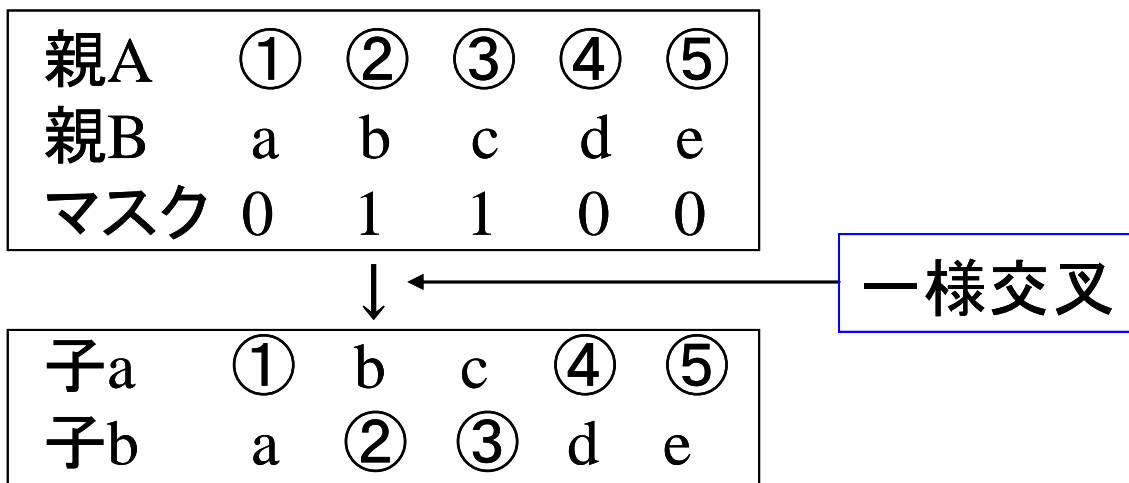


図 2.15 Crossover

$P_{mutation} = 0.01$

ビット列 : 1 0 0 1 1 0 1  
 ランダム列 : 0.283 0.789 0.543 0.006 0.341 0.091 0.987

↓ 突然変異

突然変後のビット列 : 1 0 0 0 1 0 1

図 2.16 Mutation

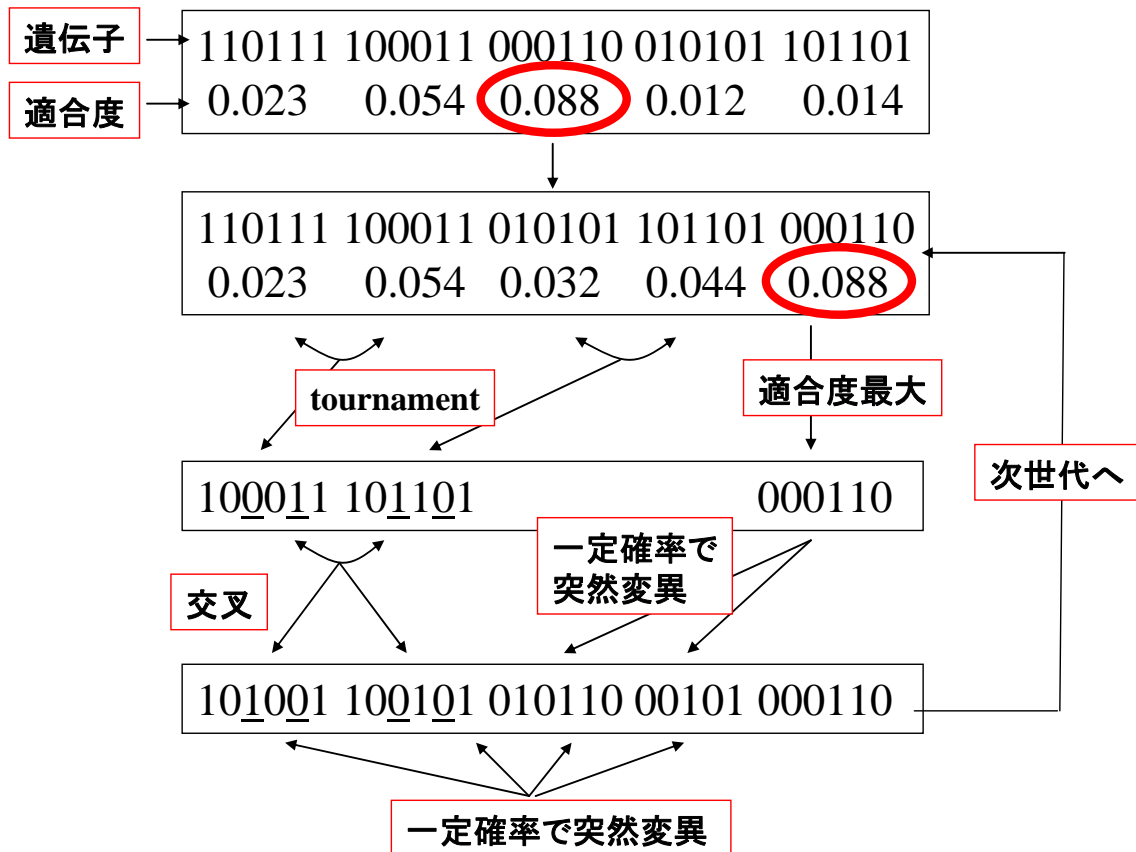


図 2.17 Simplex Algorithm

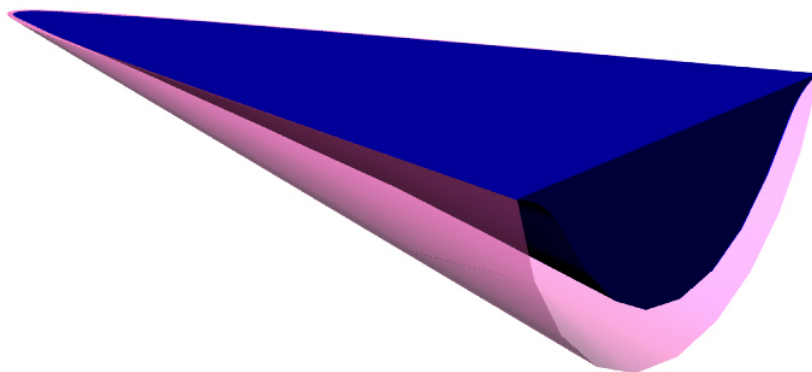


図 2.18 Top Flat Conical Waverider with Shock

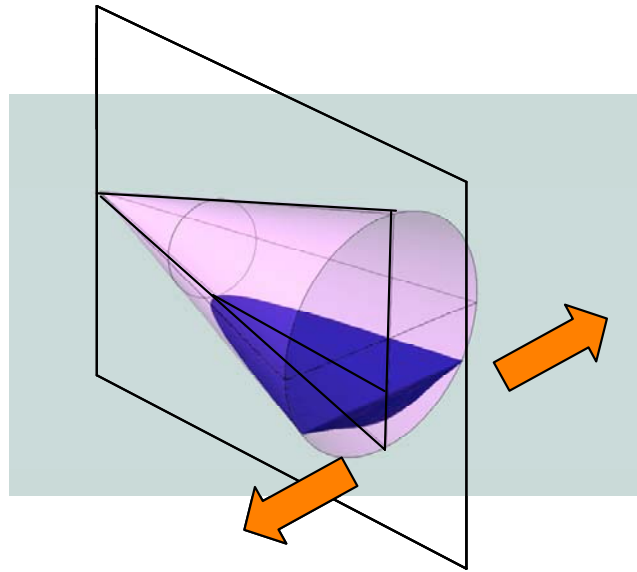


图 2.19 TYPE4(1)

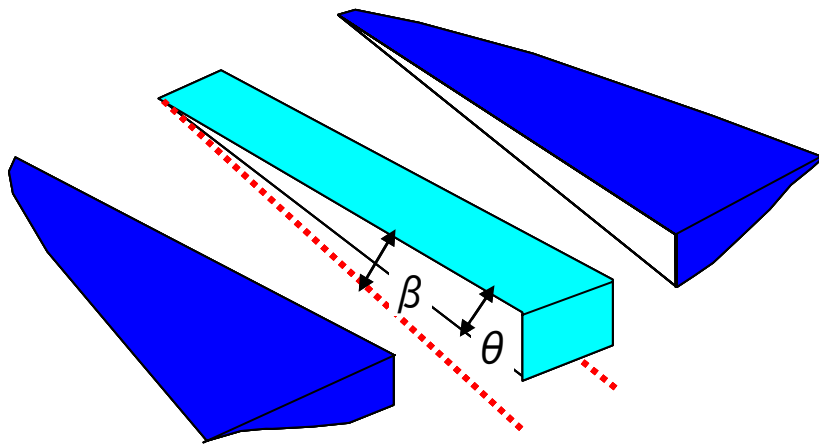


图 2.20 TYPE4(2)

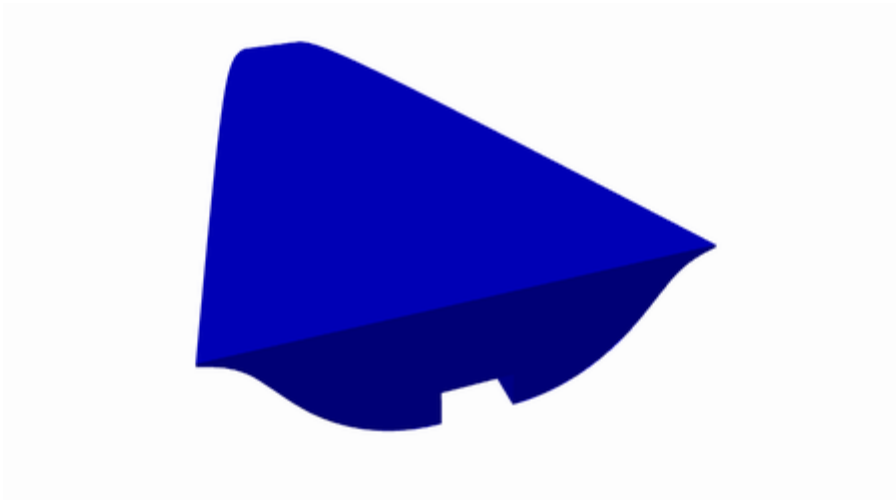


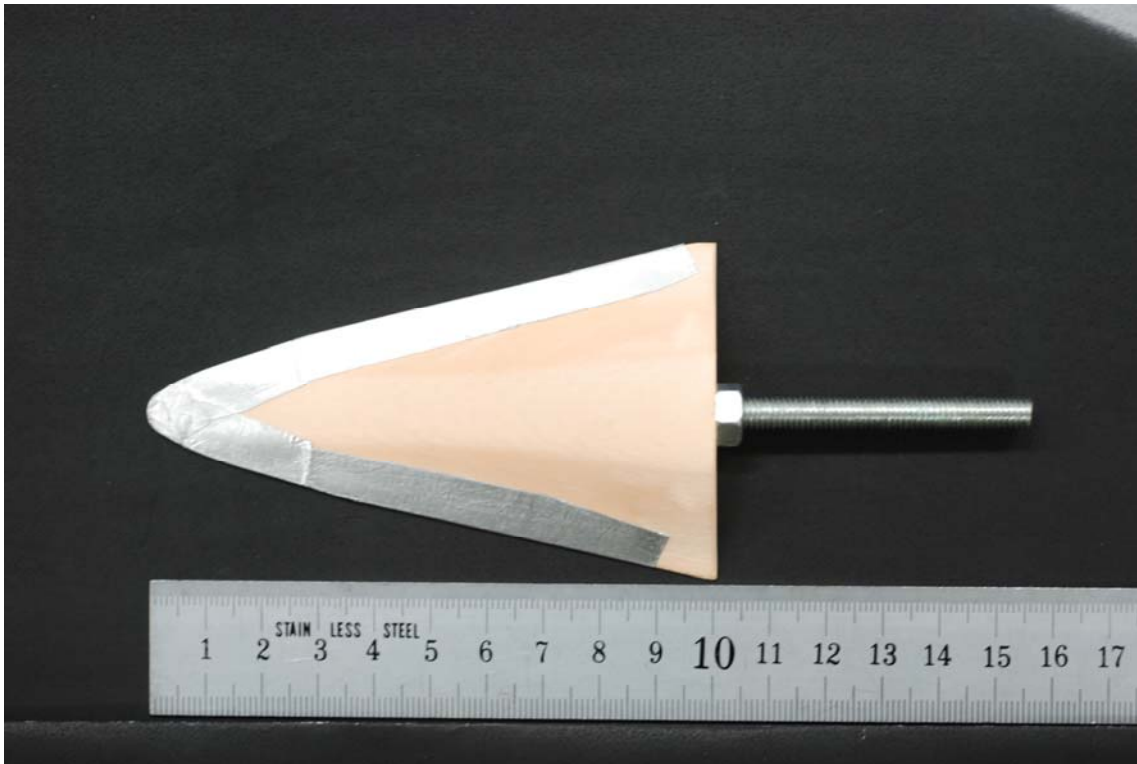
图 2.21 TYPE4(3)



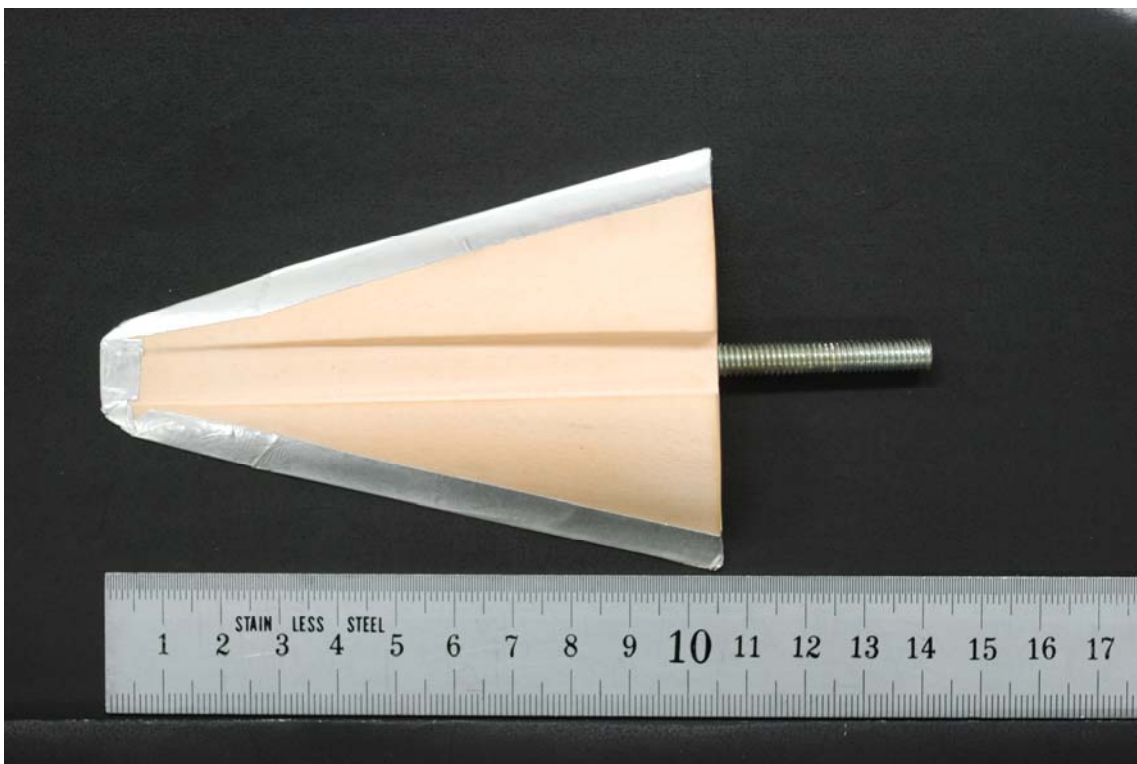
图 3.1 Modela MD-X21



图 3.2 TYPE1



☒ 3.3 TYPE2



☒ 3.4 TYPE4

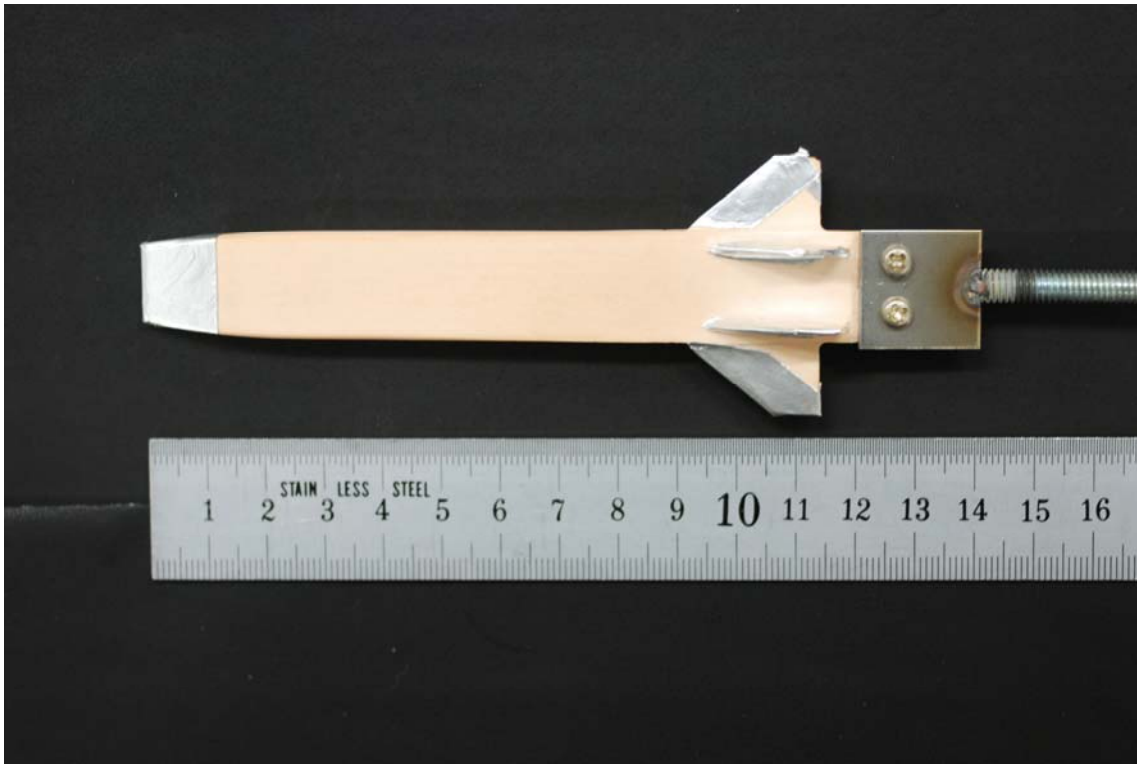


图 3.5 TYPE5



图 3.6 材料設置



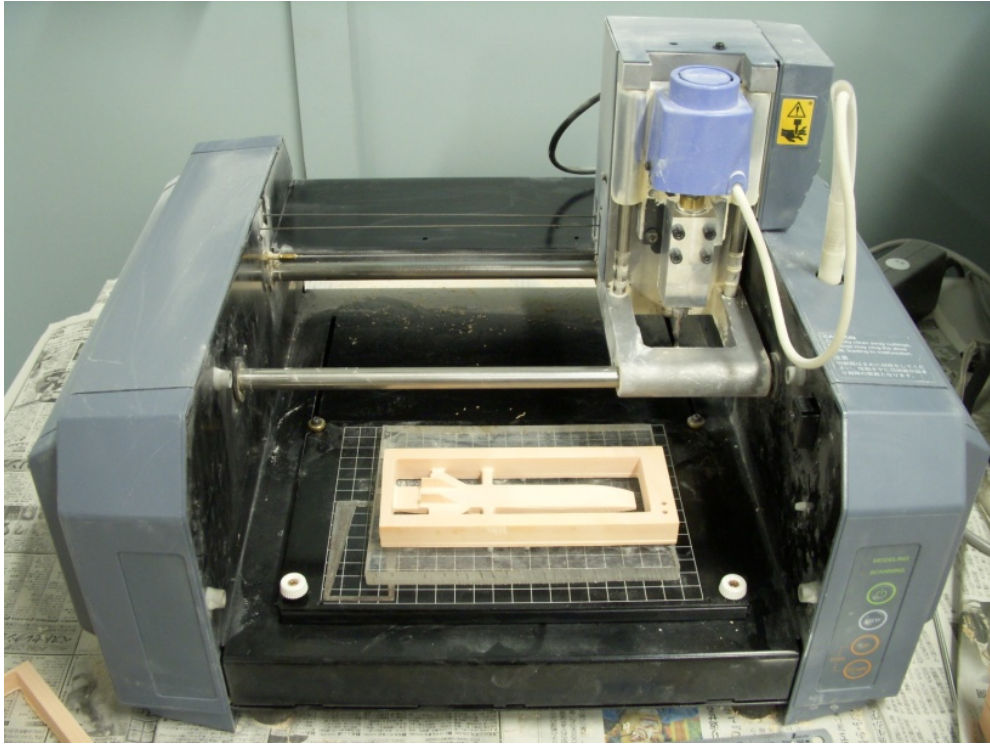


図 3.7 切削終了

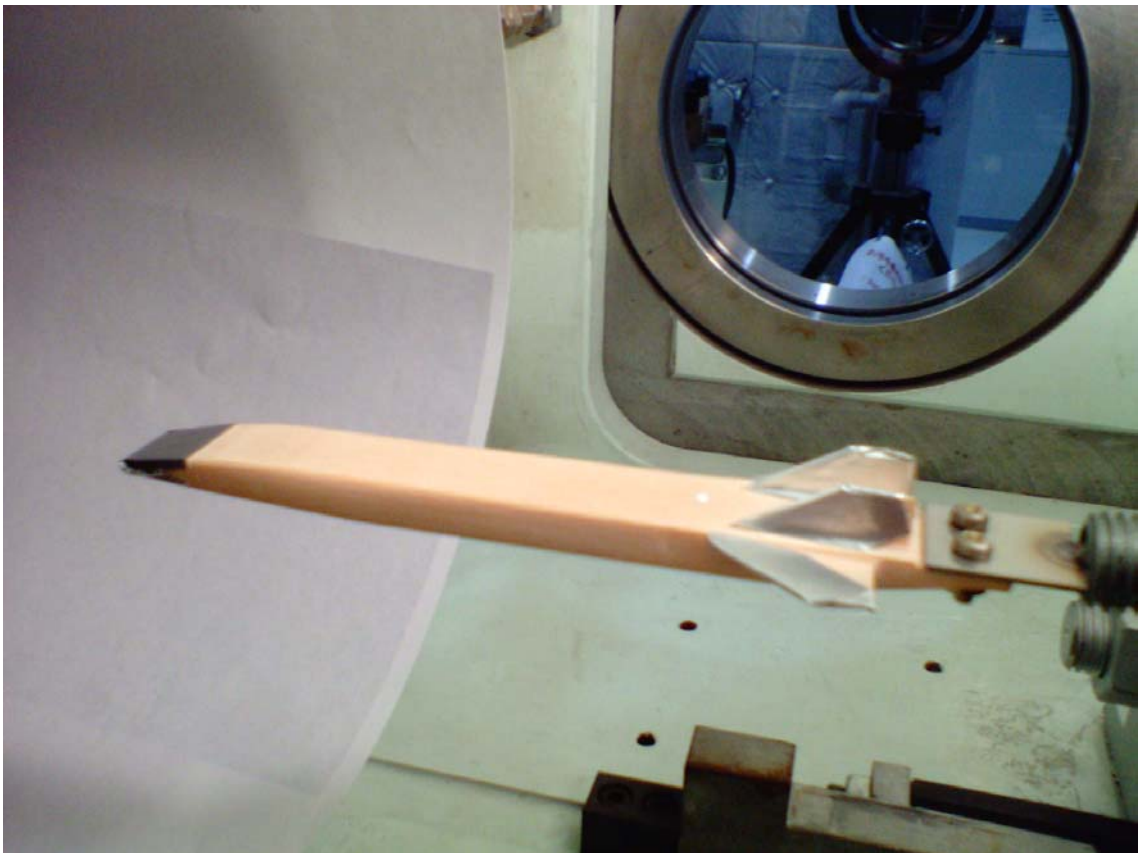


図 3.8 測定室内取り付け

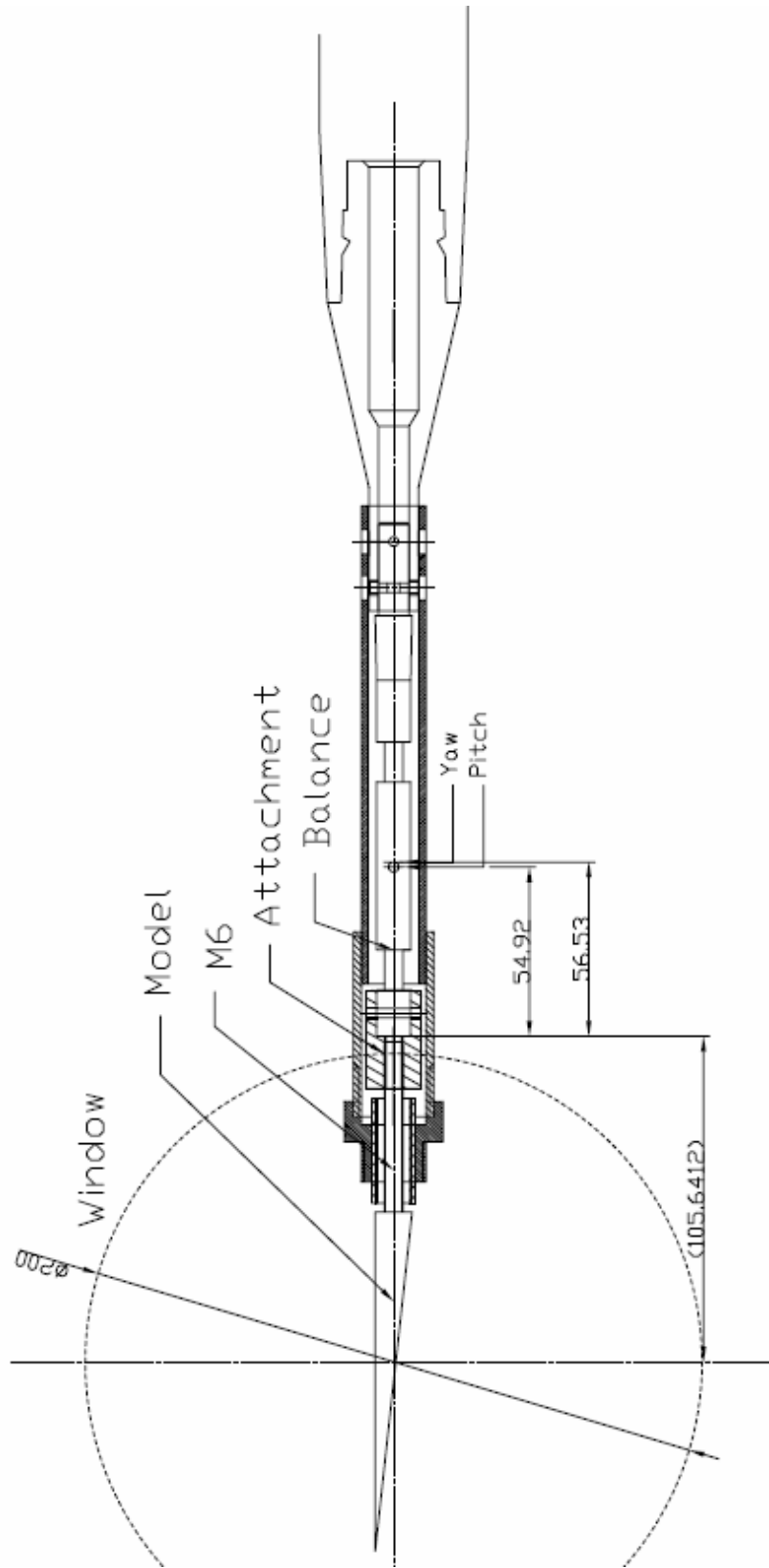


图 3.9 六分力校正天秤



図 3.10 光源 (ハロゲンランプ)

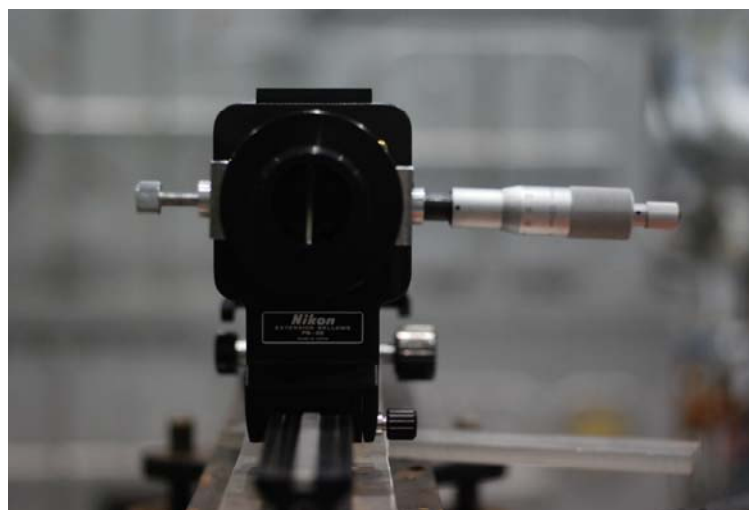


図 3.11 ナイフエッジ



図 3.12 ナイフエッジ～受光部

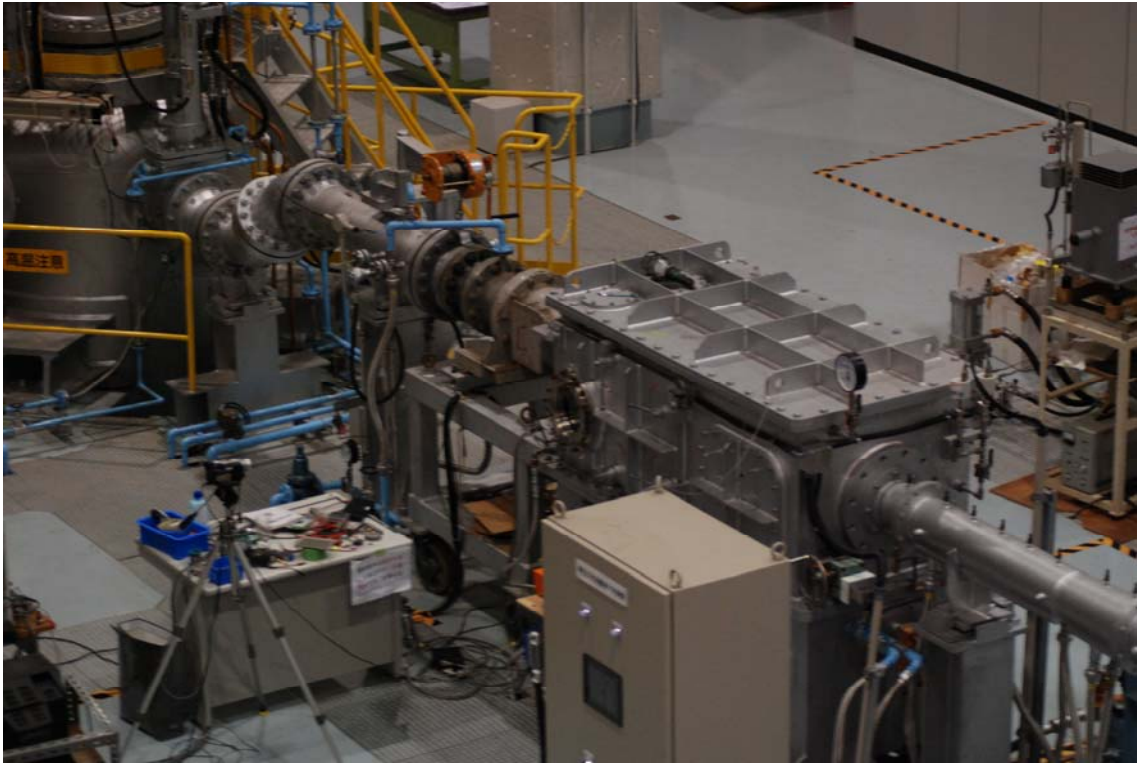


图 3.13 測定室

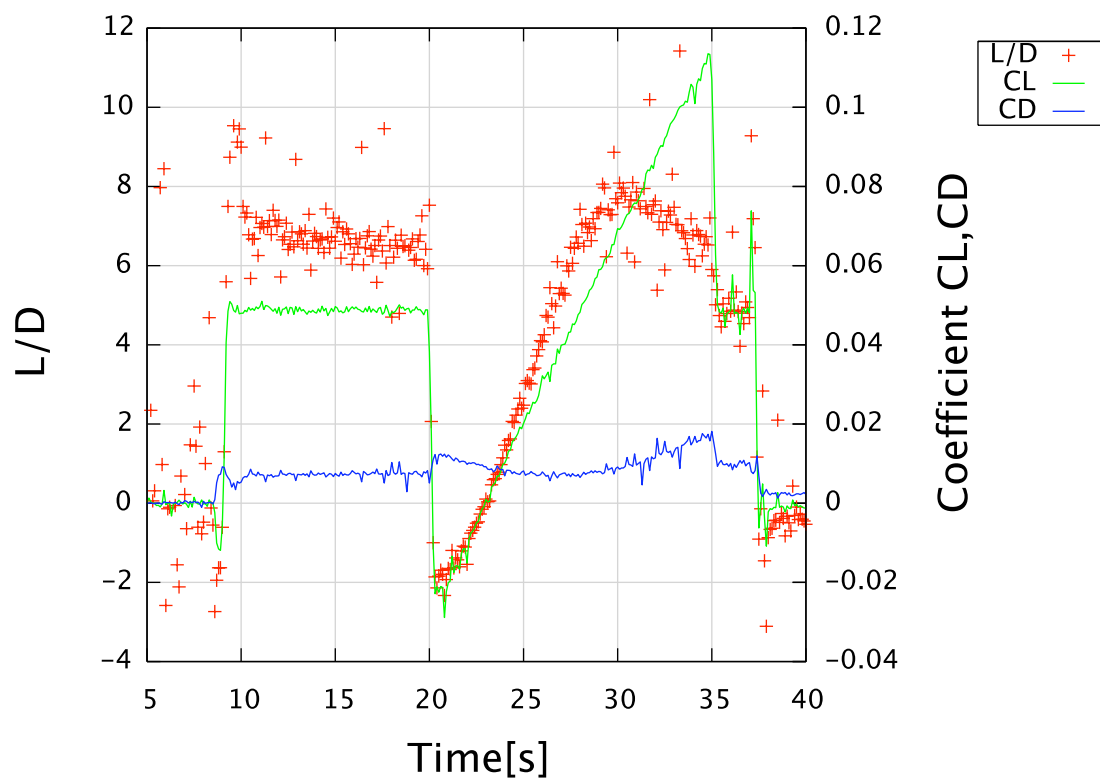


Figure 4.1 L/D,CL,CD vs. Time[s] (TYPE1)

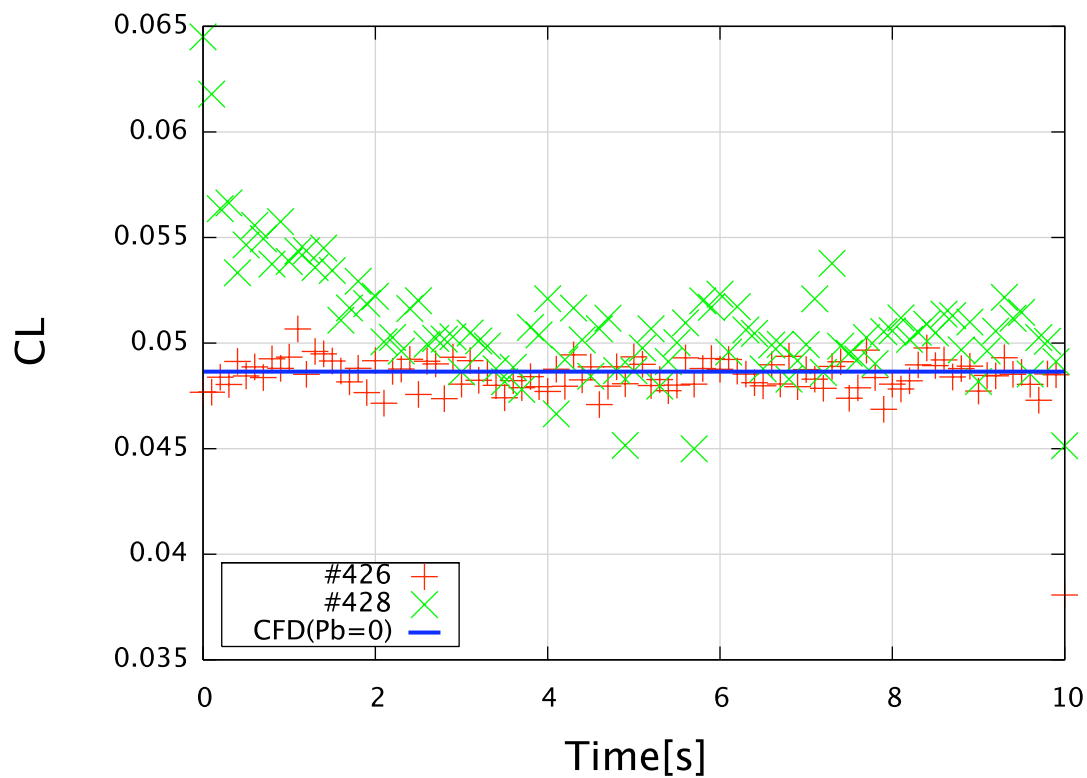


Figure 4.2 CL vs. Time[s] (AoA 0 [deg])

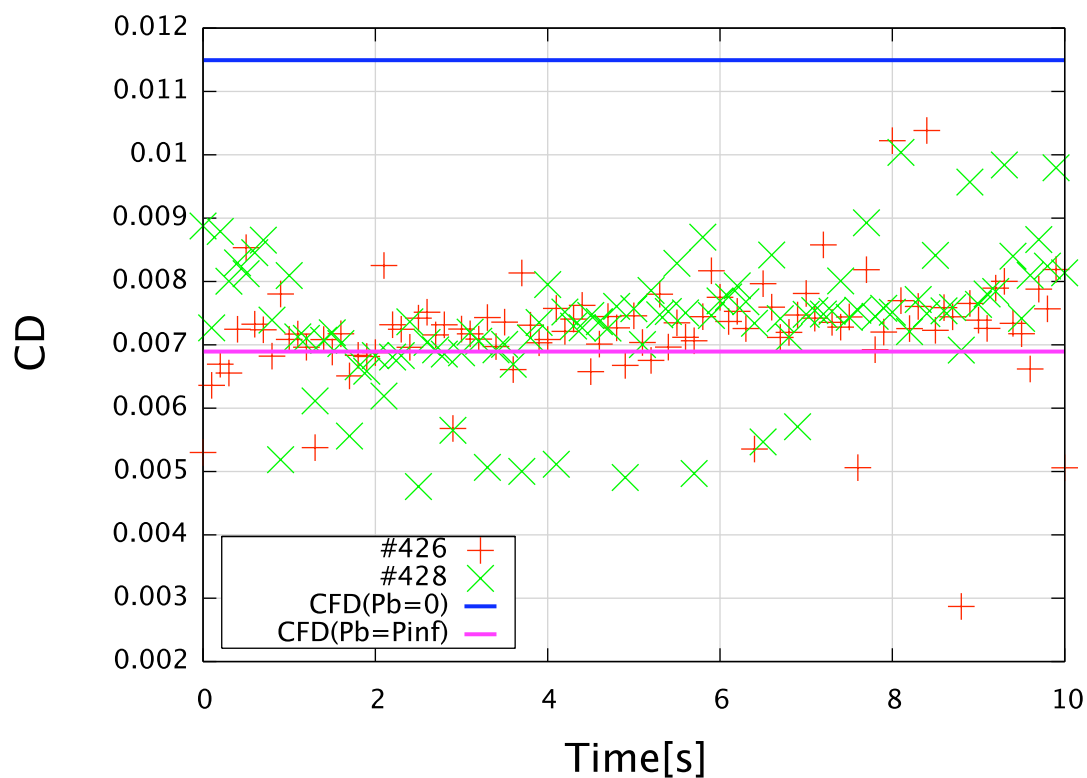


图 4.3 CD vs. Time[s] (AoA 0 [deg])

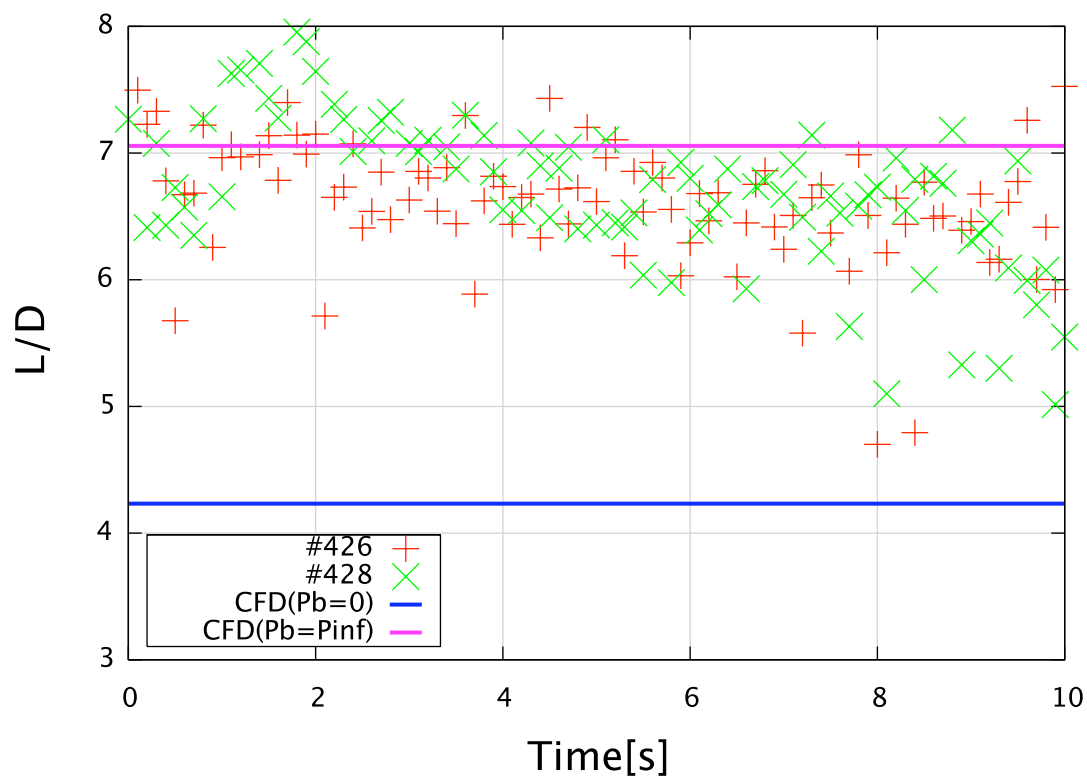
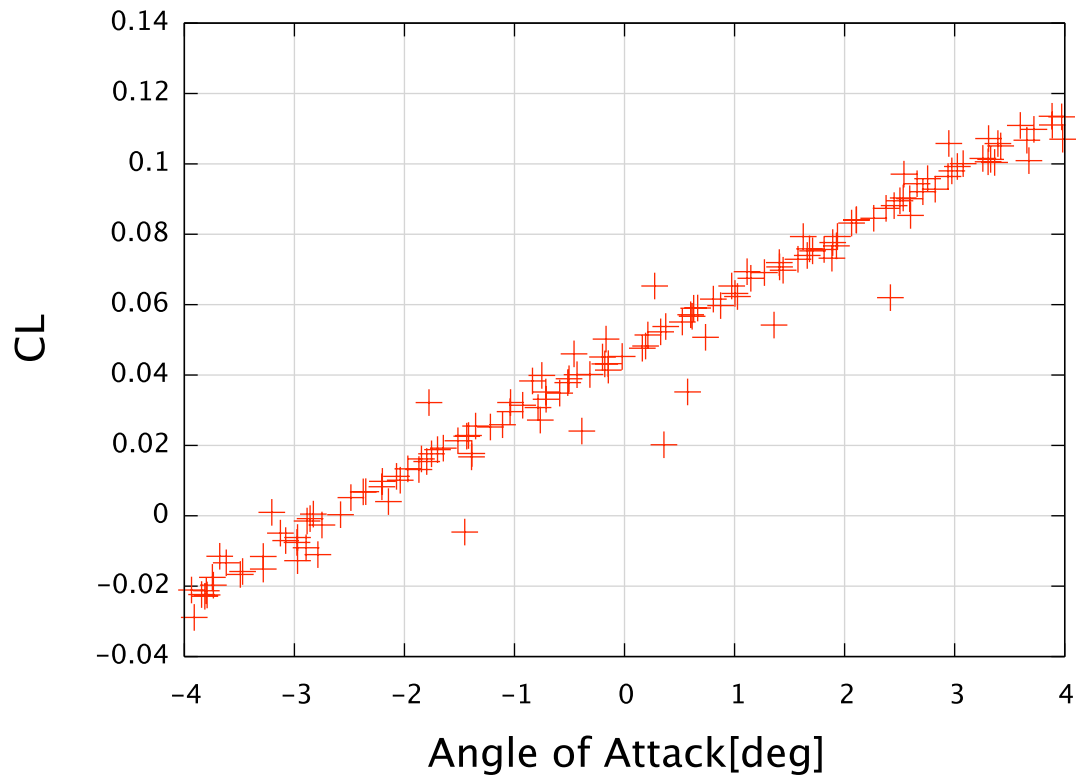
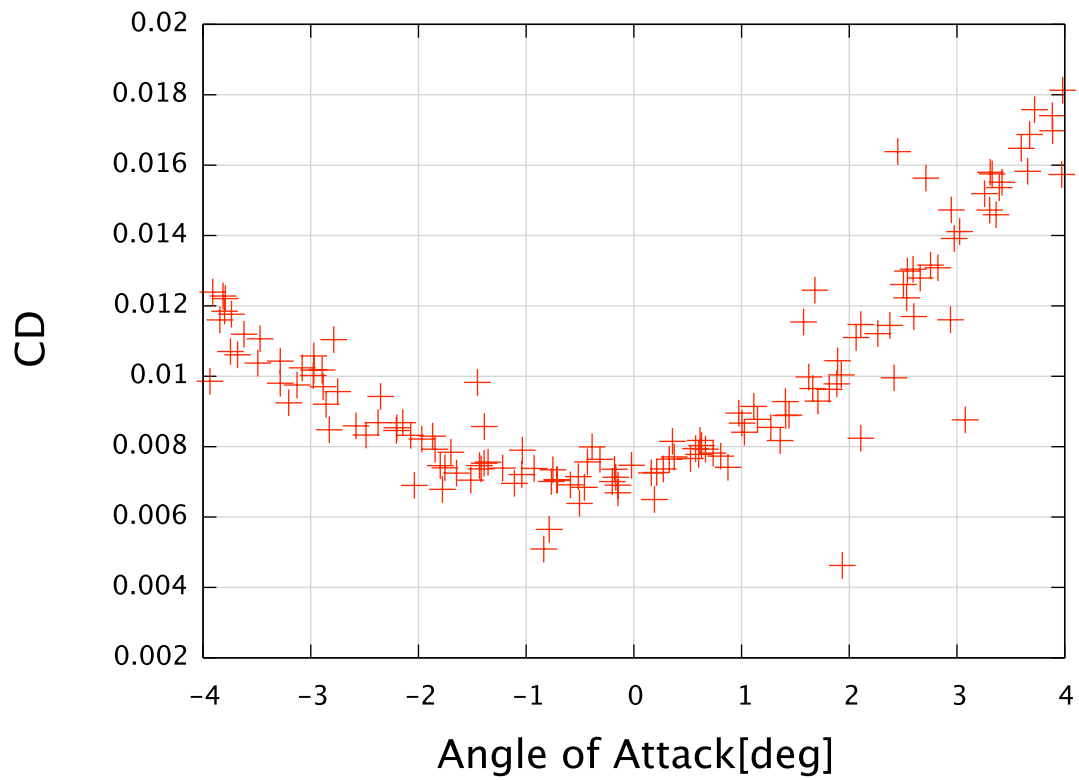


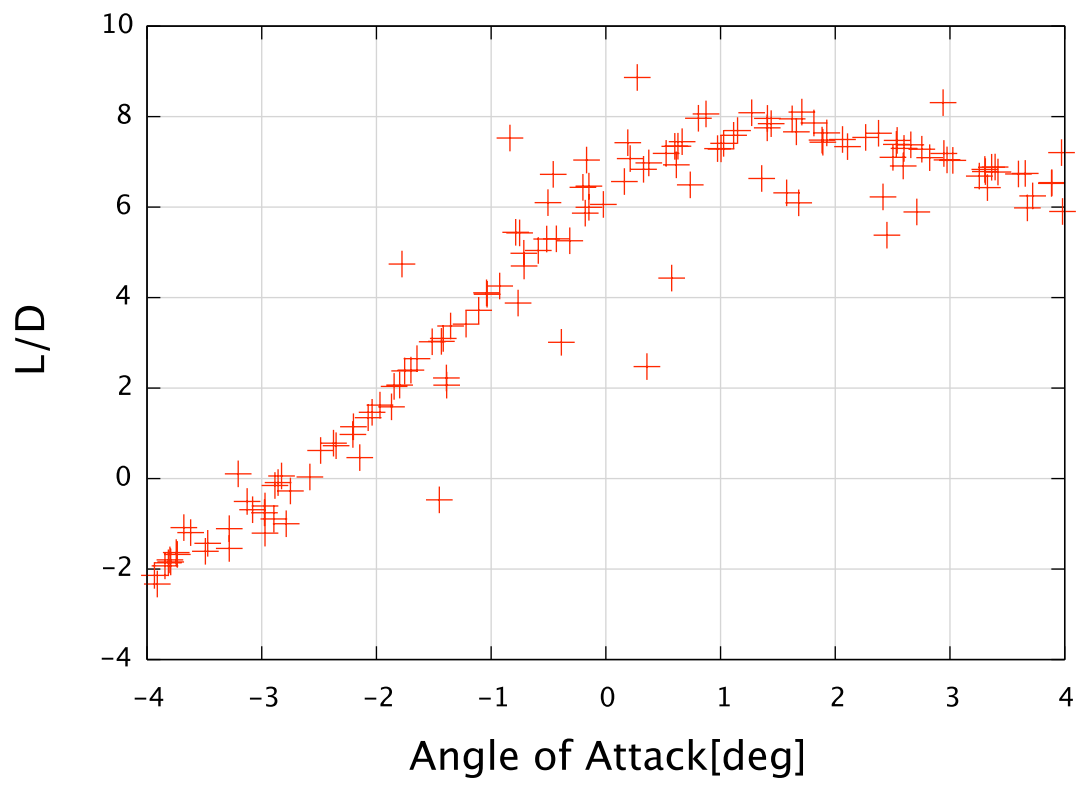
图 4.4 L/D vs. Time[s] (AoA 0 [deg])



☒ 4. 5 CL vs. Angle of Attack [deg] (TYPE1)

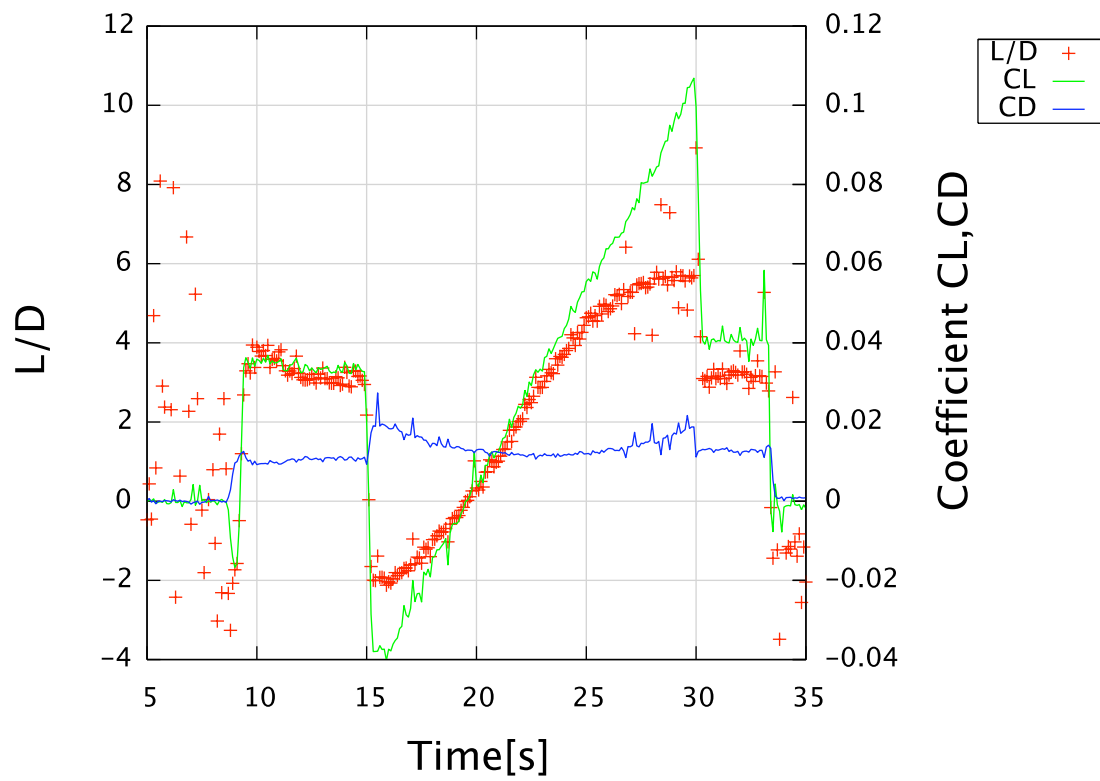


☒ 4. 6 CD vs. Angle of Attack [deg] (TYPE1)

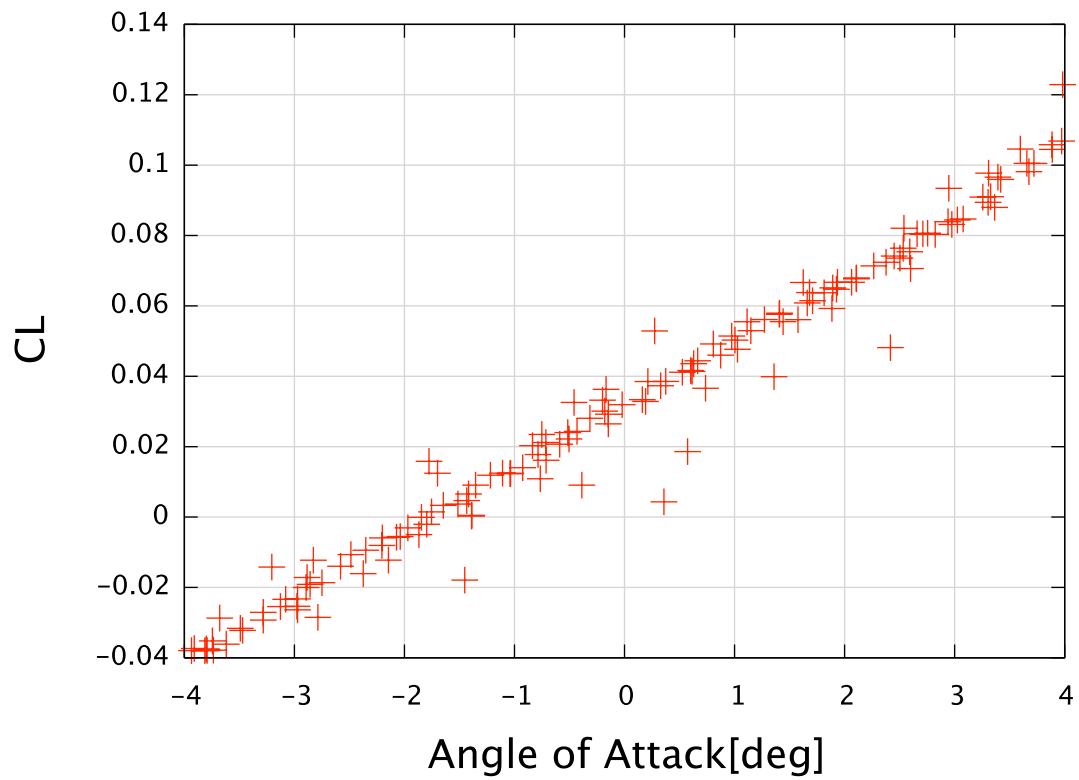


☒ 4.7 L/D vs. Angle of Attack [deg] (TYPE1)

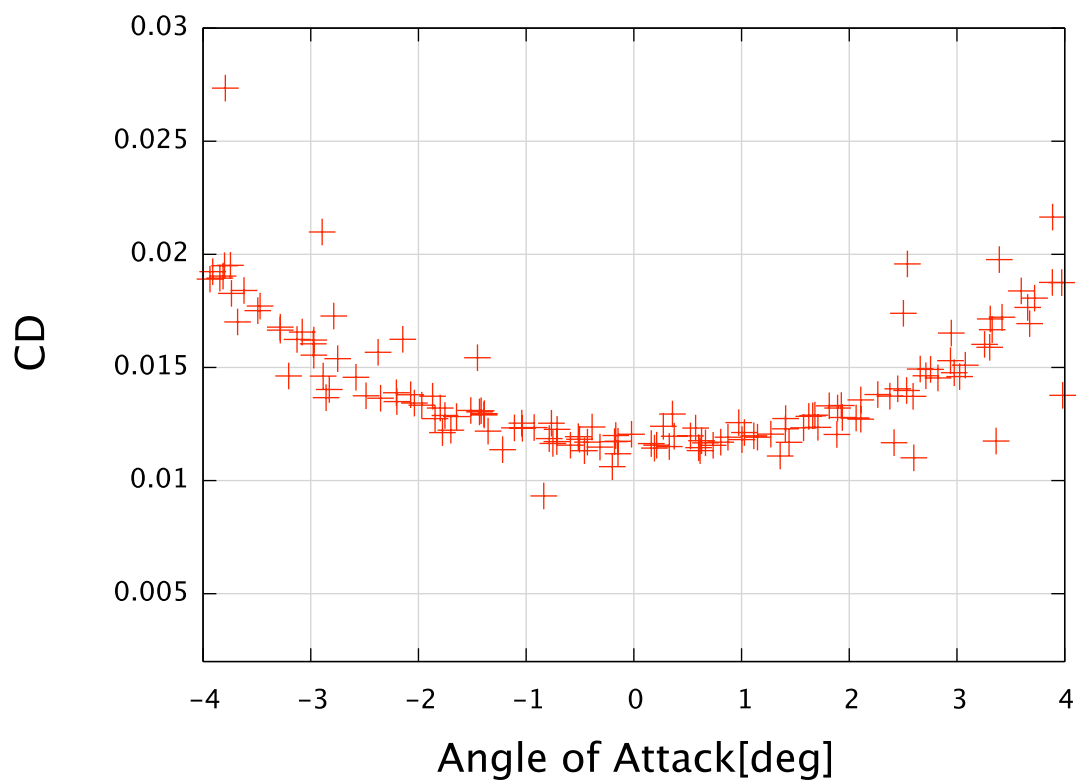




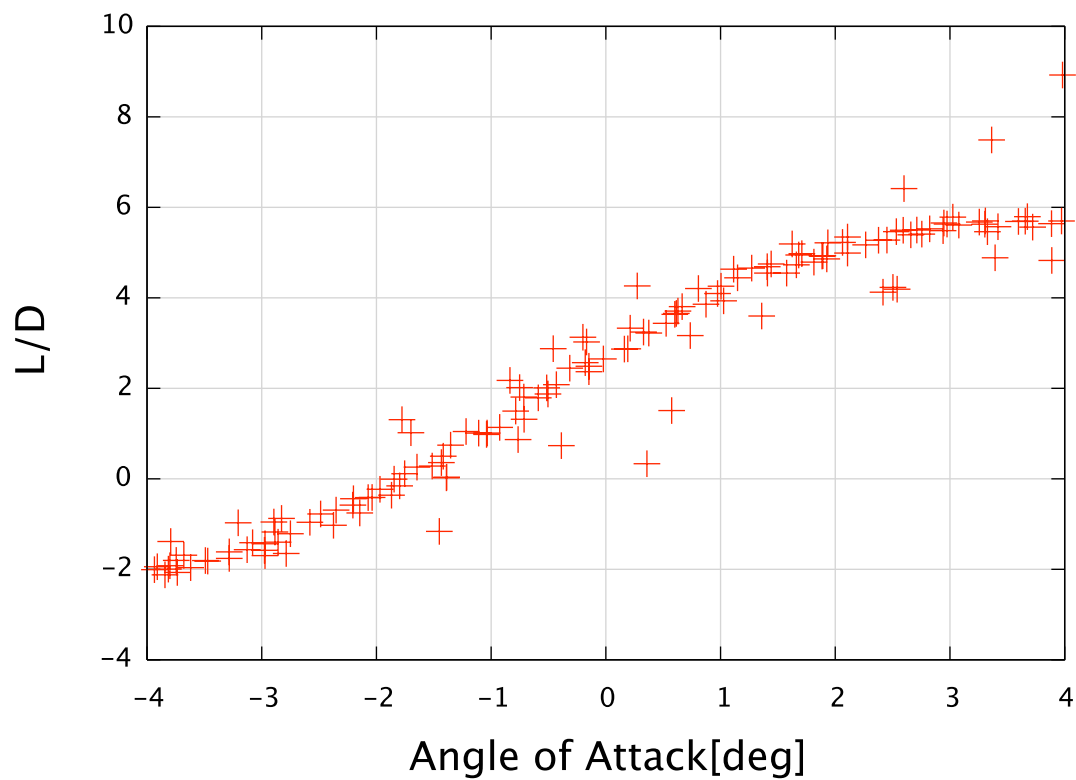
☒ 4. 8 L/D,CL,CD vs. Time[s] (TYPE2)



☒ 4. 9 CL vs. Angle of Attack [deg] (TYPE2)



☒ 4. 10 CD vs. Angle of Attack [deg] (TYPE2)



☒ 4. 11 L/D vs. Angle of Attack [deg] (TYPE2)

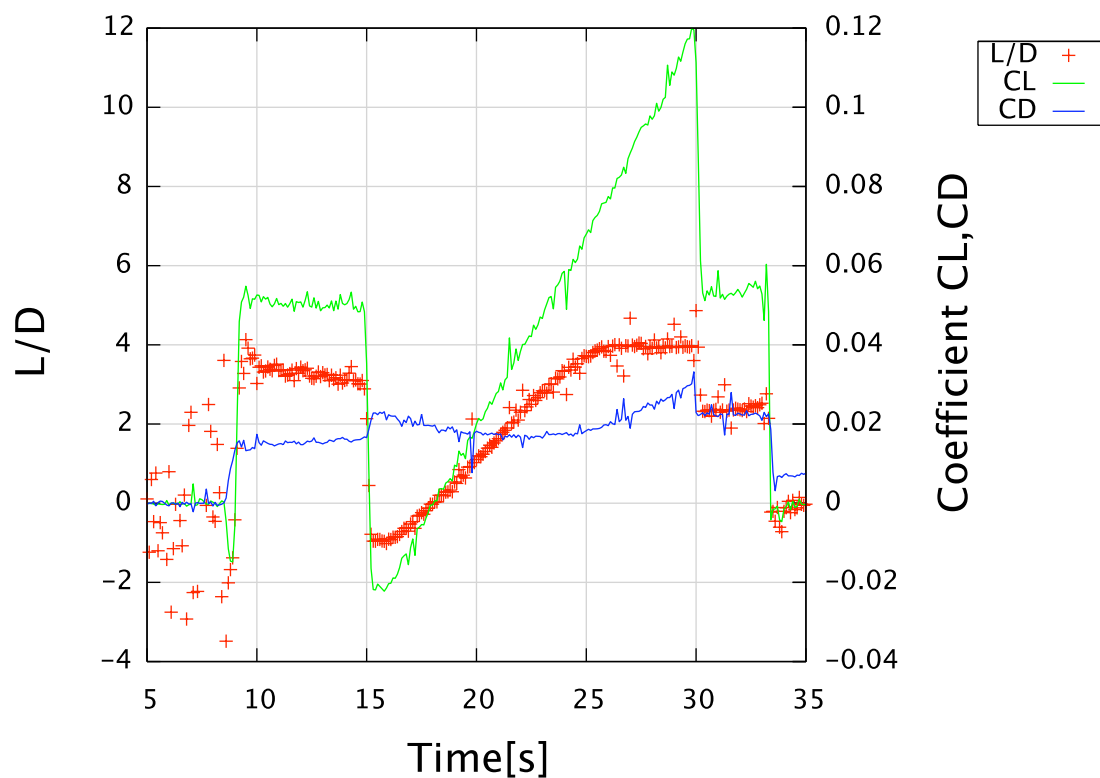


图 4. 12 L/D,CL,CD vs. Time[s] (TYPE3)

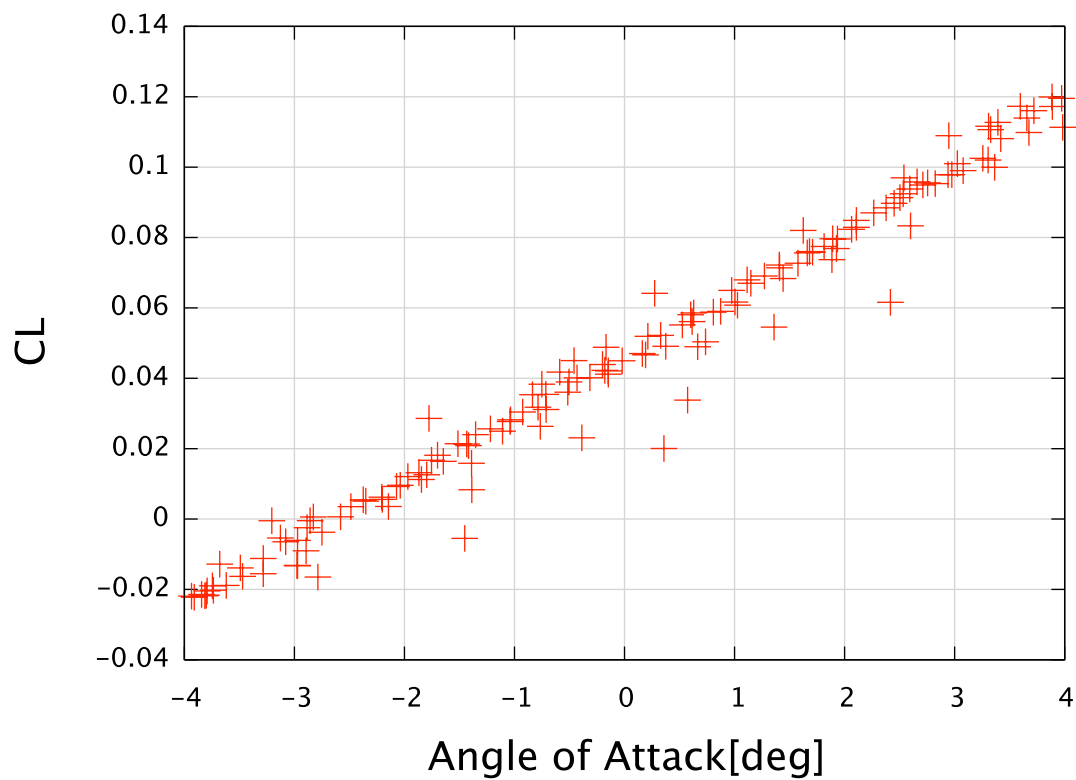
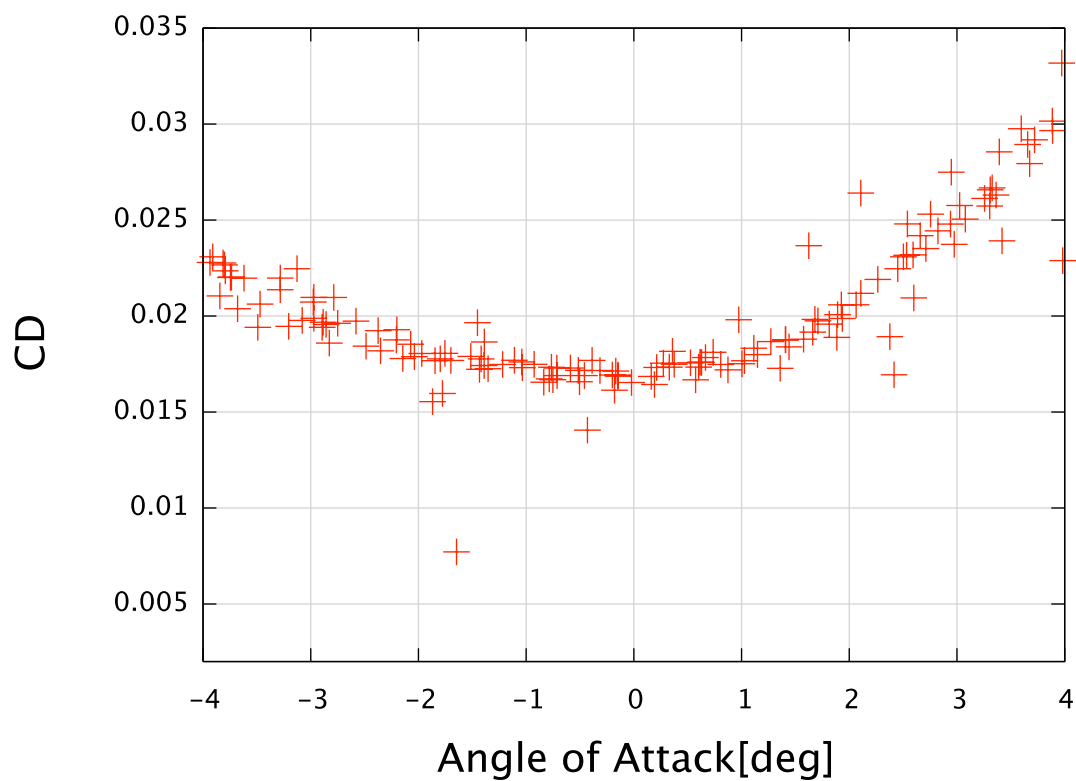
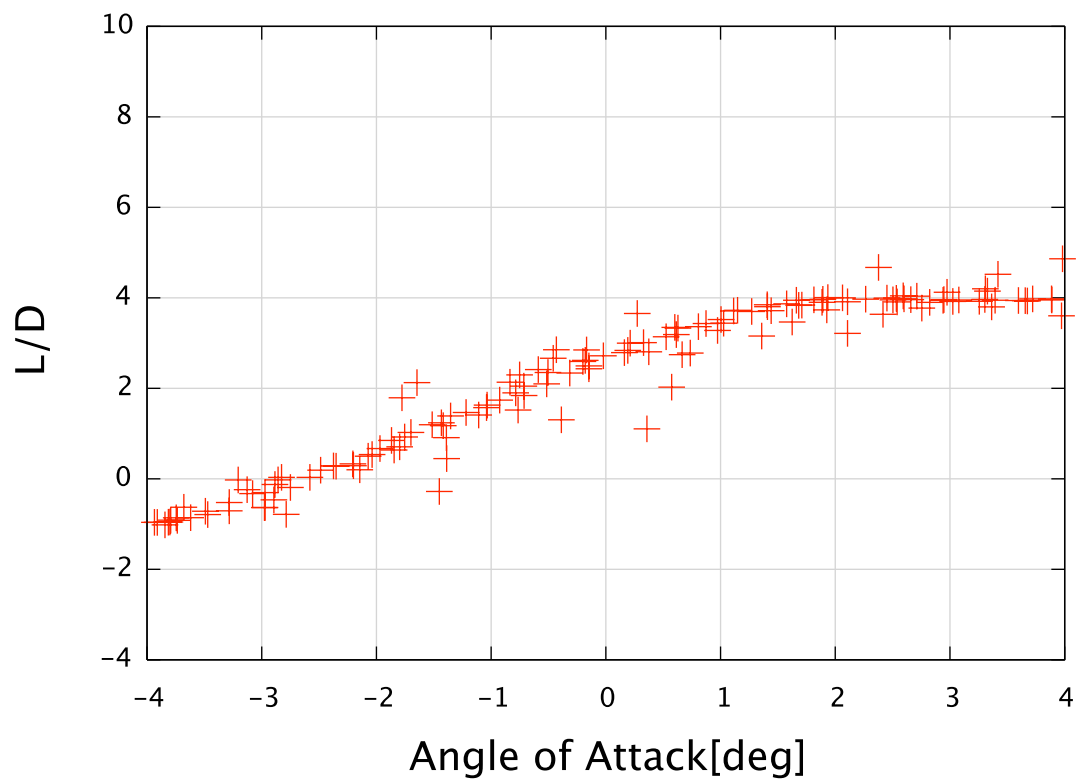


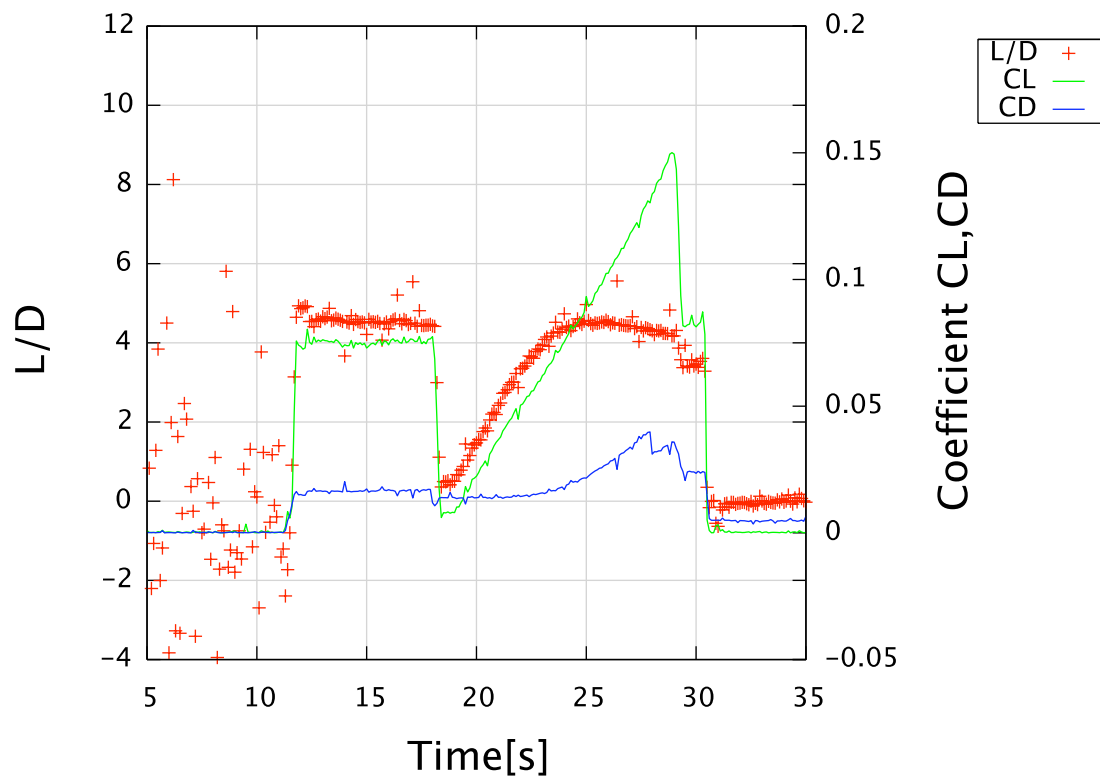
图 4. 13 CL vs. Angle of Attack [deg] (TYPE3)



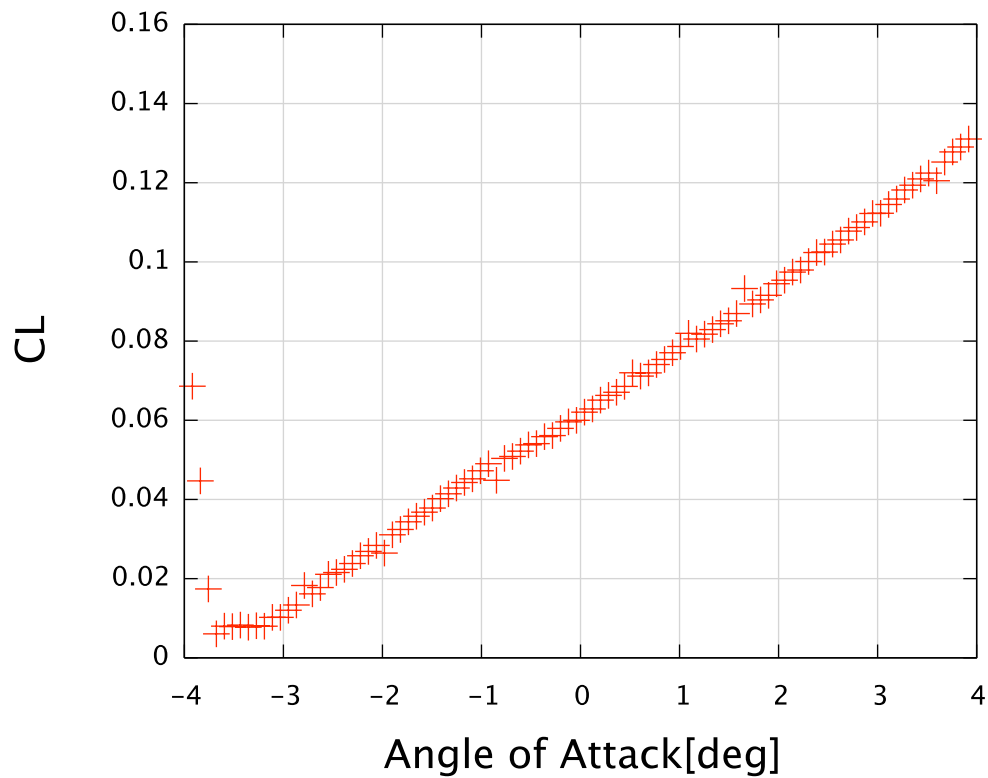
☒ 4.14 CD vs. Angle of Attack [deg] (TYPE3)



☒ 4.15 L/D vs. Angle of Attack [deg] (TYPE3)



☒ 4. 16 L/D,CL,CD vs. Time[s] (TYPE4)



☒ 4. 17 CL vs. Angle of Attack [deg] (TYPE4)

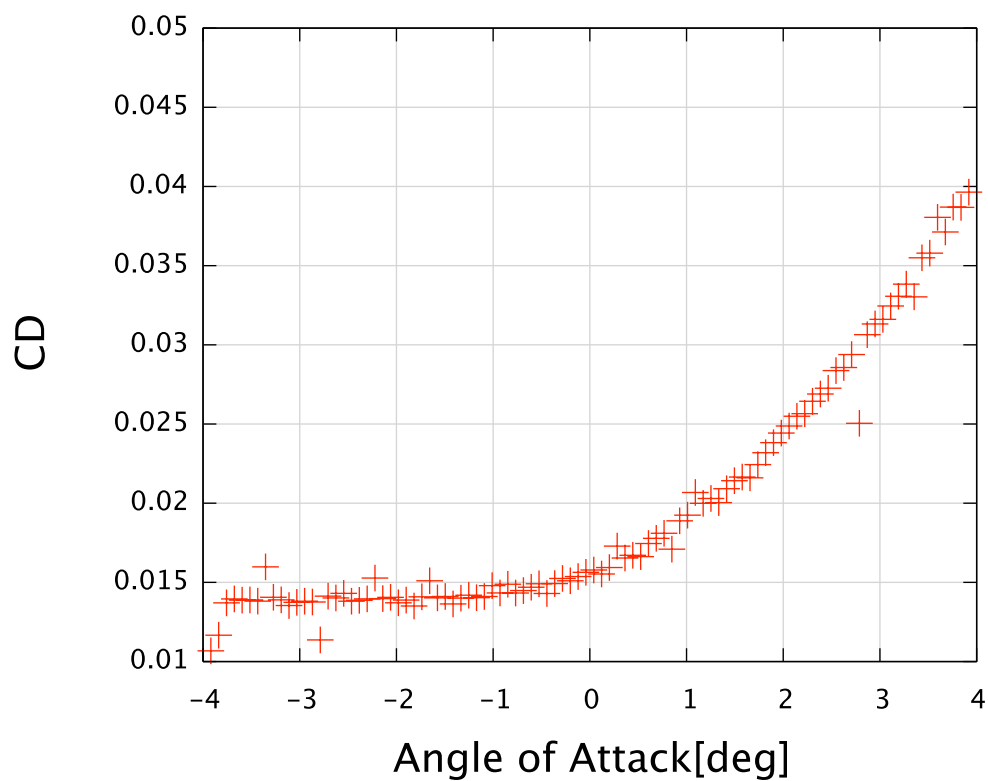


图 4. 18 CD vs. Angle of Attack [deg] (TYPE4)

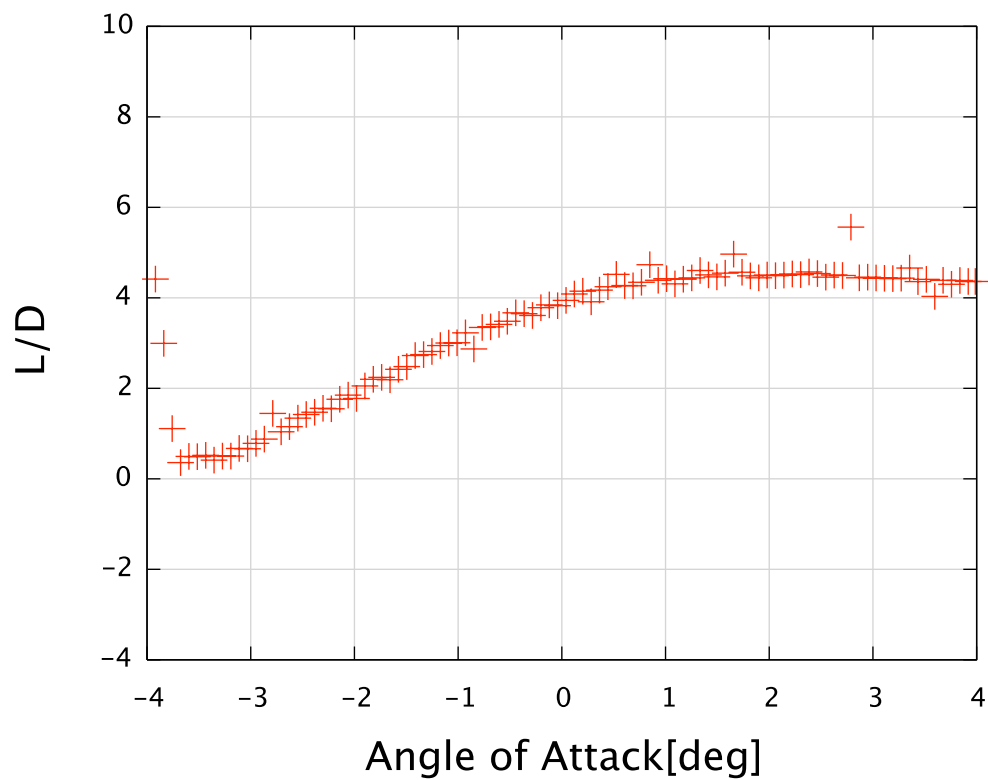


图 4. 19 L/D vs. Angle of Attack [deg] (TYPE4)

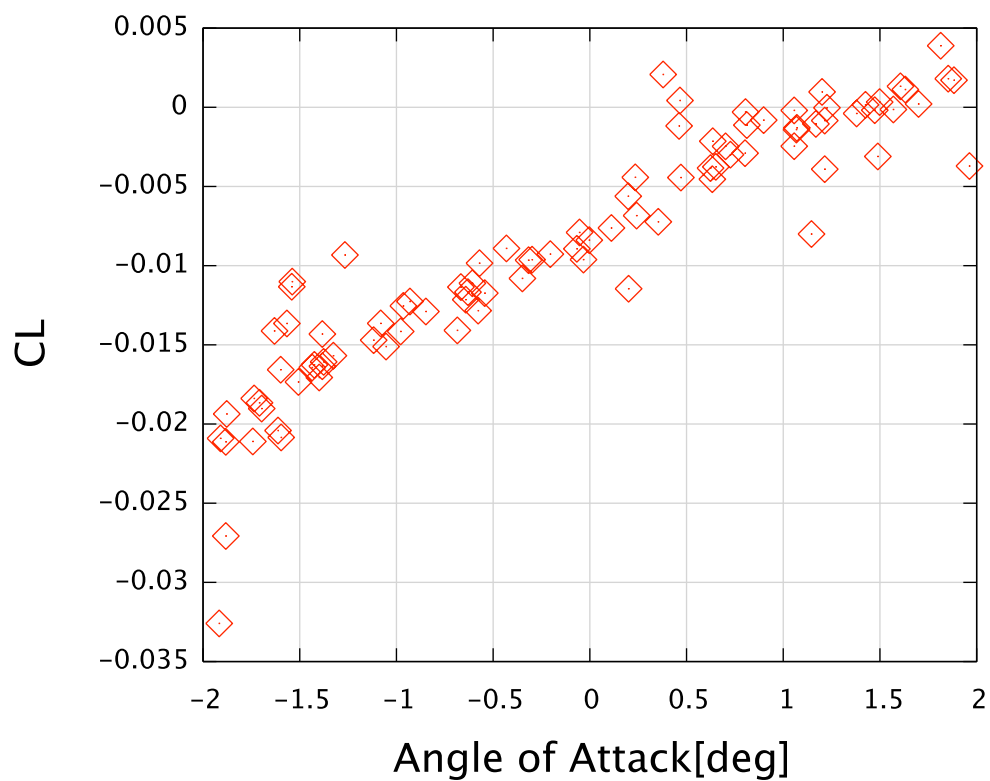


図 4. 20 CL vs. Angle of Attack [deg] (TYPE5)

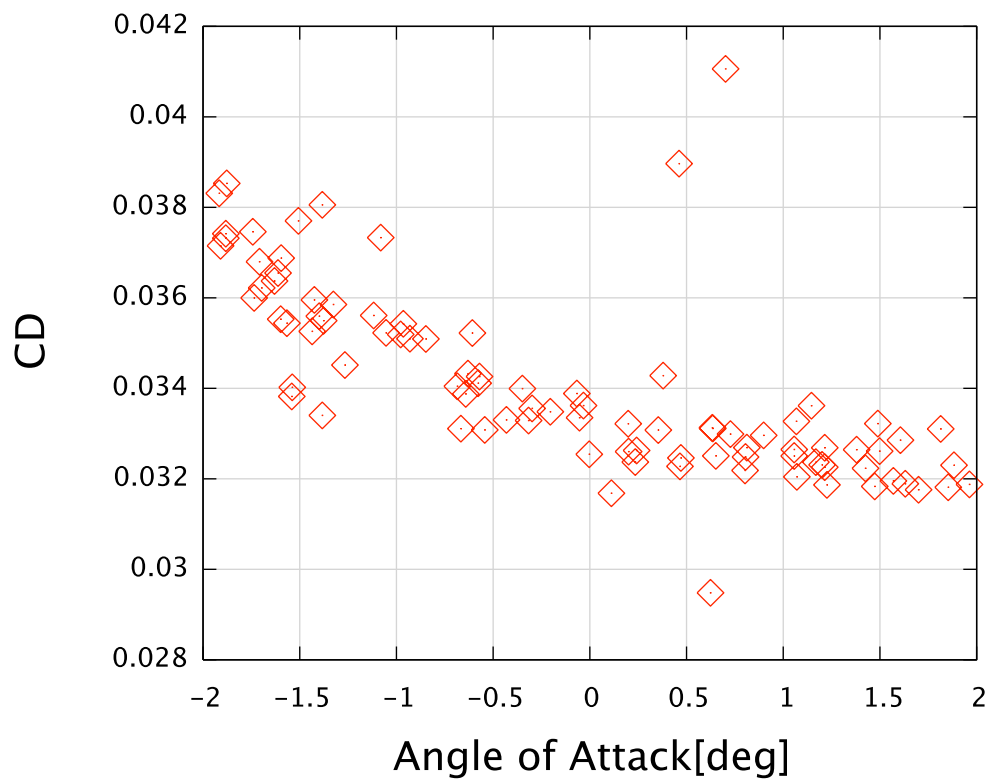
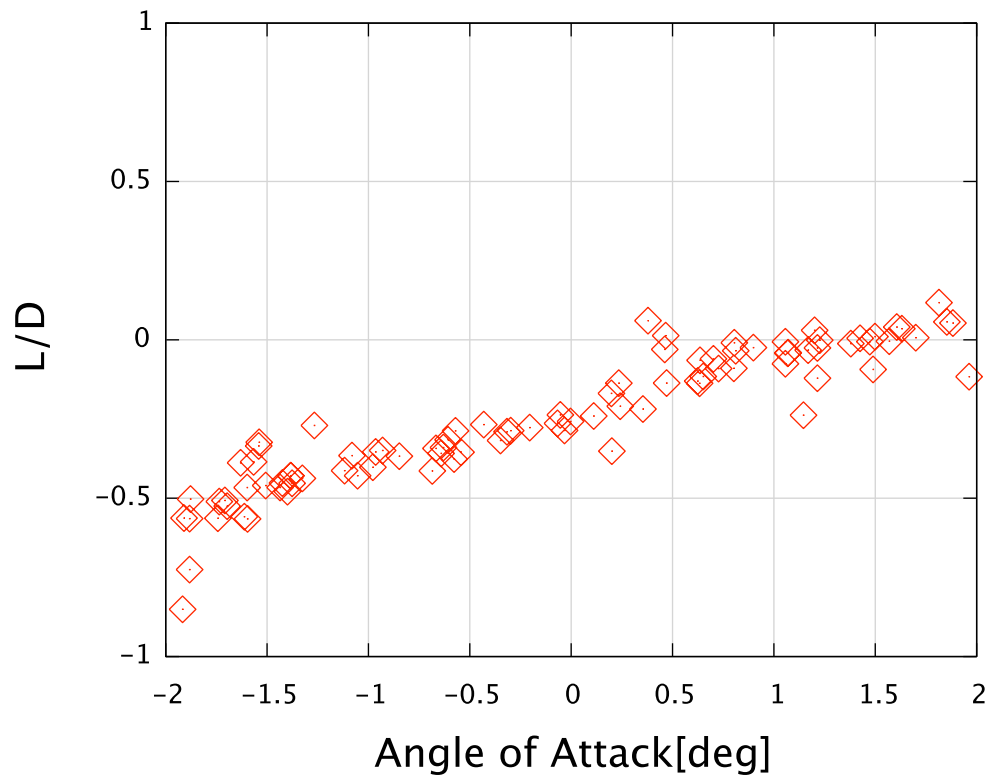
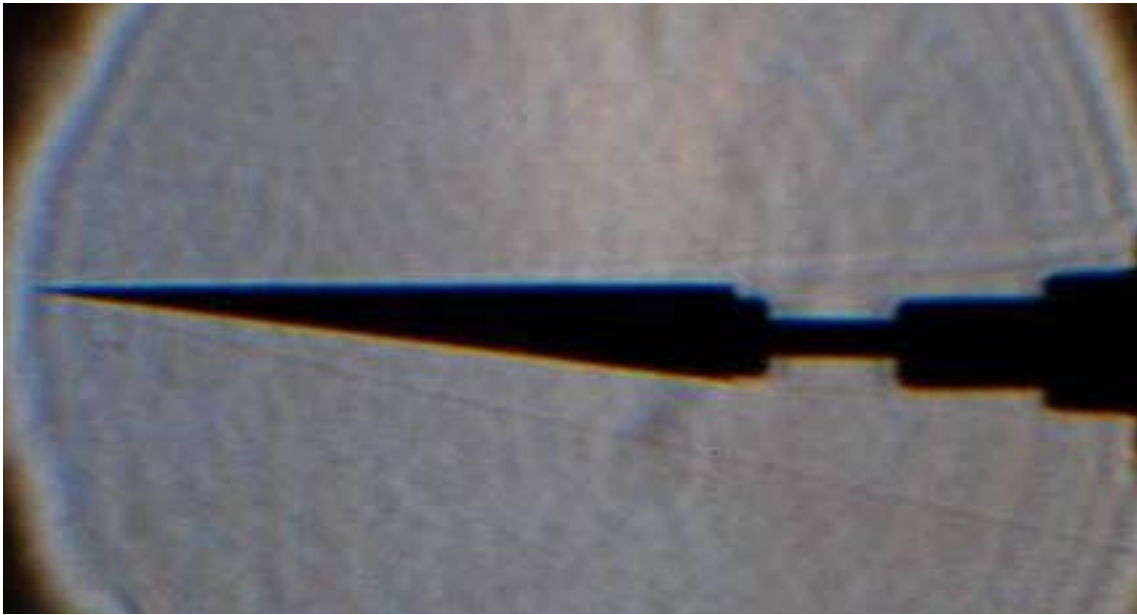


図 4. 21 CD vs. Angle of Attack [deg] (TYPE5)

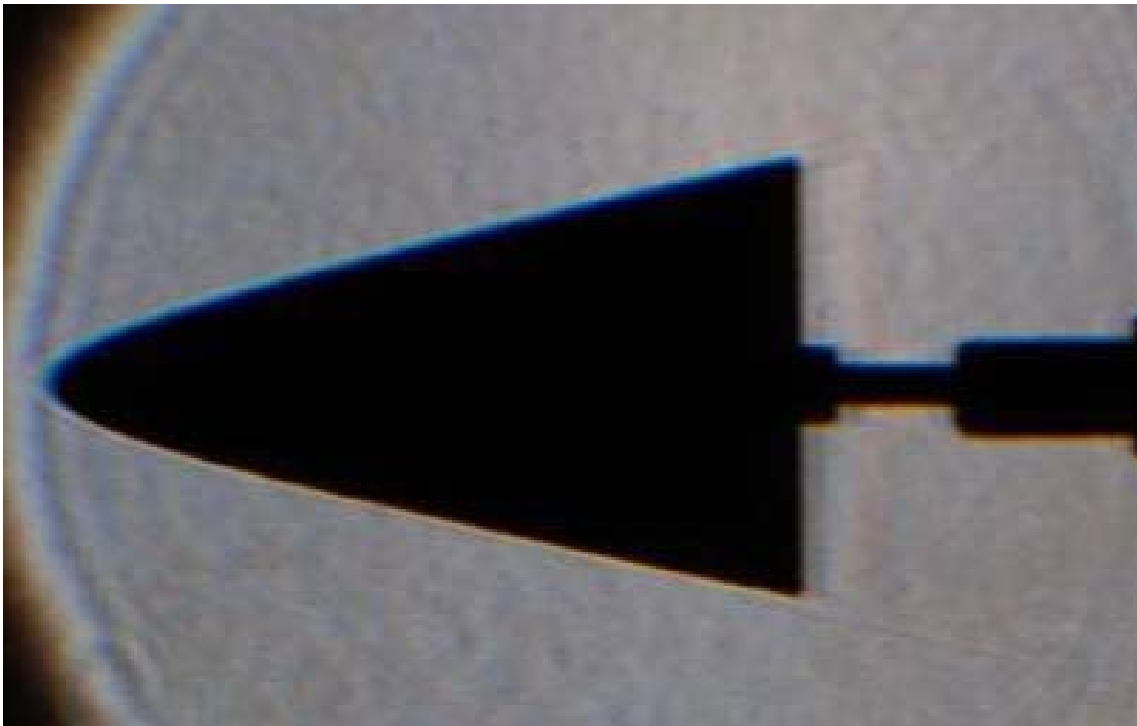


☒ 4. 22 L/D vs. Angle of Attack [deg] (TYPE5)

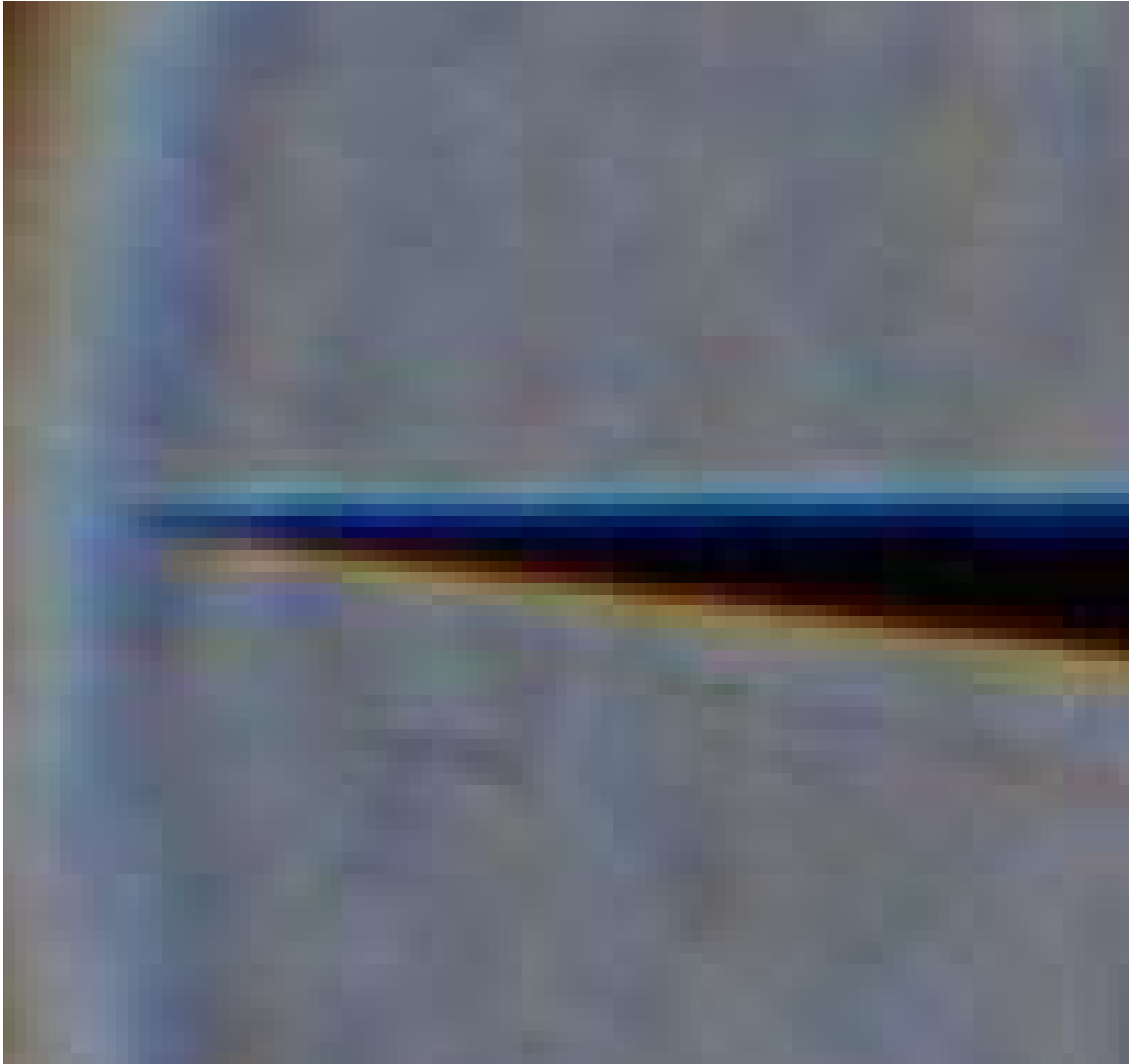




☒ 4. 23 Schlieren Photograph of TYPE1 (Side View)



☒ 4. 24 Schlieren Photograph of TYPE1 (Top View)



☒ 4. 25 Schlieren Photograph of TYPE1 (Side View,Zoom)



图 4.26 Schlieren Photograph of TYPE2 (Side View)

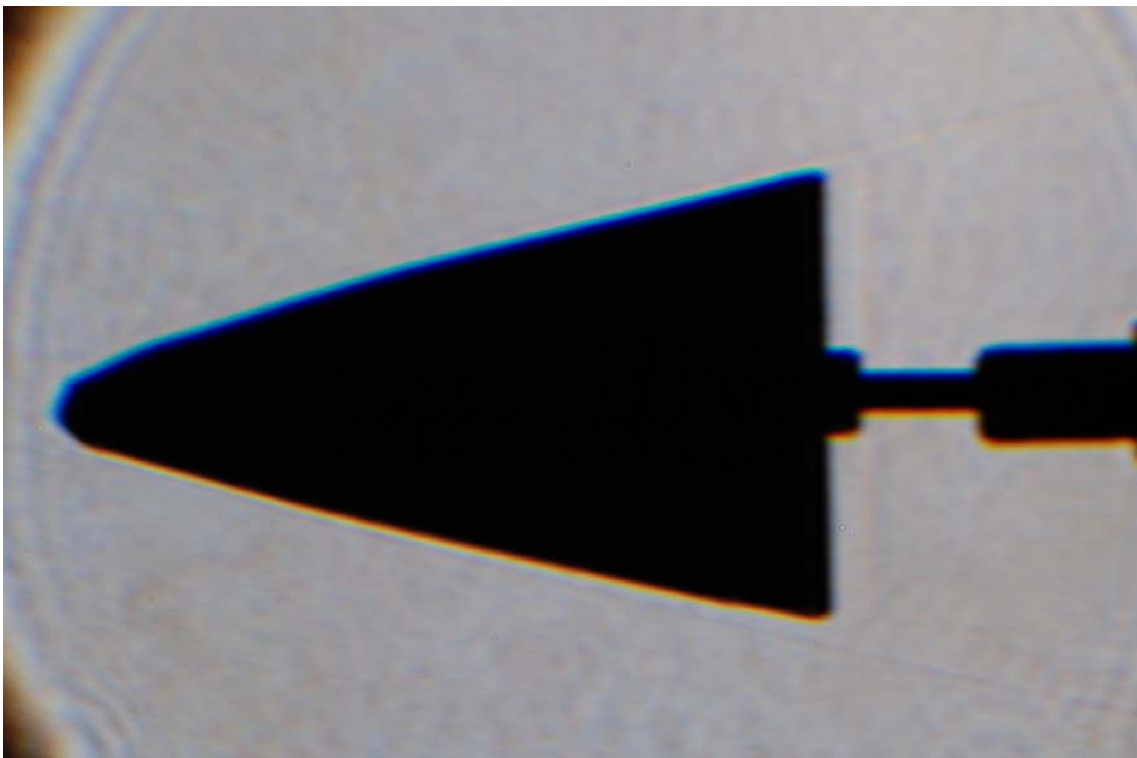
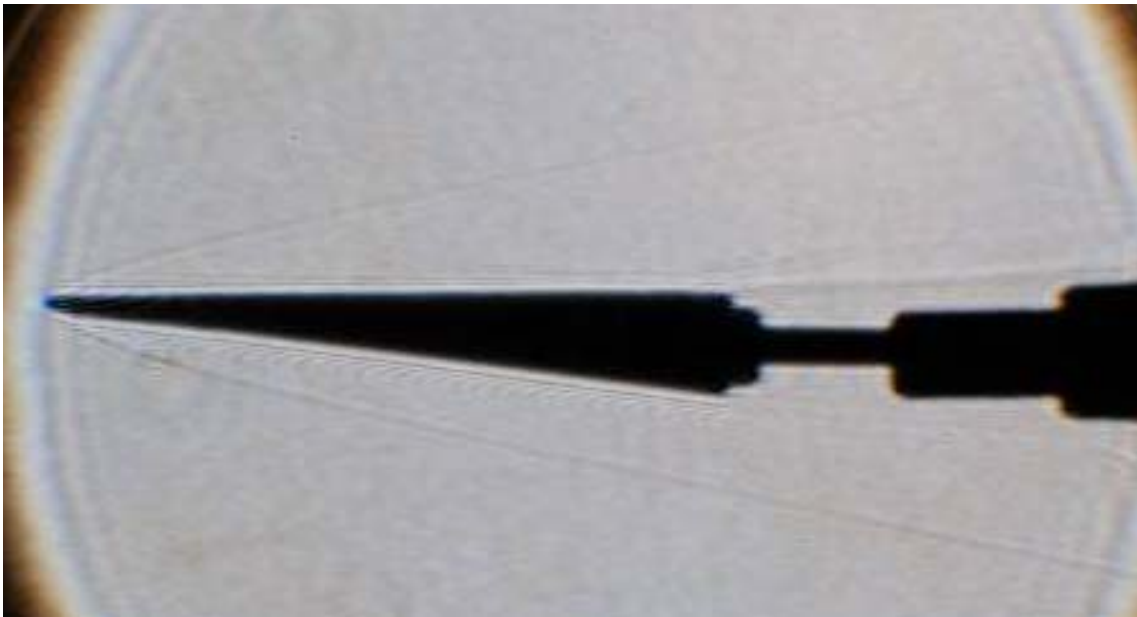
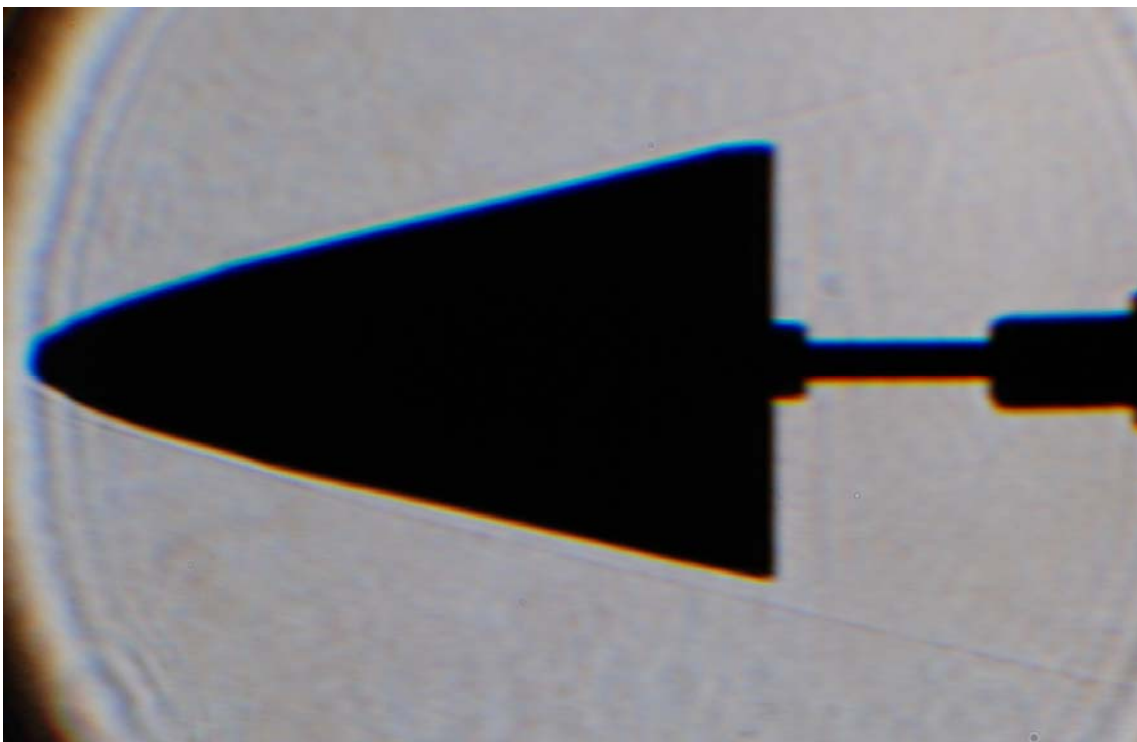


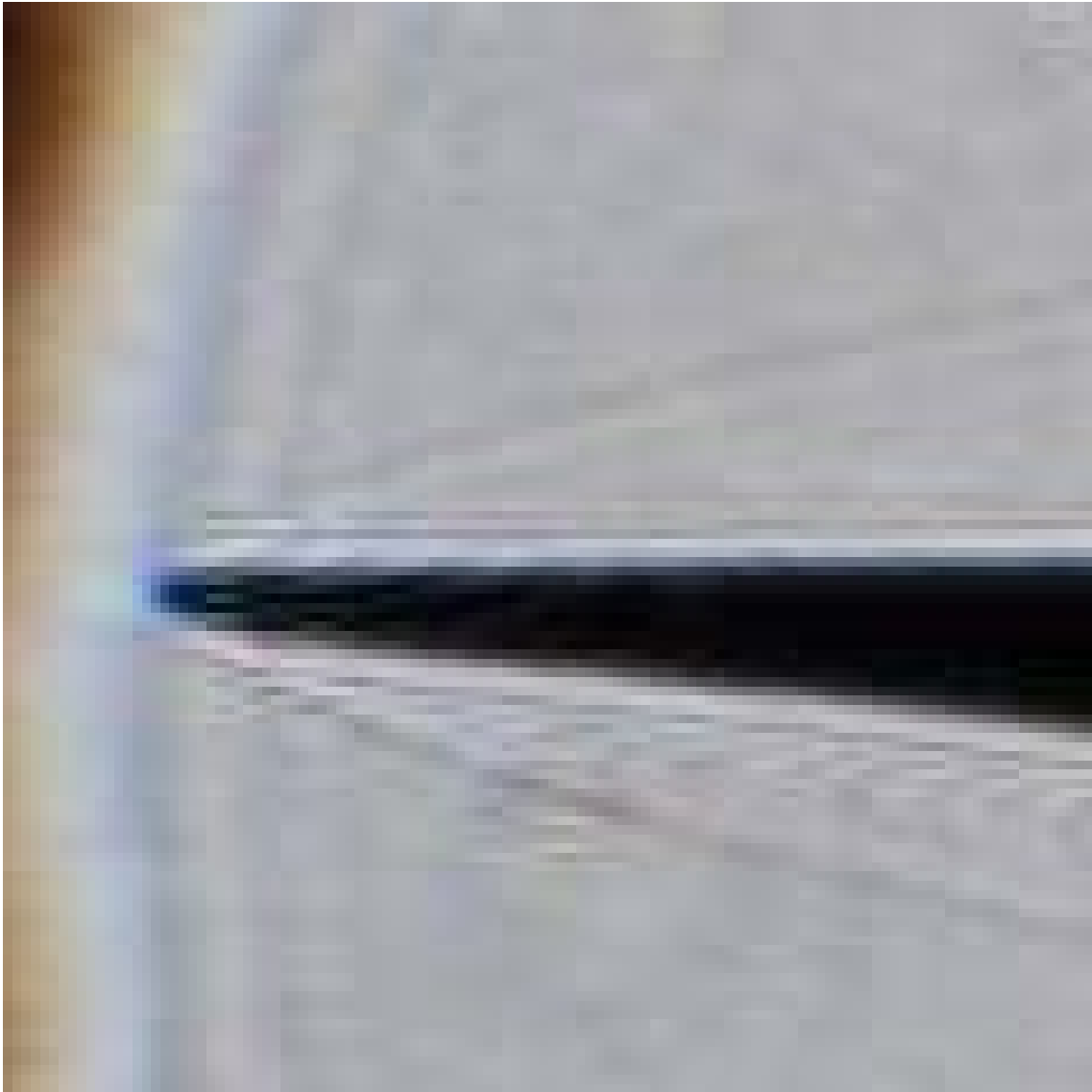
图 4.27 Schlieren Photograph of TYPE2 (Top View)



☒ 4. 28 Schlieren Photograph of TYPE3 (Side View)



☒ 4. 29 Schlieren Photograph of TYPE3 (Side View)



☒ 4. 30 Schlieren Photograph of TYPE3 (Side View,Zoom)

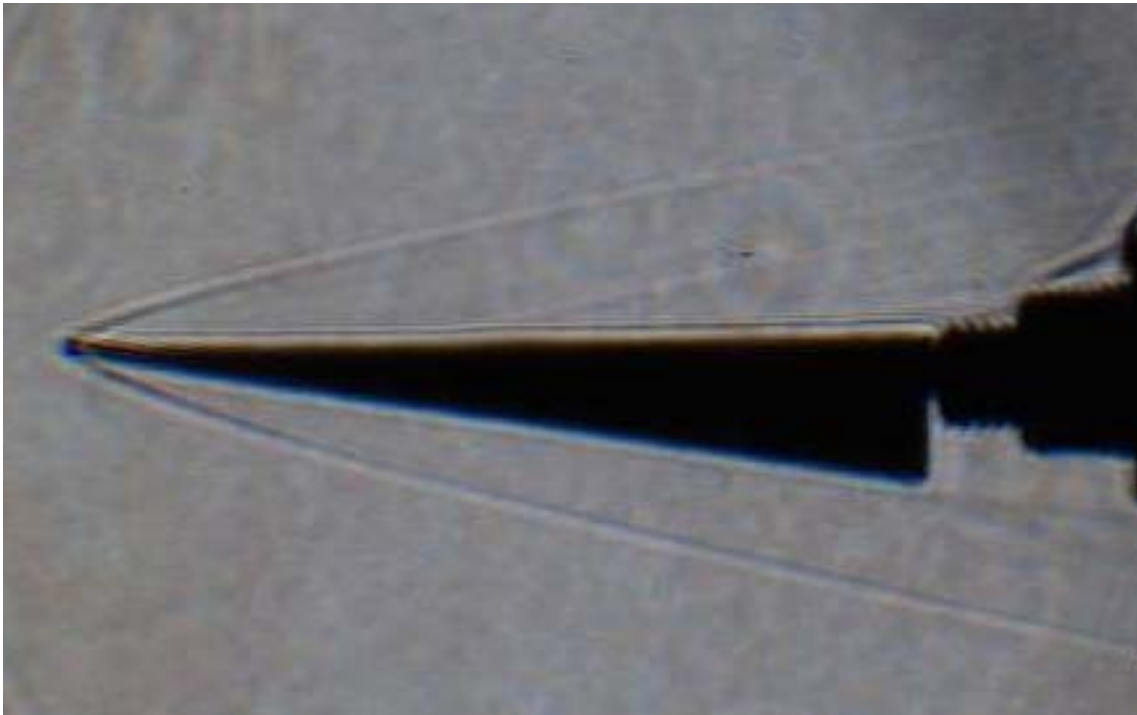


图 4.31 Schlieren Photograph of TYPE4 (Side View)

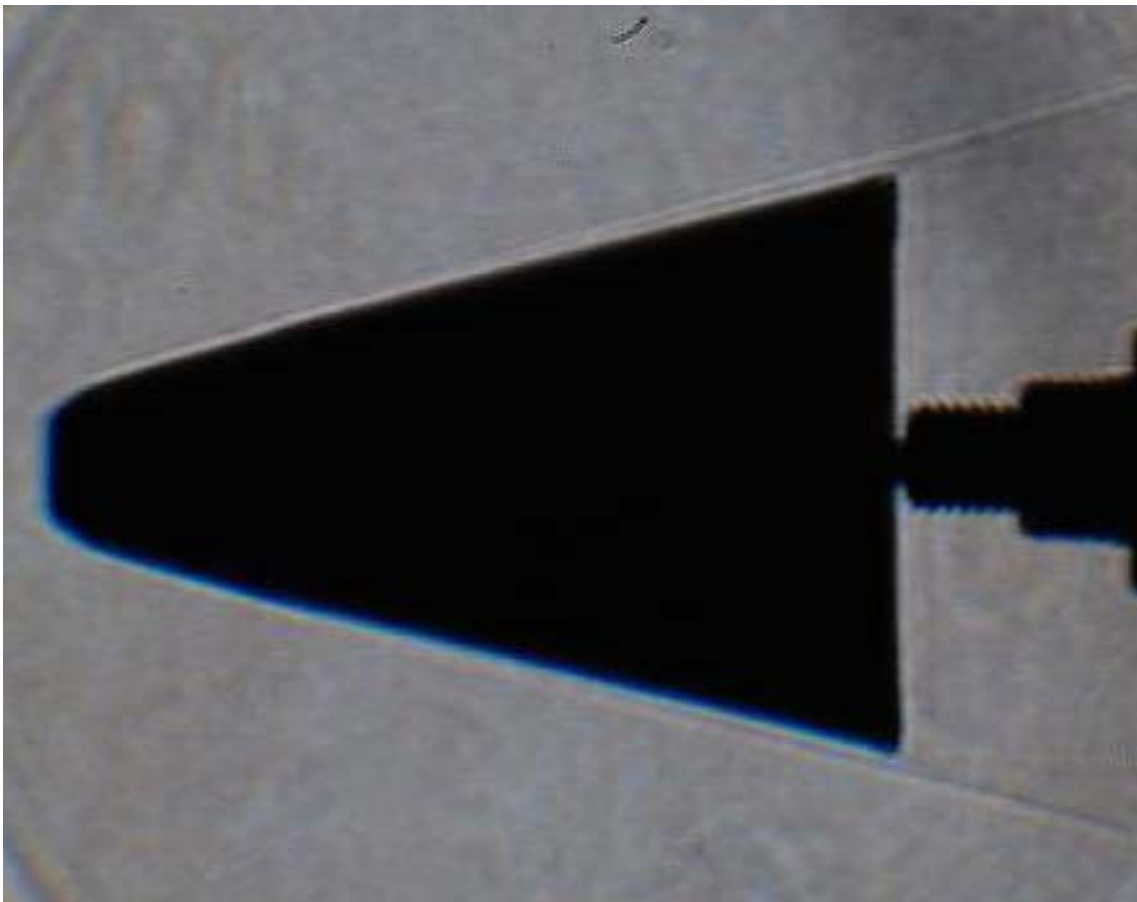


图 4.32 Schlieren Photograph of TYPE4 (Top View)

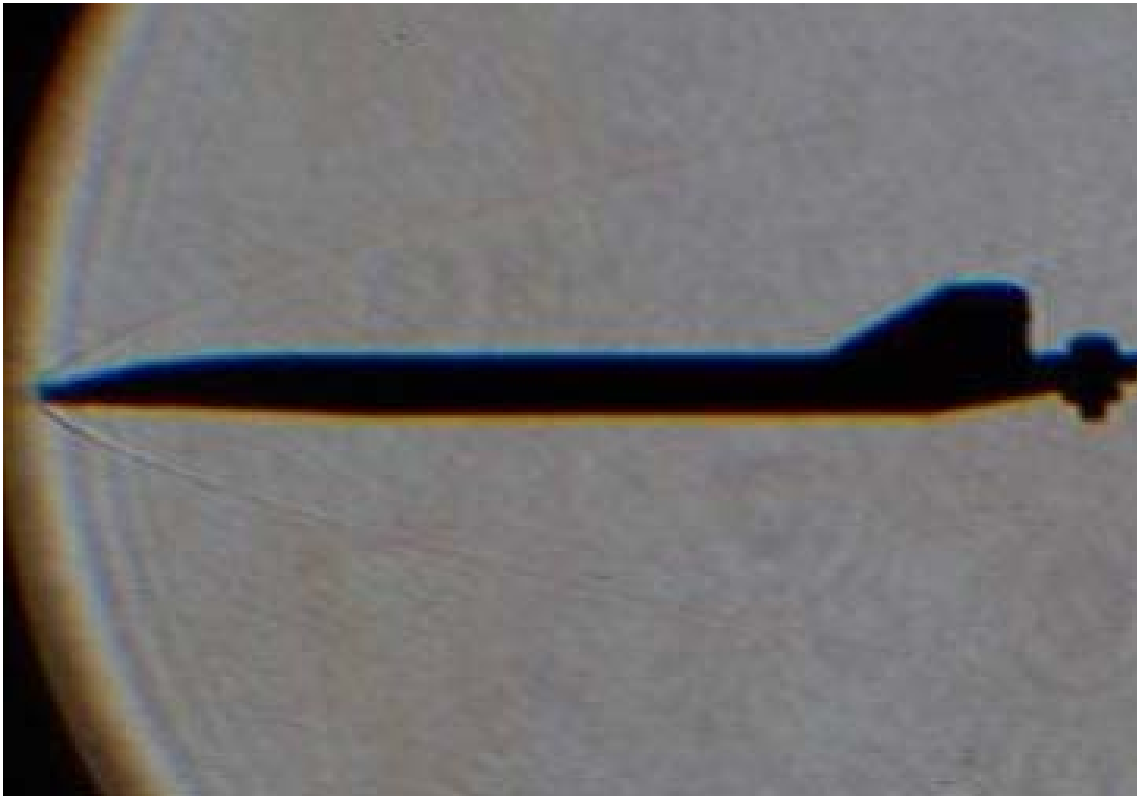


图 4.33 Schlieren Photograph of TYPE5 (Side View)

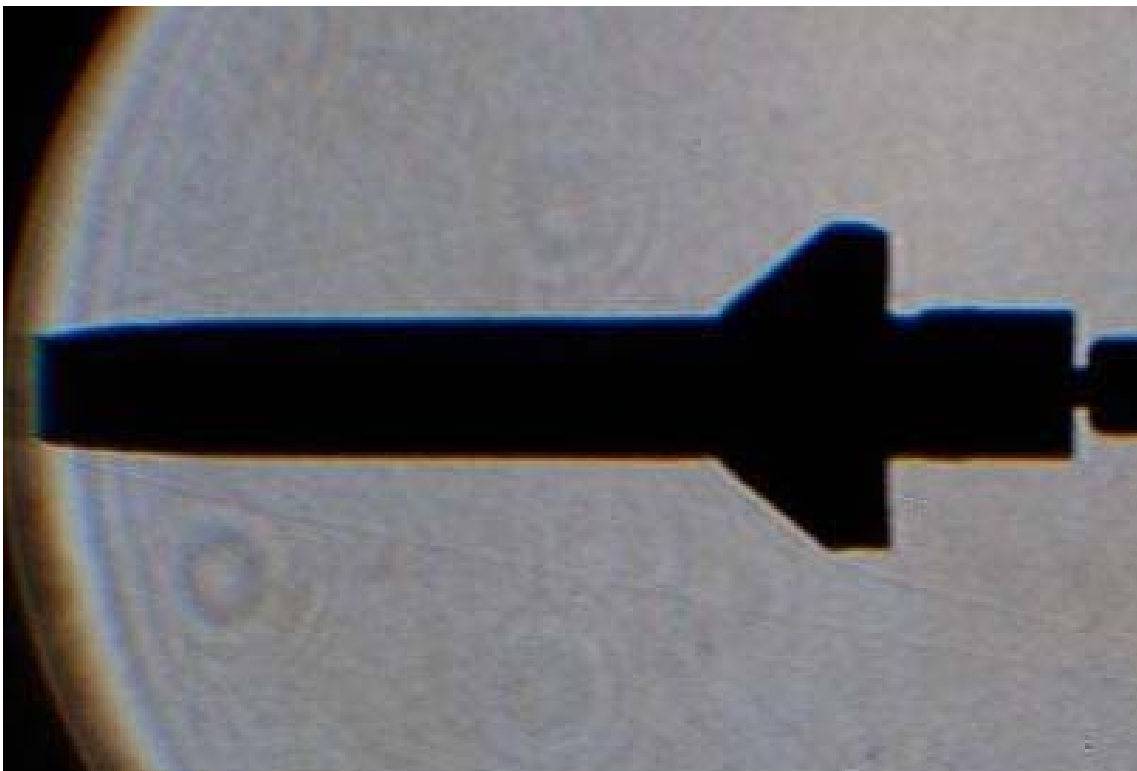


图 4.34 Schlieren Photograph of TYPE5 (Top View)

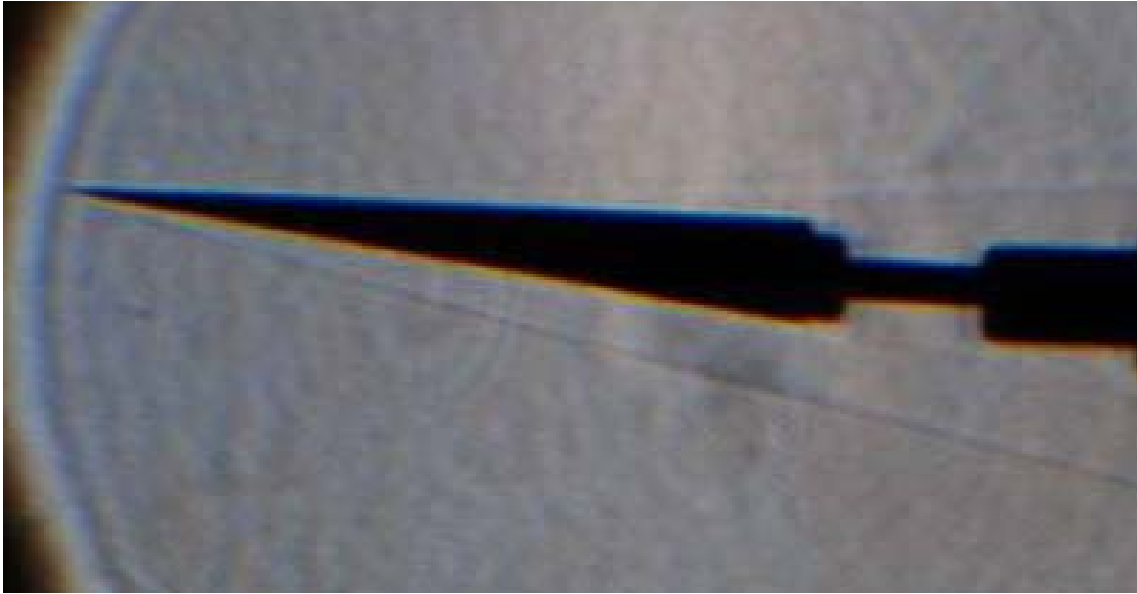


图 4. 35 Schlieren Photograph of TYPE1 (Side View,AoA +4[deg])



图 4. 36 Schlieren Photograph of TYPE1 (Side View,AoA -3.5[deg])



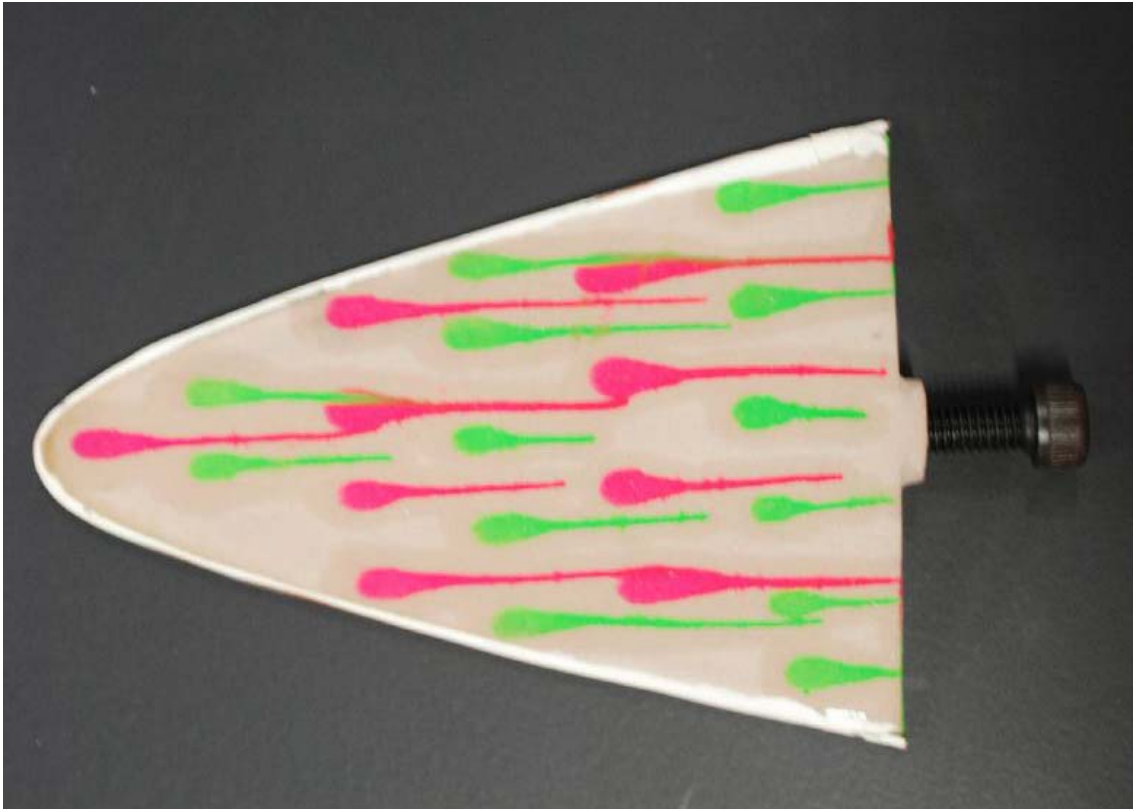


图 4.37 Result of Oil Flow Test

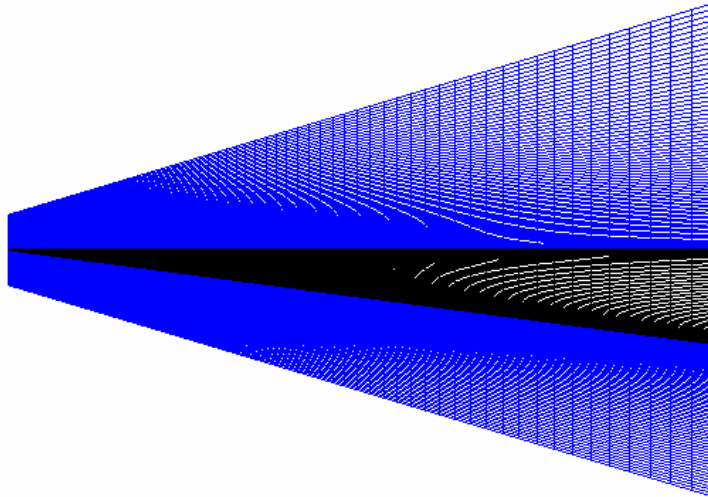


图 5.1 Grid (Side View)

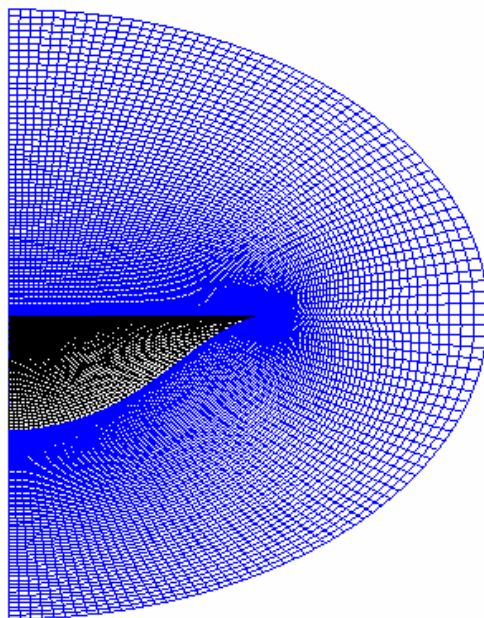


图 5.2 Grid(Base plane)

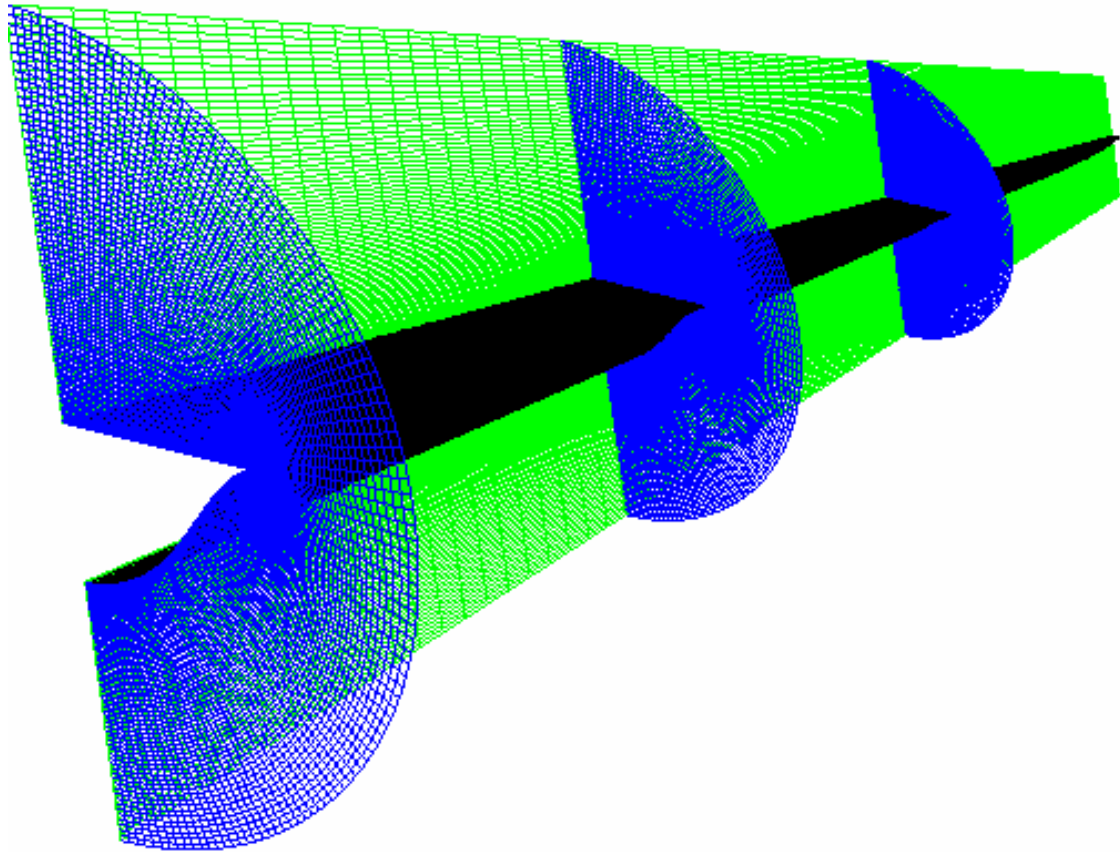
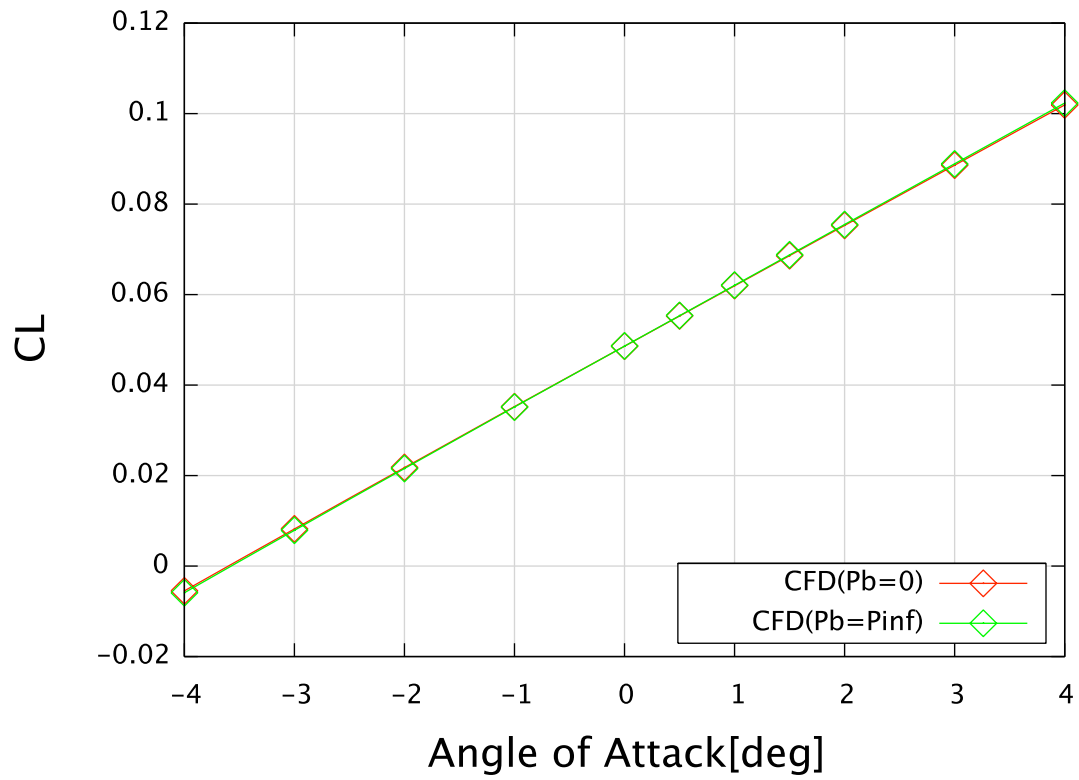
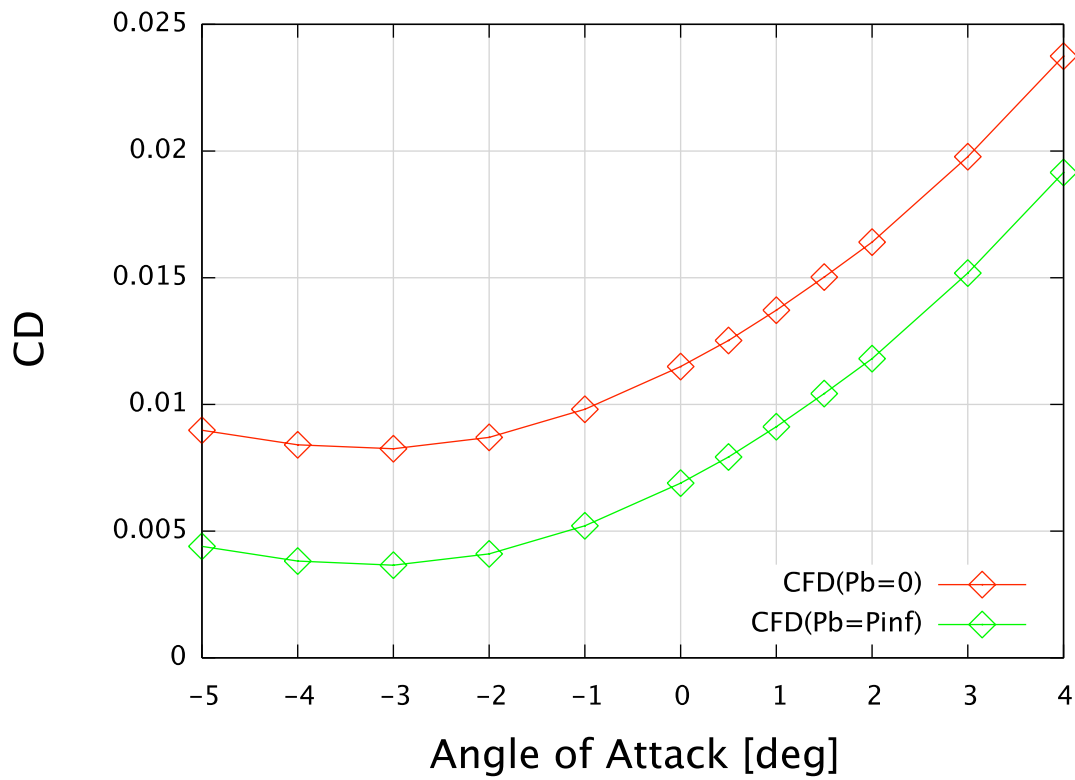


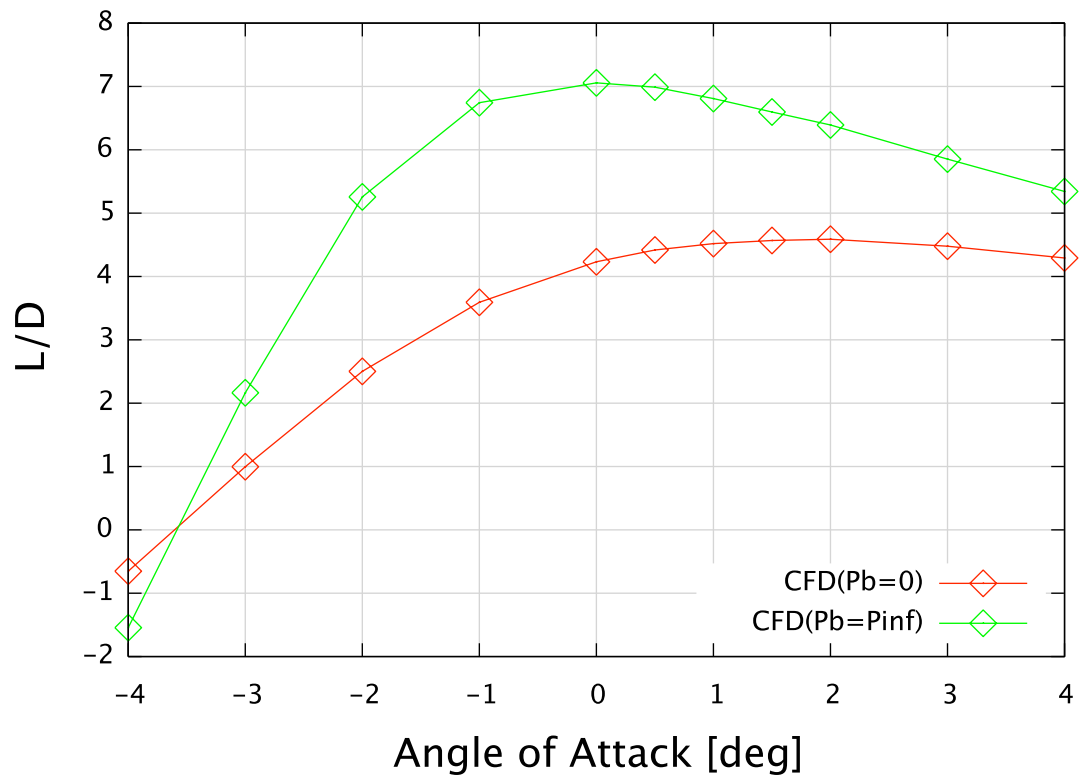
图 5.3 Three dimensional Grid ( $91 \times 111 \times 81$ ) around half TYPE1 configuration



5.4 CL vs. Angle of Attack [deg] (CFD)



5.5 CD vs. Angle of Attack [deg] (CFD)



☒ 5.6 L/D vs. Angle of Attack [deg] (CFD)

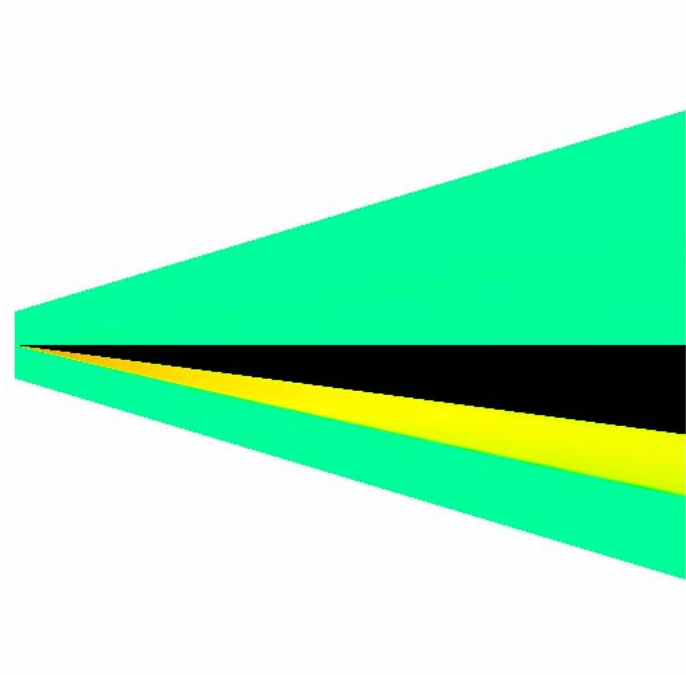
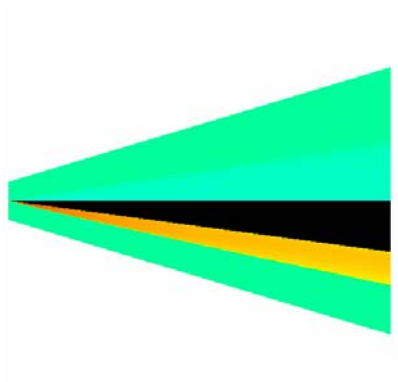


图 5.7 Density Contour of Center of the Body (AoA 0[deg])



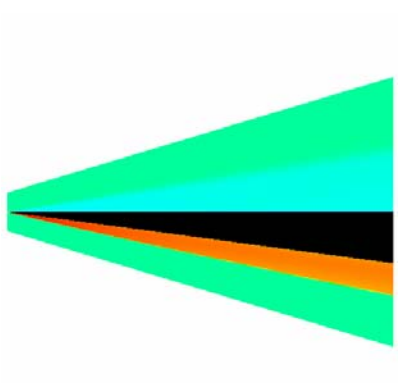
图 5.8 Density Contour of Base Plane (AoA 0[deg])



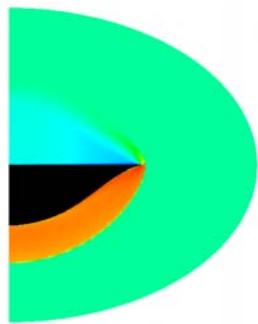
☒ 5. 9 Density Contour of Center of the Body (AoA 1[deg])



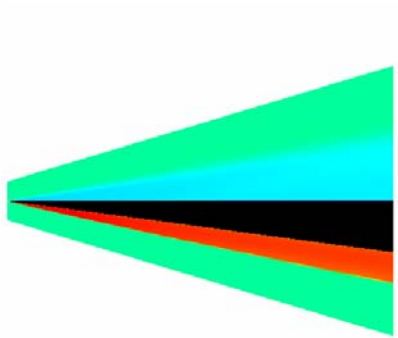
☒ 5. 10 Density Contour of Base Plane (AoA 1[deg])



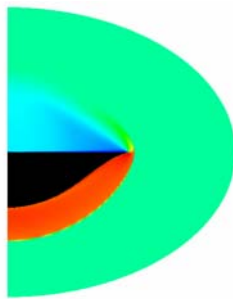
☒ 5. 11 Density Contour of Center of the Body (AoA 2[deg])



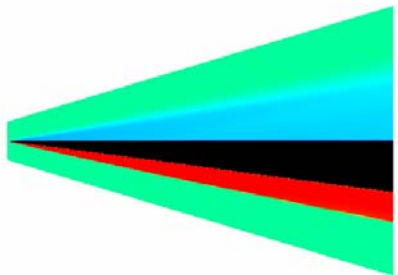
☒ 5. 12 Density Contour of Base Plane (AoA 2[deg])



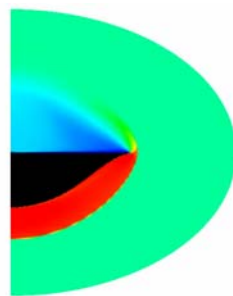
☒ 5. 13 Density Contour of Center of the Body (AoA 3[deg])



☒ 5. 14 Density Contour of Base Plane (AoA 3[deg])

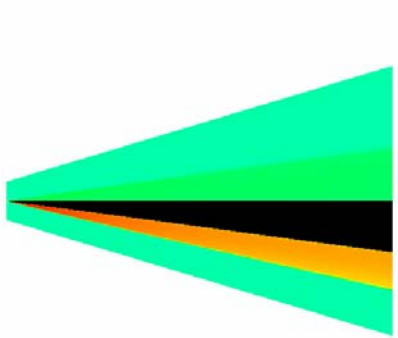


☒ 5. 15 Density Contour of Center of the Body (AoA 4[deg])

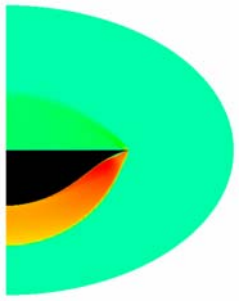


☒ 5. 16 Density Contour of Base Plane (AoA 4[deg])

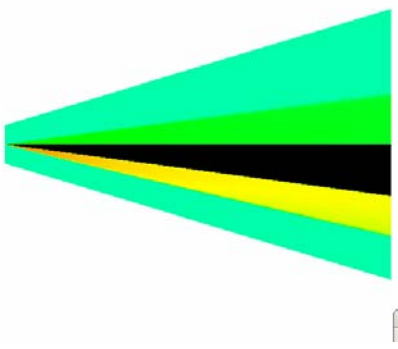




☒ 5. 17 Density Contour of Center of the Body (AoA -1[deg])



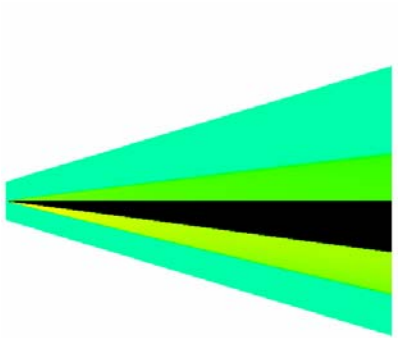
☒ 5. 18 Density Contour of Base Plane (AoA -1[deg])



☒ 5. 19 Density Contour of Center of the Body (AoA -2[deg])



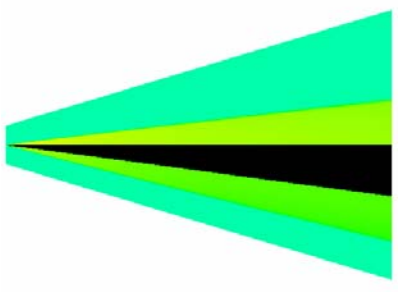
☒ 5. 20 Density Contour of Base Plane (AoA -2[deg])



☒ 5. 21 Density Contour of Center of the Body (AoA -3[deg])



☒ 5. 22 Density Contour of Base Plane (AoA -3[deg])



☒ 5. 23 Density Contour of Center of the Body (AoA -4[deg])



☒ 5. 24 Density Contour of Base Plane (AoA -4[deg])

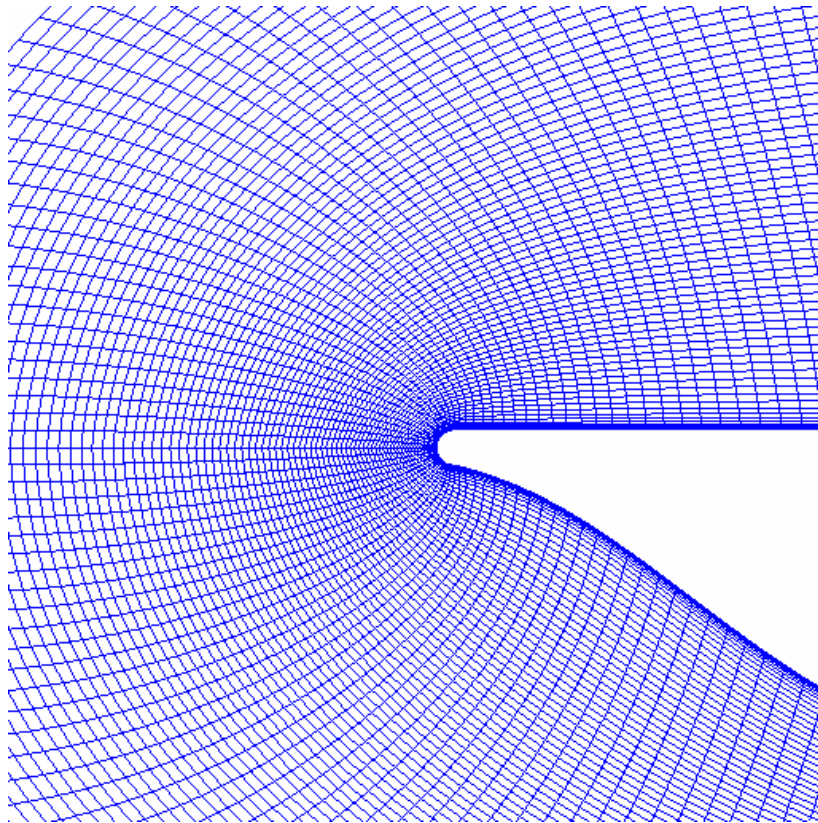


图 5.25 Grid of Base Plane ( $R/L = 1.0$ )

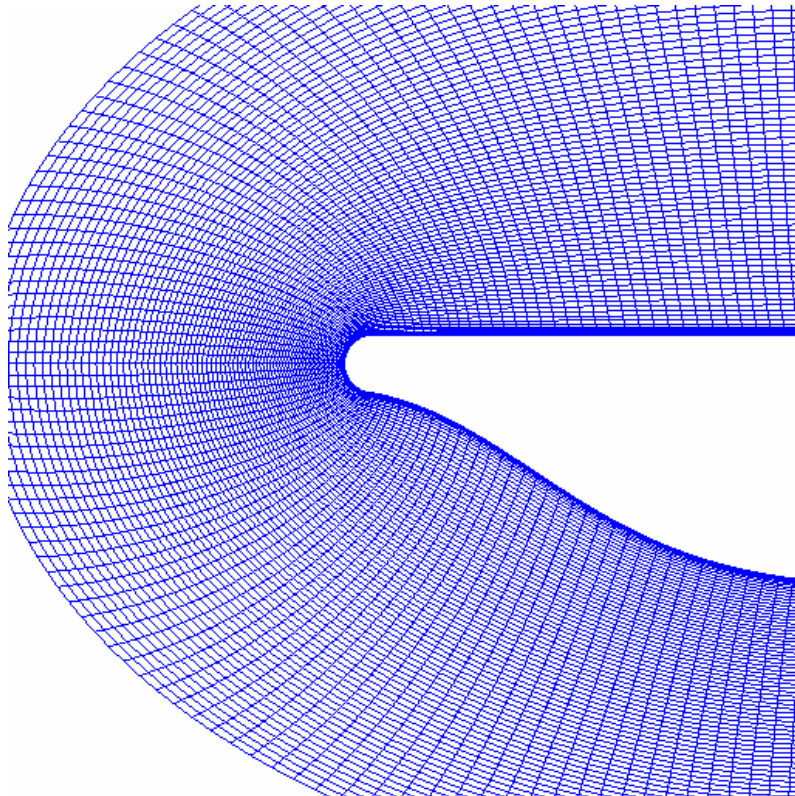


图 5.26 Grid of Base Plane ( $R/L = 3.0$ )

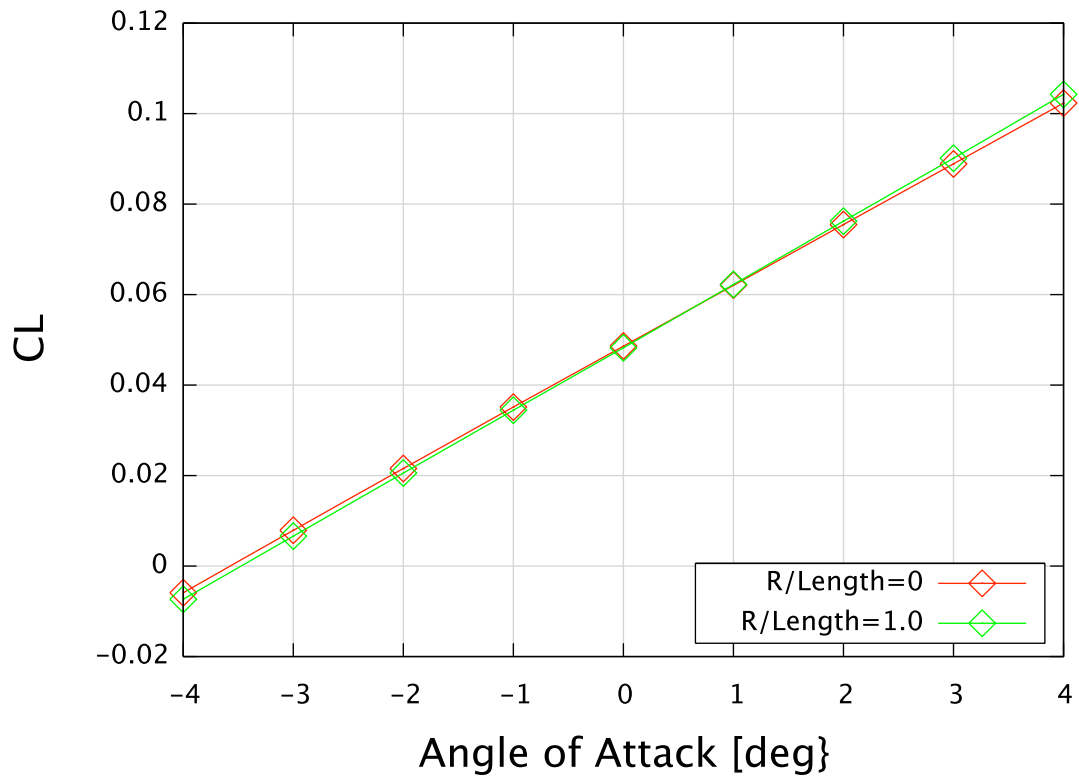


图 5.27 CL vs. Angle of Attack [deg] ( $R/L=0, R/L=1.0$ )

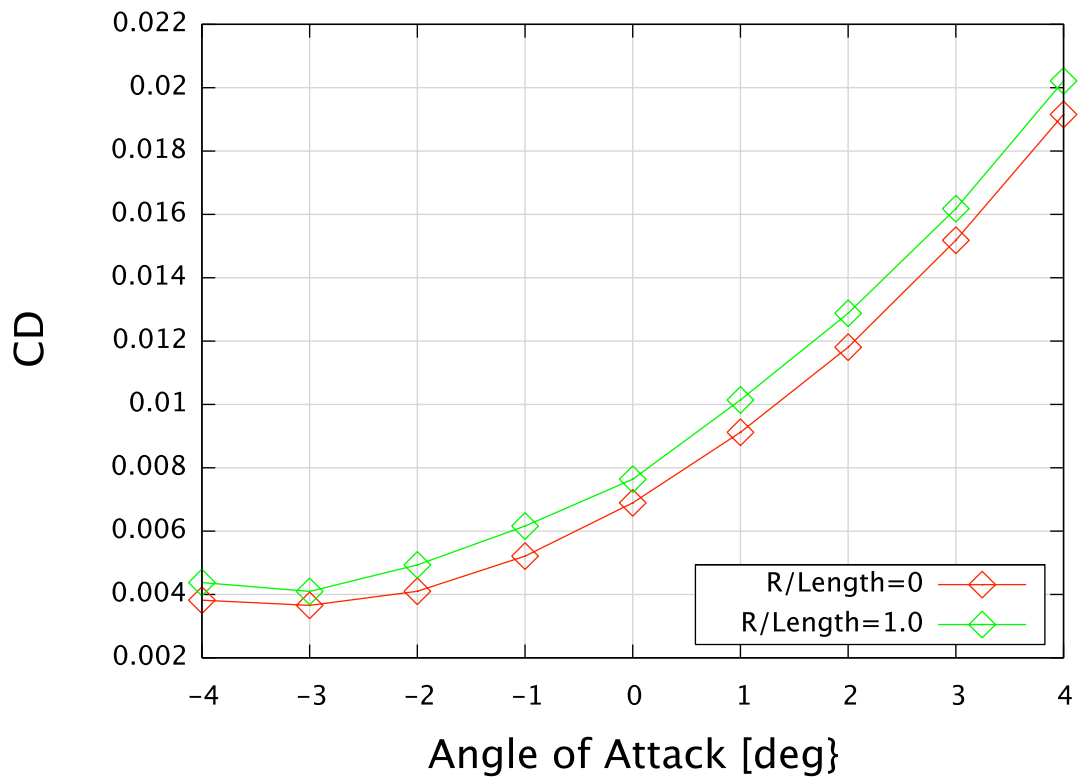


图 5.28 CD vs. Angle of Attack [deg] ( $R/L=0, R/L=1.0$ )

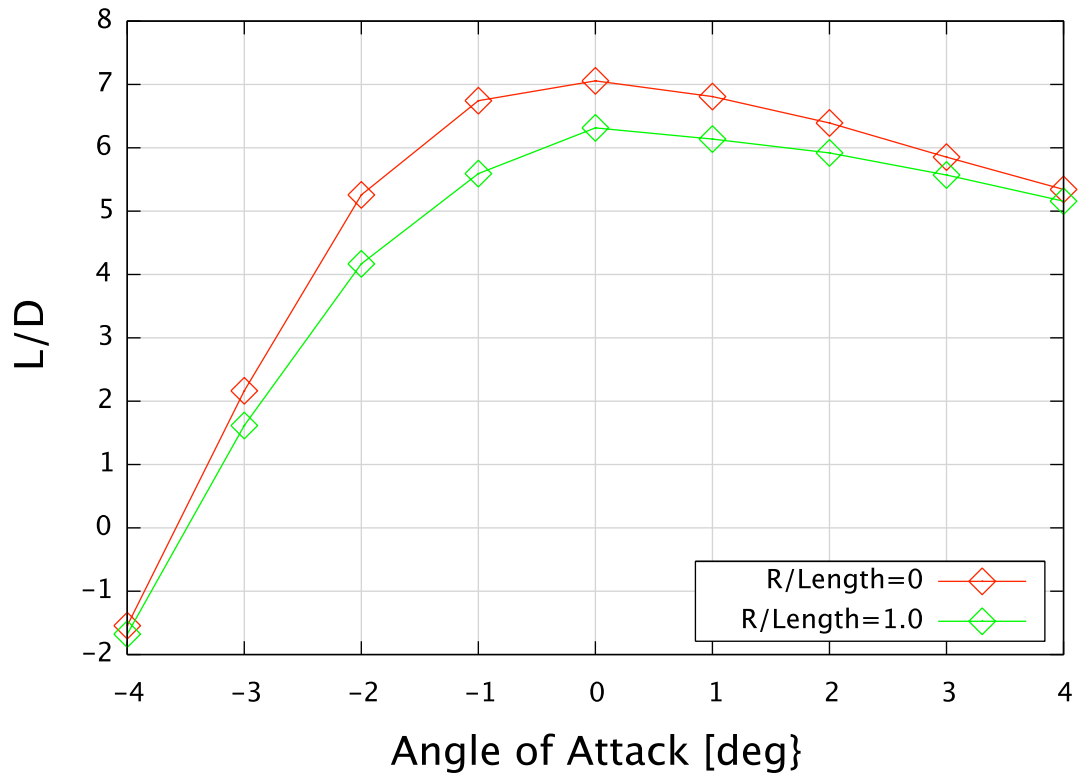


图 5.29 L/D vs. Angle of Attack [deg]( $R/L=0, R/L=1.0$ )

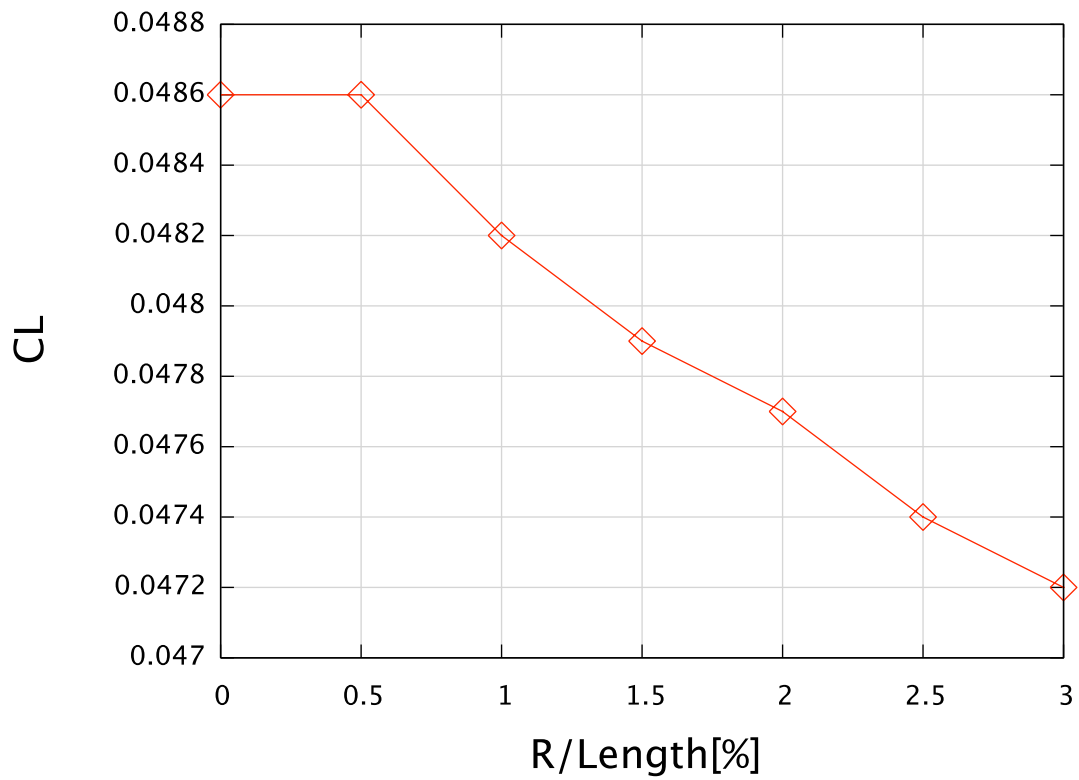


图 5.30 CL vs. R/Length

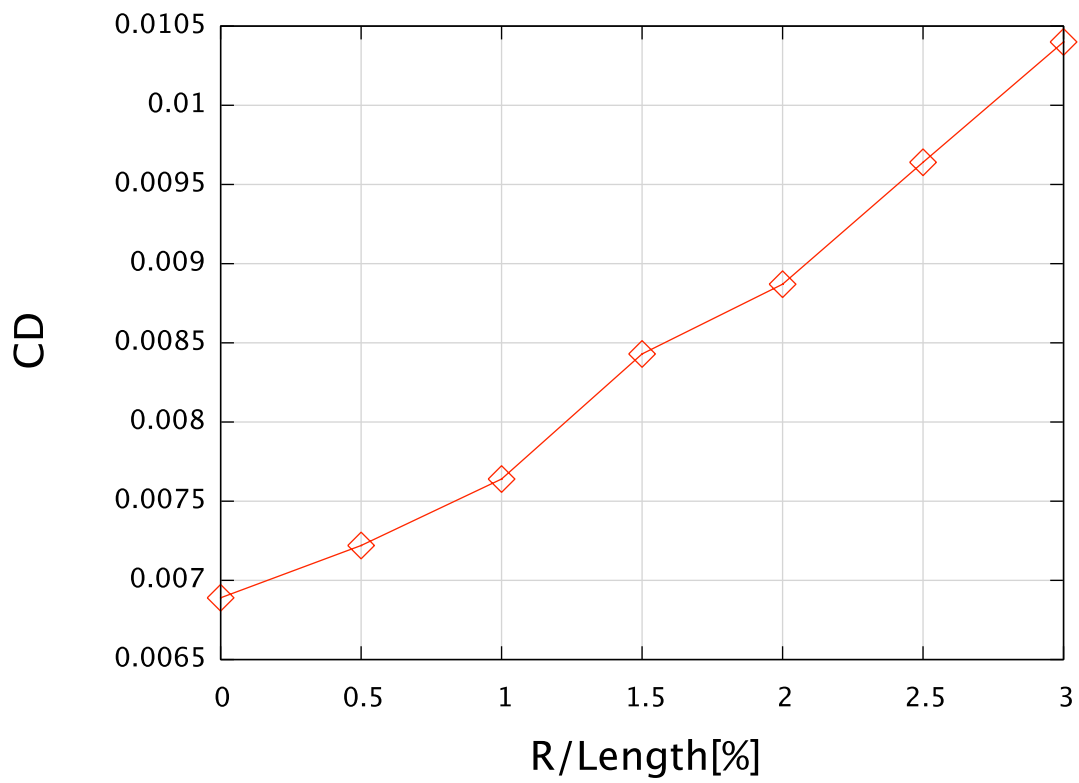


图 5.31 CD vs. R/Length

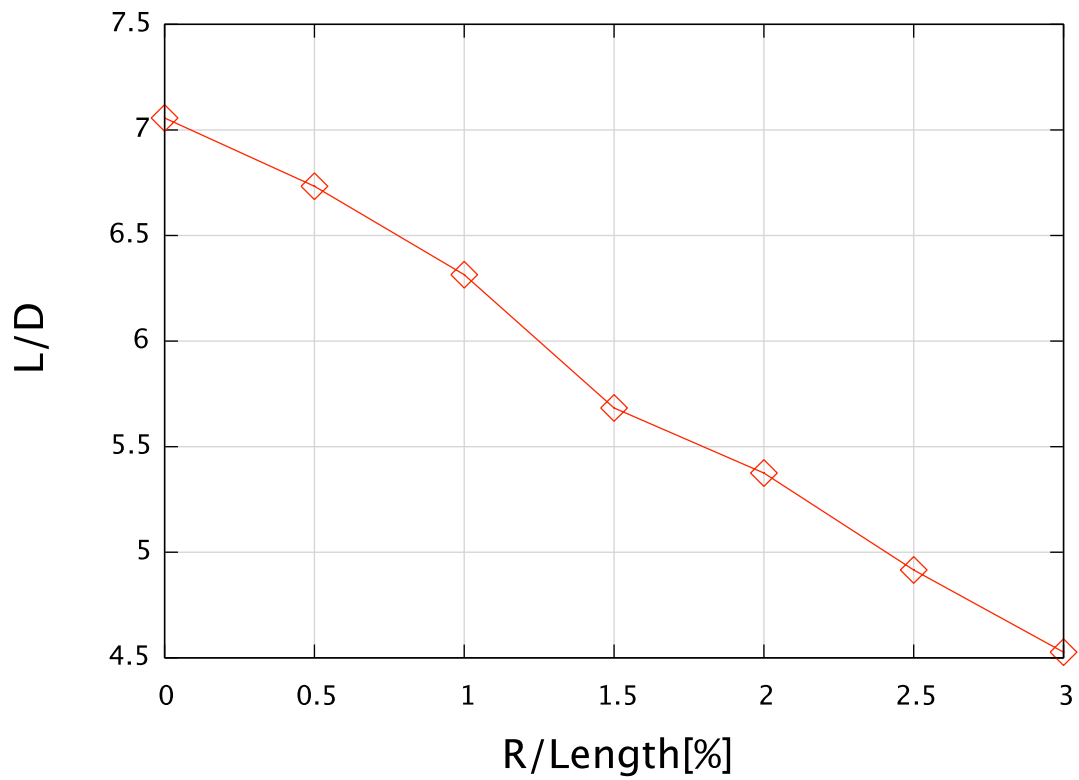


图 5.32 L/D vs. R/Length

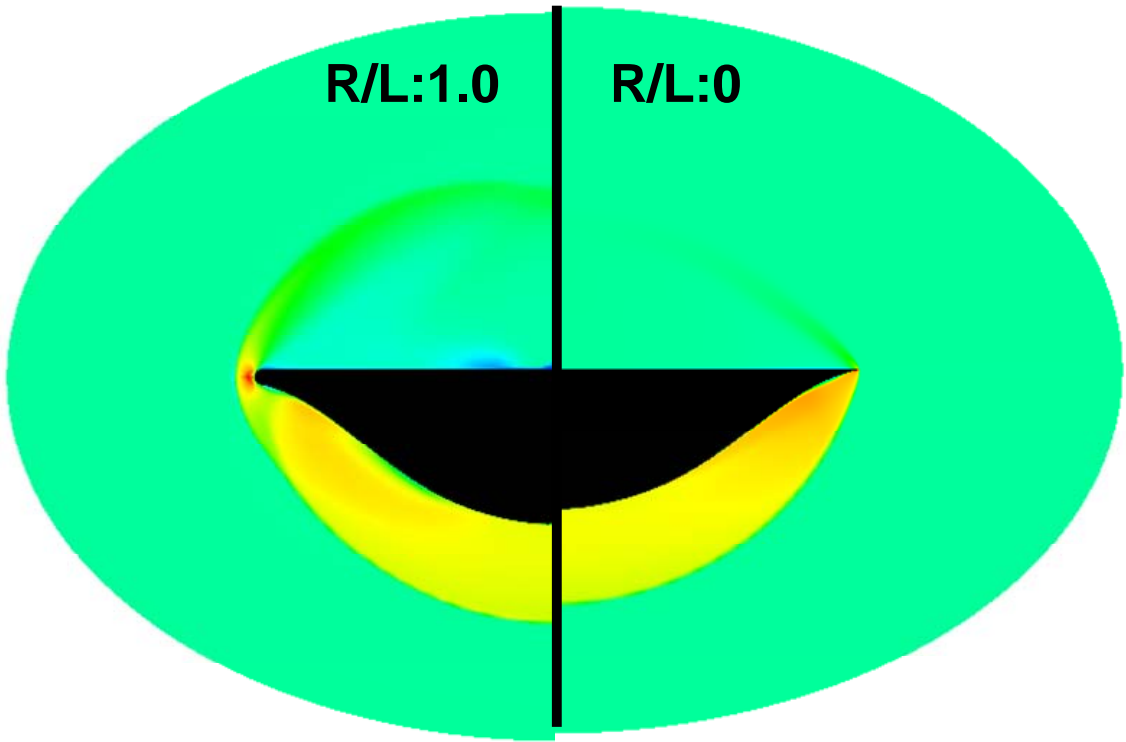


图 5.33 Density Contour of Base Plane (R/L=1.0 vs. R/L=0 ,AoA 0[deg])

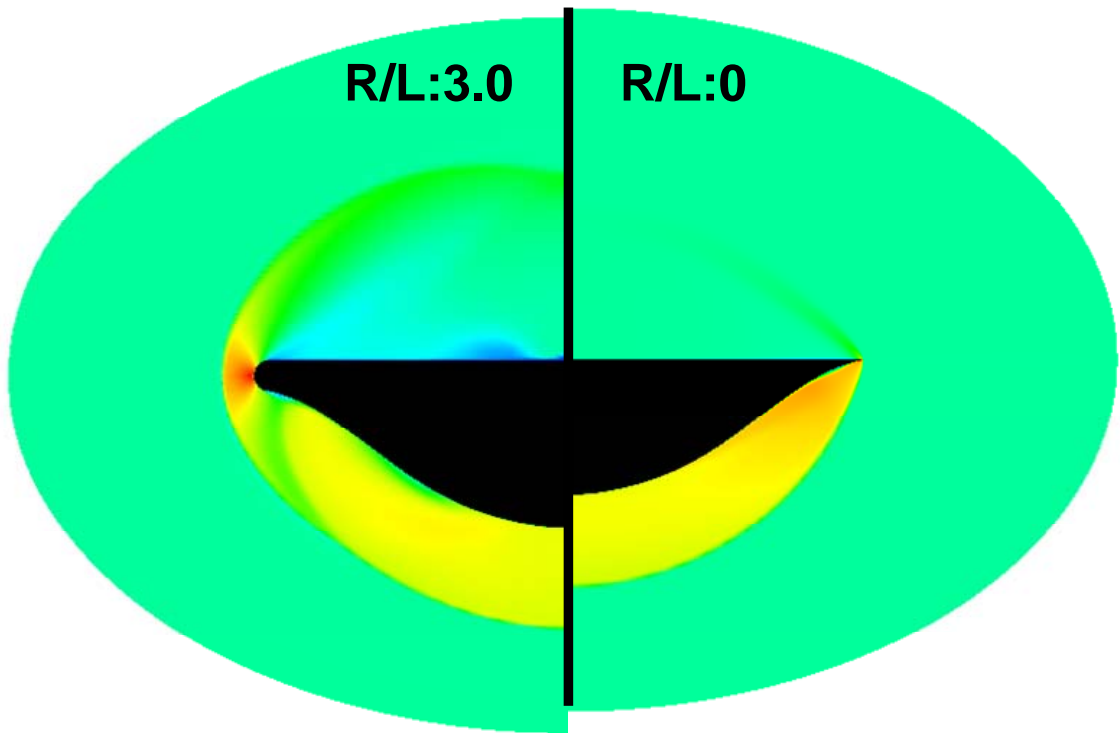


图 5.34 Density Contour of Base Plane (R/L=3.0 vs. R/L=0 ,AoA 0[deg])

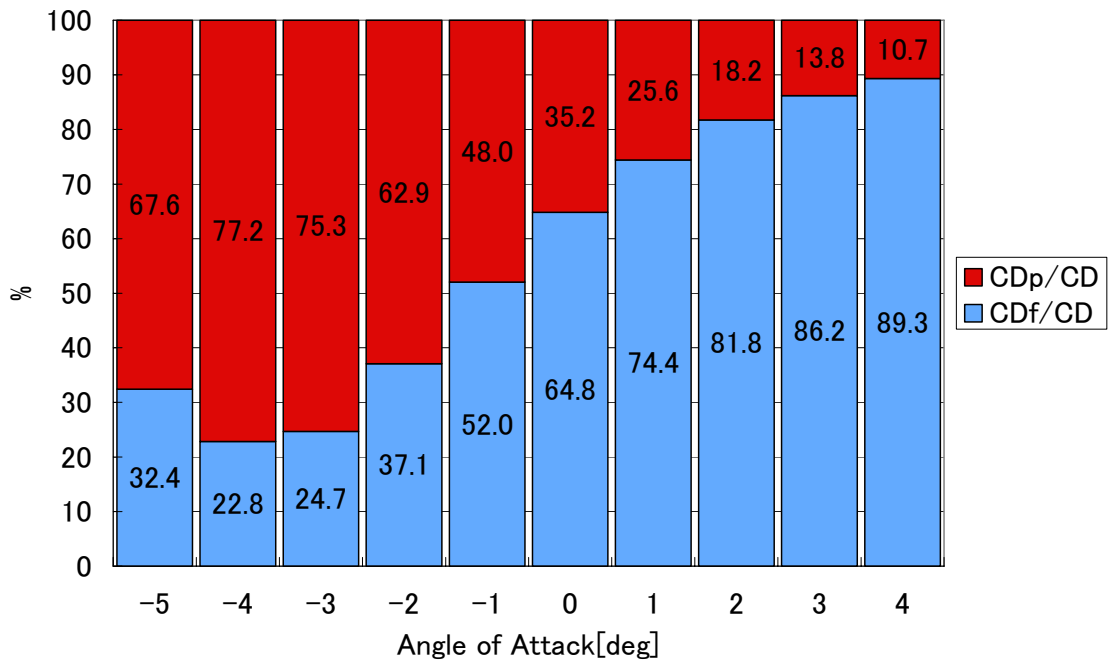


图 5.35 Percentages of CD contributions (R/L=0)

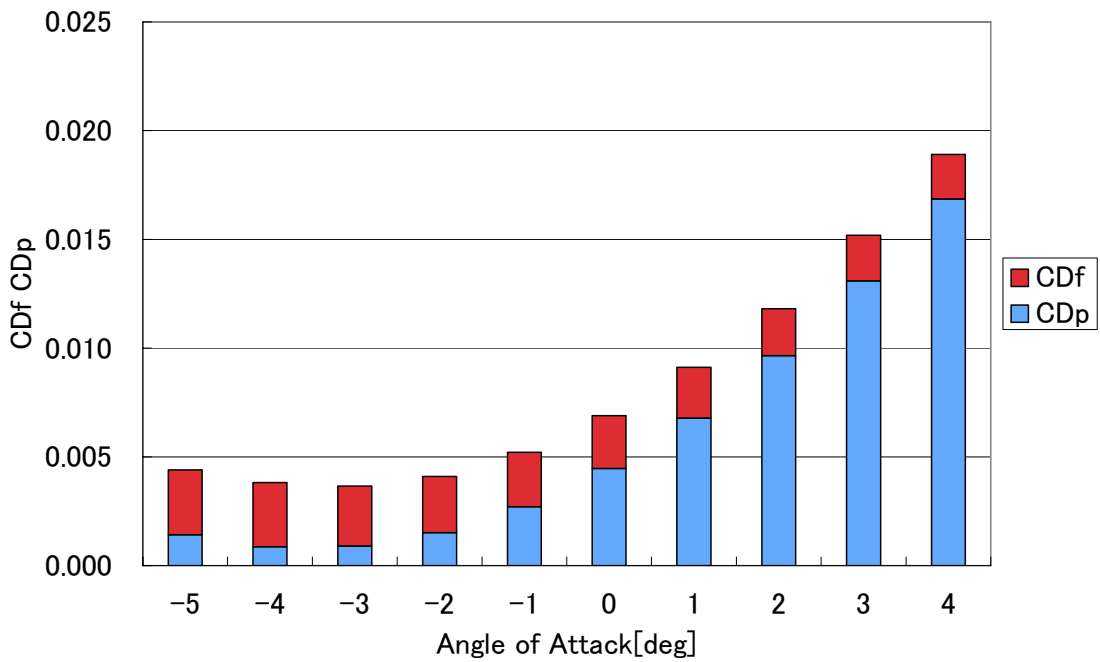
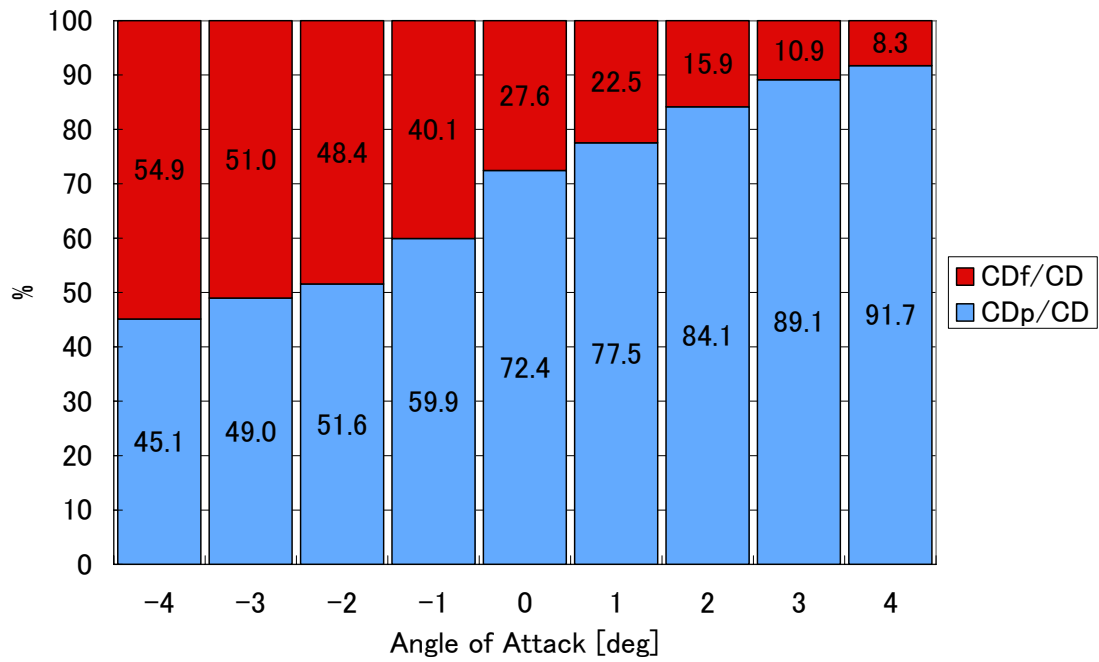
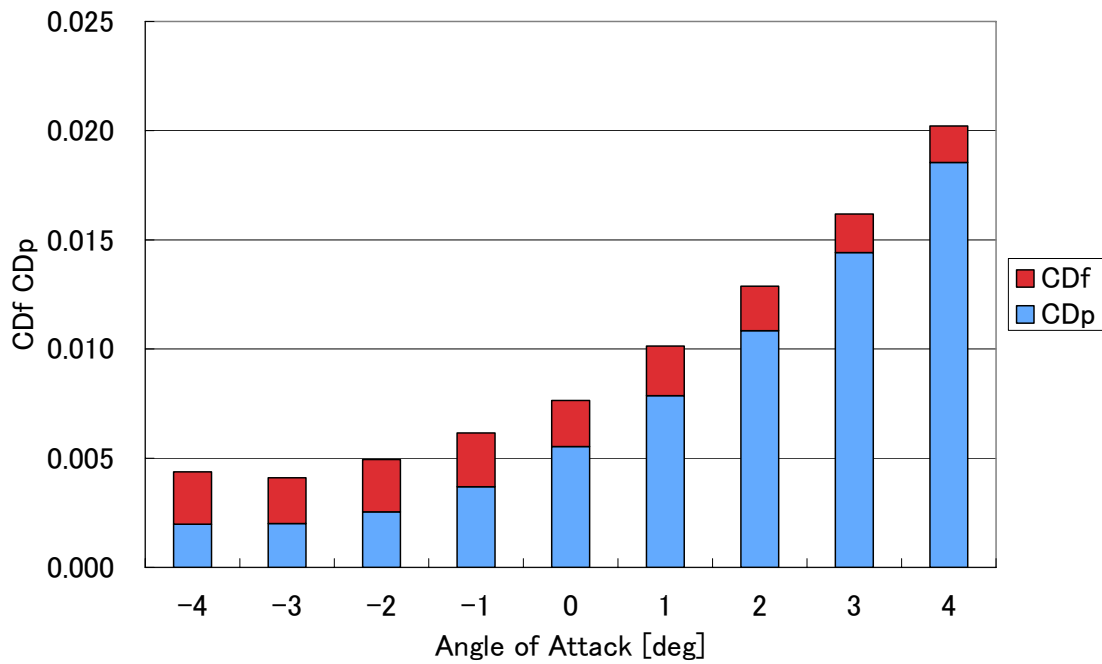


图 5.36 CD contributions (R/L=0)





☒ 5. 37 Percentages of CD contributions (R/L=1.0)



☒ 5. 38 CD contributions (R/L=1.0)

# 補遺 ラピッドプロトタイプを用いた模型作成法

本研究では、ラピッドプロトタイプ装置 Modela MD-X20 (図 4.1) を用いて極超音速風洞実験用模型を作成し、実験を行った。作成した模型を使用した実験では有益な空力特性を得ることができ、ラピッドプロトタイプ装置を用いた極超音速風洞実験の高効率化の可能性を十分示唆できた。

本研究で作成した模型は Waverider (図 4.3) および HYTEX(JAXA,図 4.5) の二種類の極超音速飛行体のみである。しかし、Modela の活用範囲の広さから他の翼型やタービンプレード等の作成を行うことも可能であると考えられる。また、極超音速風洞のみにとどまらず、他の低速風洞やガンタンネル等の風洞実験用模型として使用することも十分考えられる。そこで補遺 A では Modela を用いた風洞実験用模型作成過程をまとめることとする。

用意するもの

- ・ Modela MD-X シリーズ (MD-X20 を使用)
- ・ 3DCAD ソフト(Rhinoceros を使用)
- ・ CAM ソフト (Modela Player 3 を使用)
- ・ 切削用材料 (ケミカルウッド, A5026 等)
- ・ 台座用捨て板 (アクリル, 金属板等厚みの精度が保障でき, 変形しにくいものが良い)
- ・ 両面テープ (日東電工 No511 を使用)
- ・ 防護用メガネ
- ・ 軍手
- ・ 防塵マスク
- ・ 掃除機

## 1.模型用データ作り (所要時間 0~2h 程度)

模型作成過程の第一ステップは 3DCAD で形状データを作成し、dxf ファイル等 CAM ソフト用のデータを作成することである。以下では本研究で使用した 3DCAD ソフト,Rhinoceros の使用方法について紹介する。なお、3DCAD データが既に存在している場合は、dxf ファイルに変換して保存し CAM ソフトで読み込めるようにすれば良い。

①3DCAD データが無い場合は、作成したい形状の座標データをテキストファイルで作成する必要がある。この際に、以下のようなテキストファイルを読み込ませると図 A.1 のような一辺の長さ 1 の立方体の頂点の点データを作成できる。

0 0 0  
0 1 0  
0 0 1  
1 0 0  
1 1 0  
1 0 1  
0 1 1  
1 1 1

#### 立方体用のテキストデータ例

当然、3DCAD 上でデータを作成し、dxf ファイルに変換しても良い。しかし、形状最適化計算結果や翼の形状等の数値計算を行って得た計上データを 3DCAD 上で表現するのは骨が折れる作業である。そこで数値計算の終了後に上記のような三次元座標データ（座標データの順番は問わない）ファイルを作成し、3DCAD に読み込ませることであると制御点を補間する作業のみで Modela 用形状データを作成できる。

②①の過程を経て図 A.2 のように 3DCAD データを完成させた後に、CAM ソフトでデータを読み込める用に dxf ファイルに変換して保存する（図 A.3）。

\*図は HYTEX の 3DCAD データであるが、機体周りに塀のような囲いと、囲いと機体を繋ぐ指示棒を取り付けてある。これは Modela では 3D 形状の物体を切削する際に、一方向からしか切削ができない為切削工程で材料を裏返しにしなければならない。囲いを使用せずに裏返しにすると、模型の固定が甘くなったり、形状によっては固定ができなくなったりしてしまう。このため、材料を裏返した際にも固定できるように囲いを設けてある。切削が終了した後にこの部分を切り取り、模型を取り出すことになる。

## 2.ラピッドプロトタイプ装置を用いた模型作成（所要時間 3~7h 程度）

次に 1 で作成した形状データを用いて、実際にラピッドプロトタイプ装置、Modela MD-X21 を使用して模型を作成する手順を示す。

①作成した dxf ファイルを CAM ソフト Modela Player 3 で読み込む（図 A.4）。ここでは切削時の条件を決定することが主な作業となる。模型配置方向と切削断面（模型の上部から削るか、下部から削るかの決定、図 A.5 参照）、仕上がり模型の寸法決め（材料寸法に合わせる。CAD 上であわせても良い、図 A.6 参照）、最大切削深さの決定（図 A.7 参照）、切削ツール、切削材料の選択（図 A.8 参照）、仕上げ方法等（図 A.9 参照）を決定する。

②すべての切削条件を決定し終わったら、材料を固定する。材料の固定には両面テープを用いる。市販のものでは強度が不足し、切削中に模型がずれてしまうので上記の両面テープの使用を薦める。また、切削途中で材料を裏返しにする際の位置決めと、材料固定のために位置決めピンを用いた。図 A.10 のように台座側と図 A.11 のように材料側の同じ座標位置に位置決めピンを開けておき材料を裏返す際に穴同士をピンで合わせ固定する。台座上での材料の固定位置は基本的には任意の場所を選べる。後に行う面出し工程で **Modela** にその位置を認識させる。

\* 模型を固定するスティング用のネジ穴を空ける場合は、材料を固定する前にボール盤等で穴を空けておき、穴の軸がわかるようにしておく必要がある。この穴の軸と模型の中心軸をあわせ、切削する。

③材料の固定が終了したら、材料の位置確認を行う。図 A.12 のように「オプション」→「レイアウト/面出し」を選択すると、図 A.13 のようなレイアウト/面出し設定画面が現れる。初期設定では図 A.13 のように台座左下に材料を認識しているのので、レイアウトの座標を変更するか、マウスで材料（図 A.13 中の青い部分）をドラックして、実際の材料を固定している部分に移動する（図 A.14 参照）。材料固定位置の確認は、材料の頂点や辺に図中の白丸を移動させ「カーソル」ボタンをクリックすると、スピンドルがその位置まで移動するので、実際の材料の位置と照らし合わせて確認する。

④材料の位置を **Modela** に認識させた後に、面出し工程に移る。まず、材料の一番高い部分（一番厚い部分）にスピンドルの高さを合わせる。スピンドルの高さの微調整は **Modela** 本体の“UP”及び“DOWN”ボタンで行う。スピンドルの高さを調整したら、図 A.14 のレイアウト/面出し画面で面出し量を決定し、「面出し」ボタンをクリックして面出しを開始する。

⑤面出しが終了した後に、荒削り切削工程に移る。図 A.9 の切削方法を「荒削り」に設定し、「出力」ボタンをクリックすると荒削り切削が始まる。

⑥荒削りが終了したら、引き続き切削方法を仕上げ削りに変更し同様に「出力」ボタンをクリックして仕上げ削り切削を行う。

\* 荒削りや仕上げ削りに設定し図 A.15 のように「ファイル」→「出力プレビュー」を選択すると、図 A.16 のような実際の模型切削順路が確認できる。また、画面右下におおよその切削時間が表示される。

⑦Top Flat Waveriderのように片面のみの切削で模型作成が可能な場合は⑥までで切削を終了し、模型を取り出すことができる。しかし、HYTEXのように両面から切削を行わなければならないような形状を切削する場合は、材料を裏返しにして②～⑥の工程を再び行う必要がある。この際に②で使用した位置決めピンを使用して材料の位置がずれないように注意して材料を固定する。また、④で行ったように面出しが必要な場合は再度面出しを行い、スピンドルの高さを調整する。

⑧表面荒削り→表面仕上げ削り→裏面荒削り→裏面仕上げ削りの全ての切削工程を終えた後に、模型を取り出す。Waveriderのような前縁部が薄い形状を切削している場合は、模型が割れないように細心の注意を払って両面テープと位置決めピンを外し、模型を取り出す。

⑨取り出した模型のバリ取りや、表面を研磨する必要がある場合は、グラインダーや目の細かい紙ヤスリ等を用いて研磨する。

### 3. スティングの取り付け (所要時間 1h 程度)

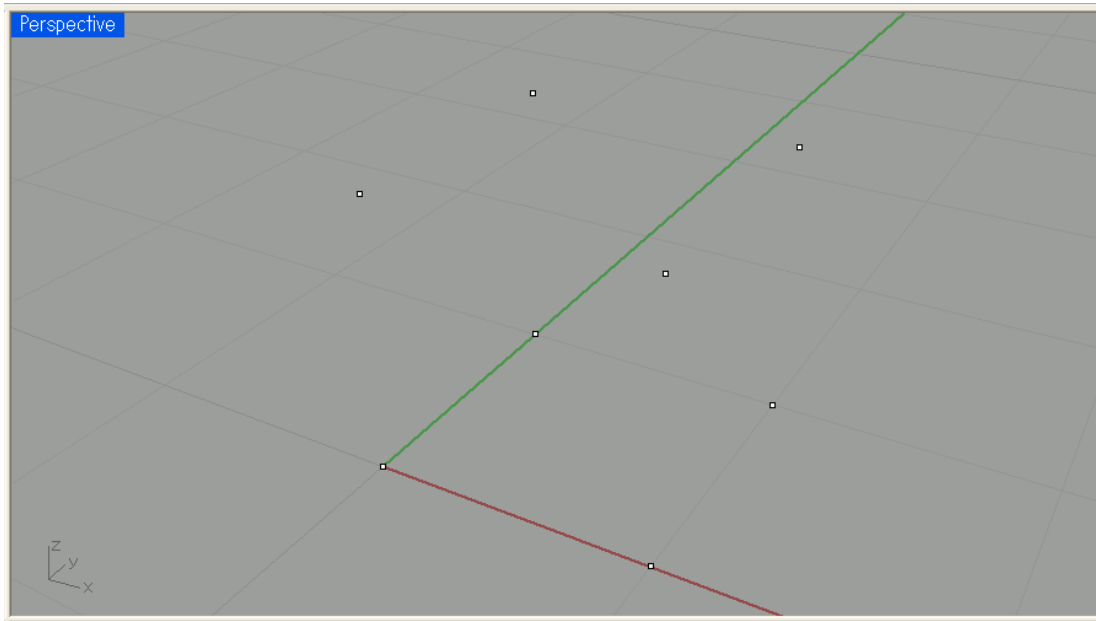
本研究ではWaveriderとHYTEXでそれぞれ異なった形状のスティングを取り付けた。これは、模型の形状に大きく依存するのでユーザーが各々考慮してスティングを作成する必要がある。例えば、HYTEXの場合は東京大学柏キャンパスの極超音速風洞で使用されている天秤とアタッチメントを使用すると、Waveriderの様に直接機体にネジ穴を空けることができない。これは風洞測定室内に設置可能な模型長さに対して非常に薄い機体であるためである (HYTEX: 機体長 140mm に対し後端最大厚みが約 5mm 程度)。このため、図 A.17 のようなスティングを作成した。それぞれスティングを取り付けた様子を図 4.3 と図 4.5 に示す。

また、作成したHYTEX模型を六分力較正天秤に取り付けた際の様子を図 A.18 に示す。

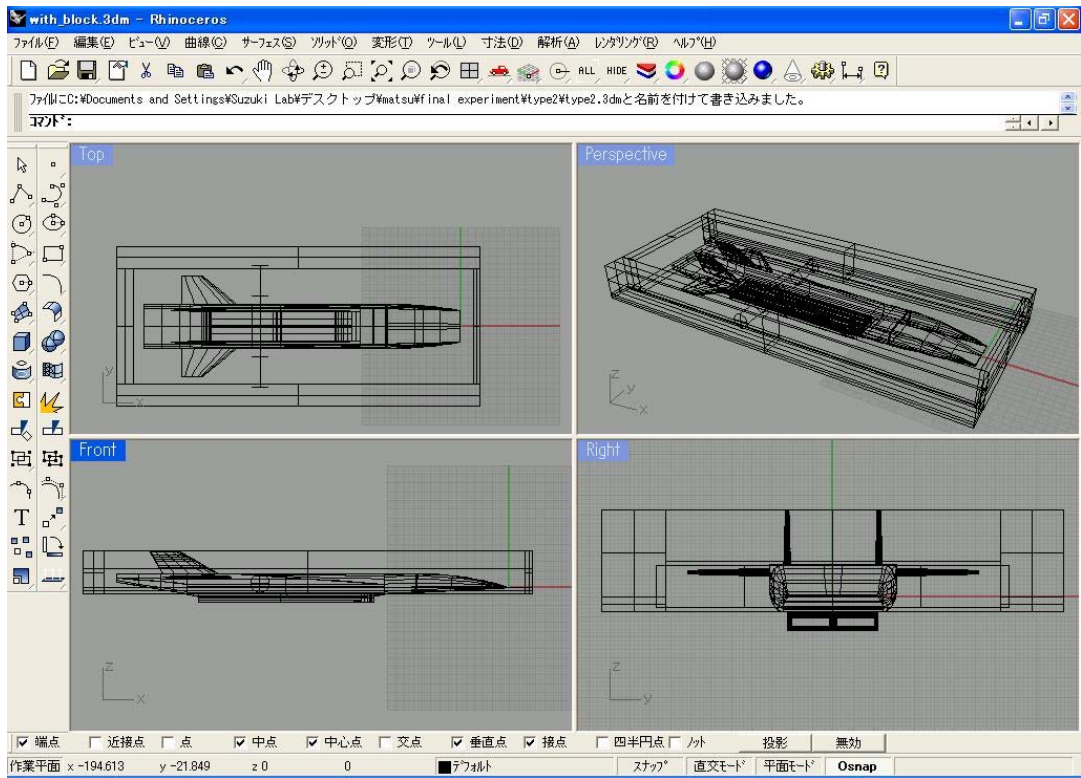
### 4. まとめ

以上1～3の工程を全て終了すると、風洞実験に使用することが可能となる。実際に本研究の例ではあるが、全工程終了までの時間はWaverider (機体長 100mm, 片面切削) の場合で約 5 時間程度、HYTEX (機体長 140mm, 両面切削) の場合で約 10 時間である。それぞれの内訳は以下の表のようになる。

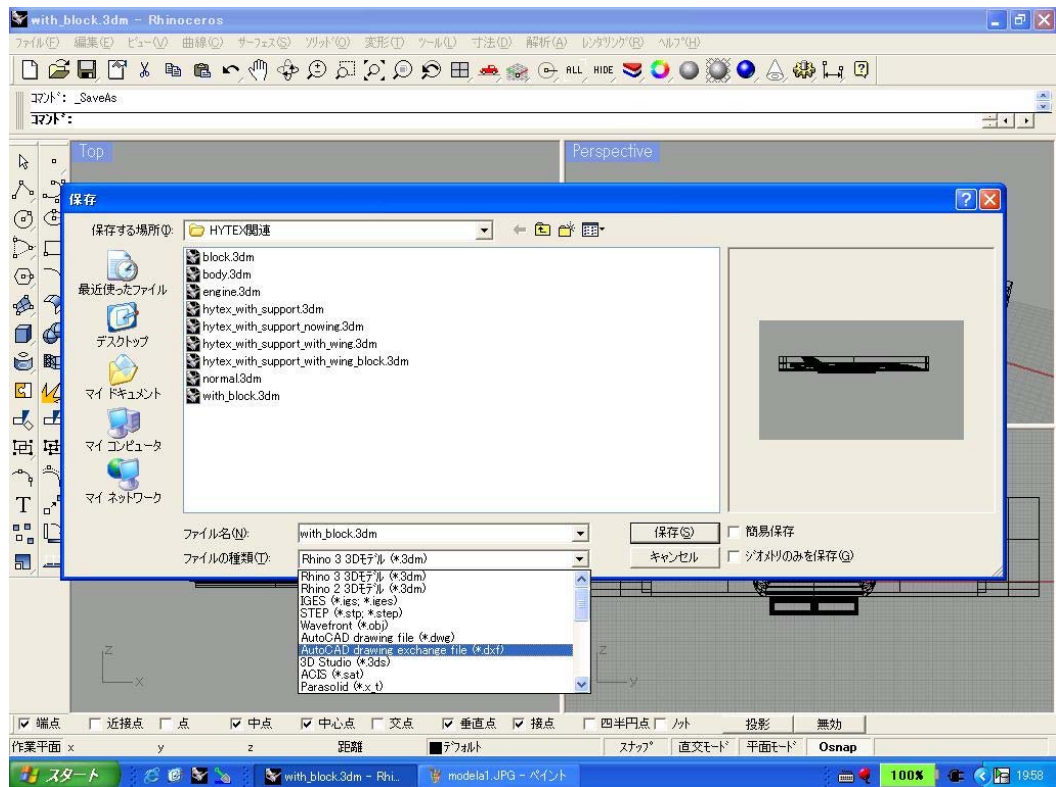
模型データの作成時間は含めていないが、それぞれ半日以内で模型の作成を終了させ、風洞実験ができる状態になっている。従来の外部に作成を依頼して、何度もミーティングを重ね、週や月更には年のオーダーが必要であった模型作成と比較すると、飛躍的に時間が短縮されていることは明確である。このようにラピッドプロトタイプ装置を駆使し模型を作成して、極超音速風洞での実験回数を重ねることで現在ではまだ不足している極超音速流に関するデータの蓄積や、風洞そのもののデータや風洞実験のノウハウなどが得られるであろう。



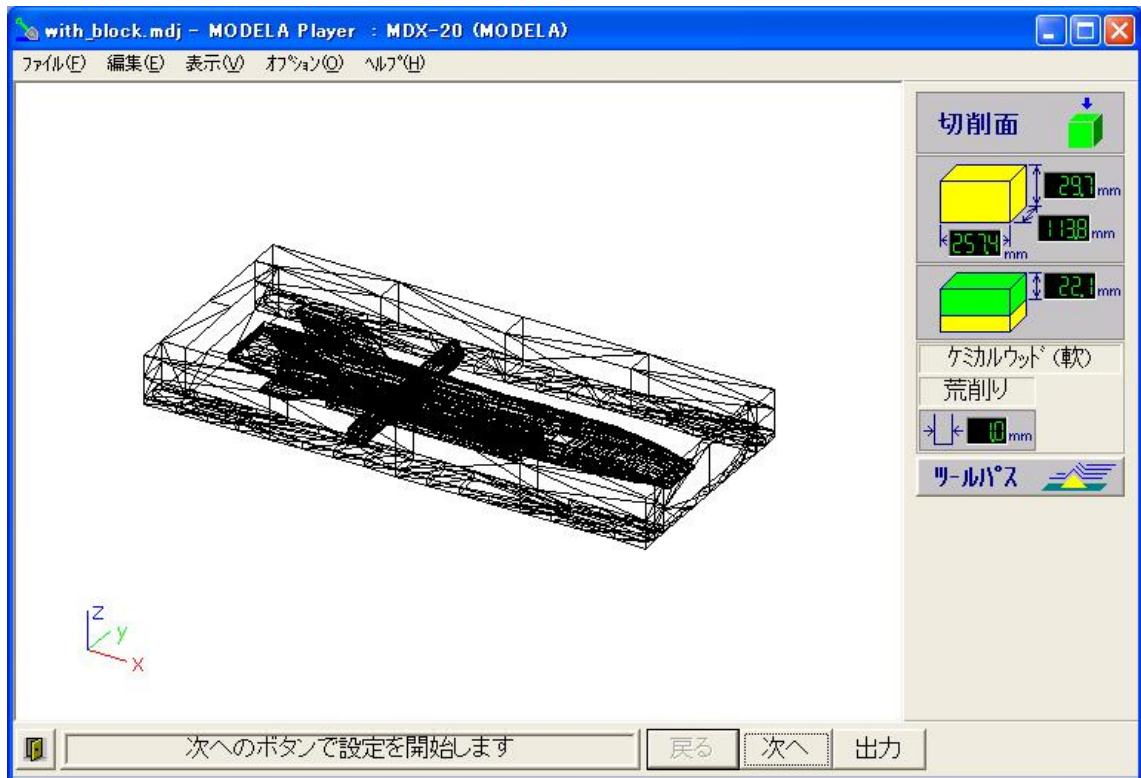
**A.1**



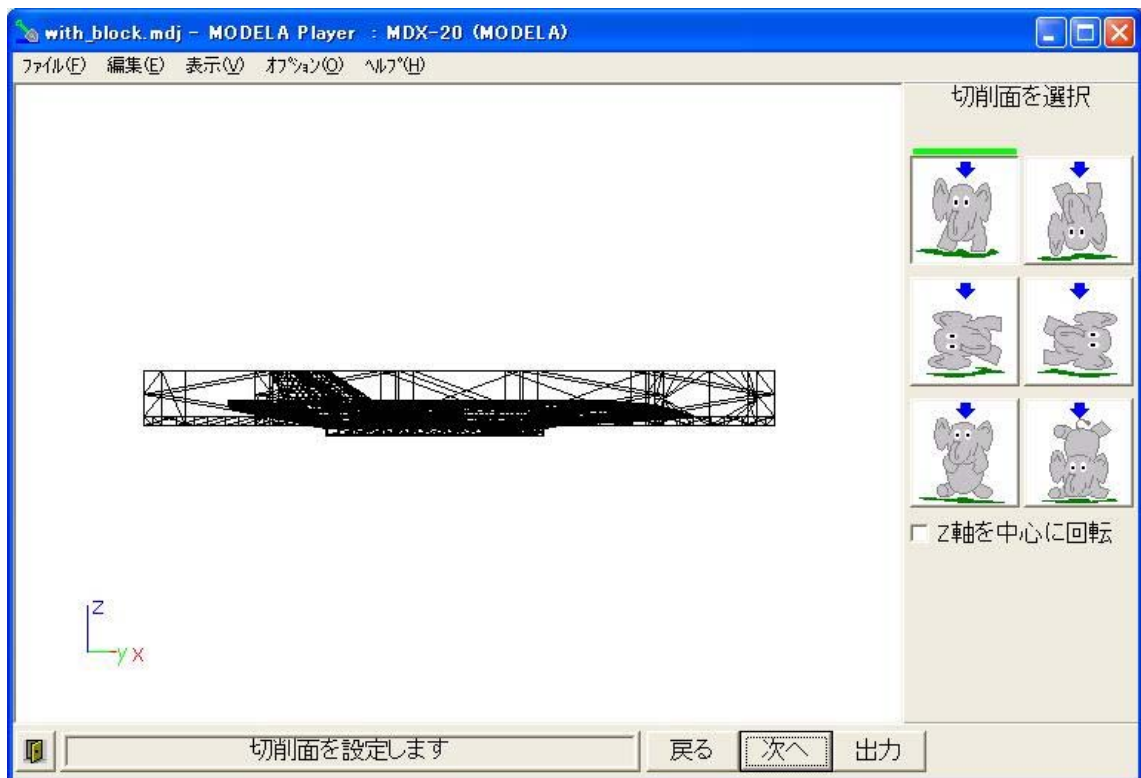
A. 2



A. 3

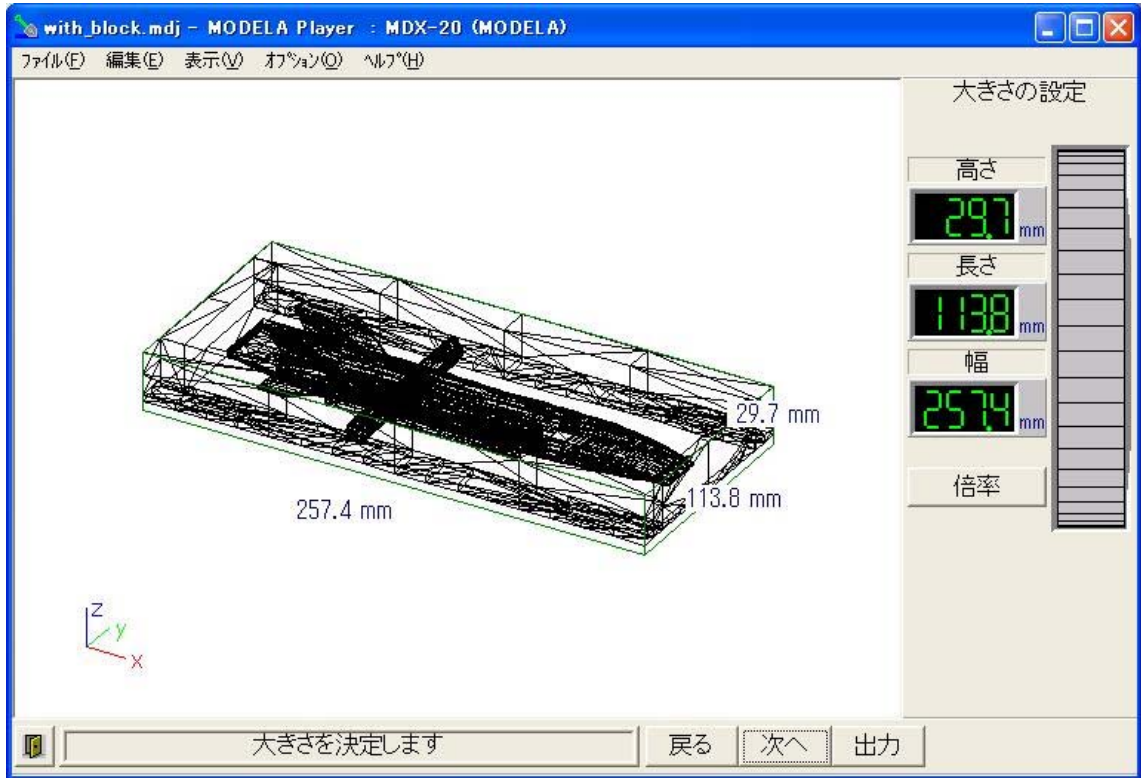


A. 4

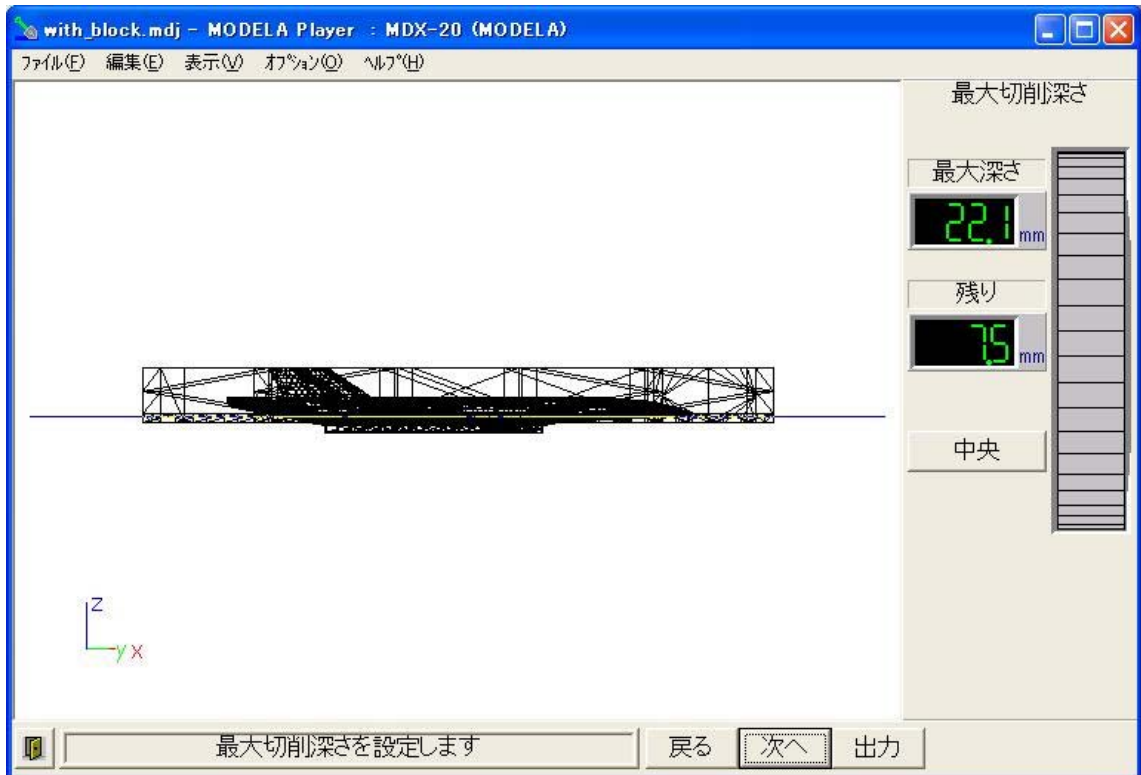


A. 5

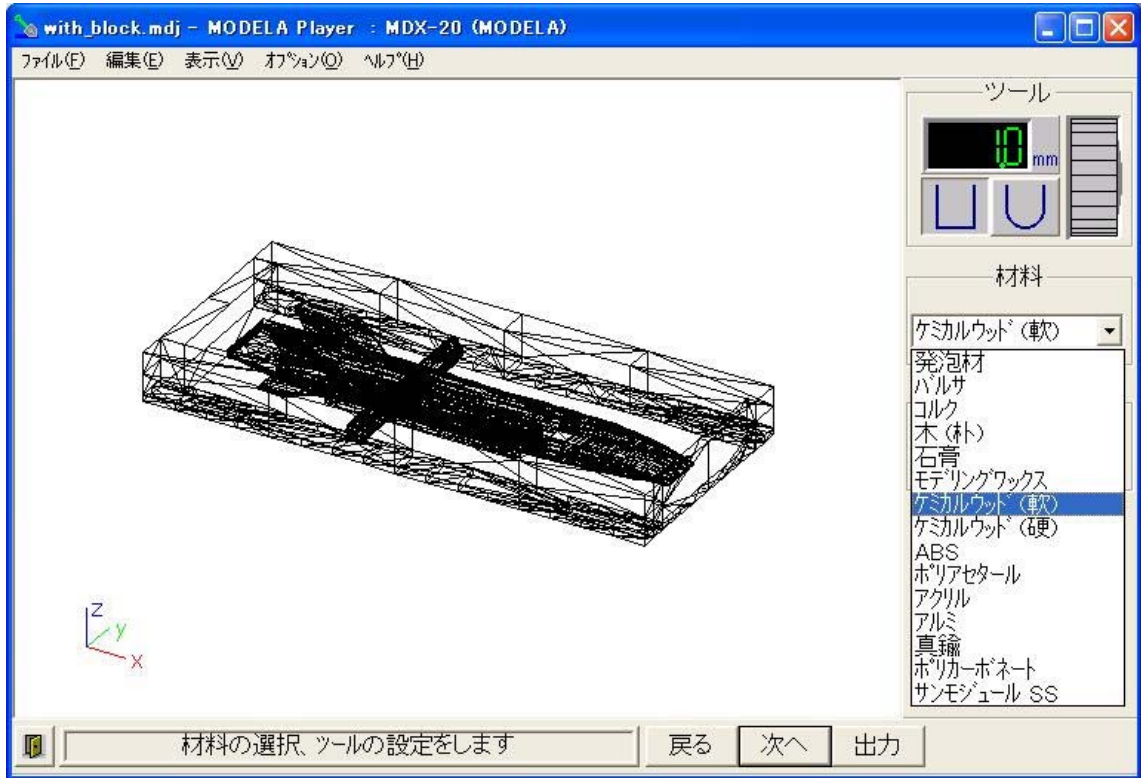




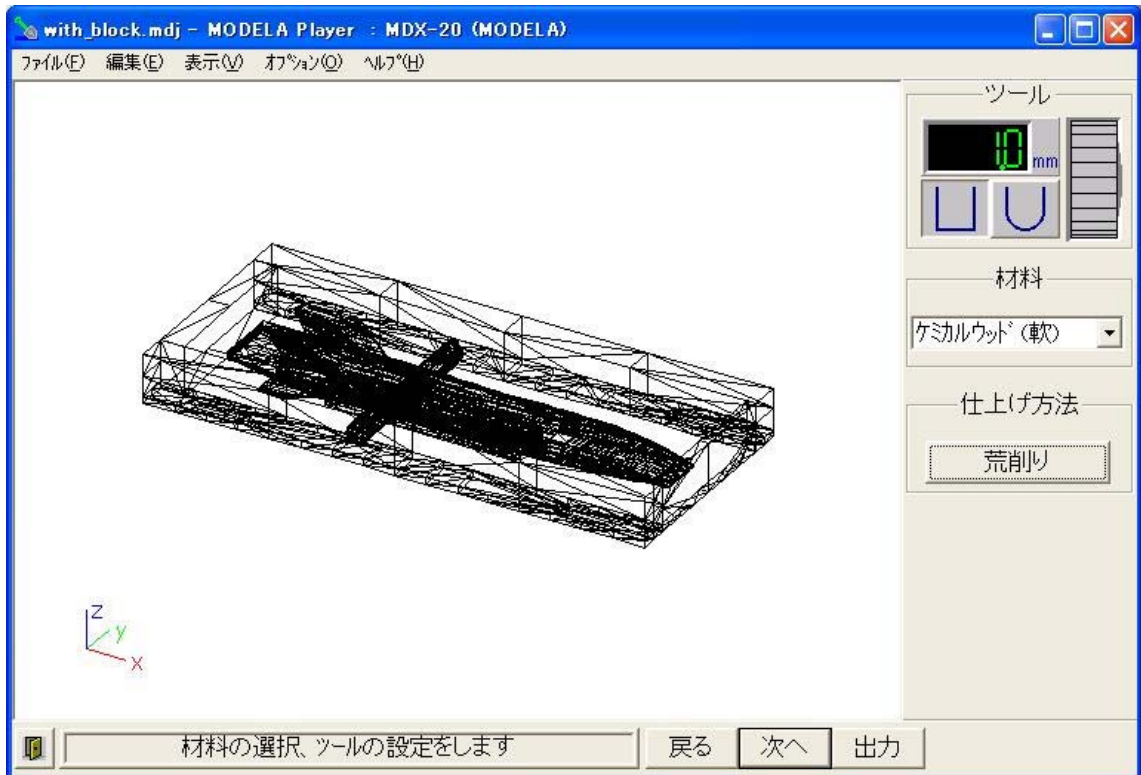
A. 6



A. 7



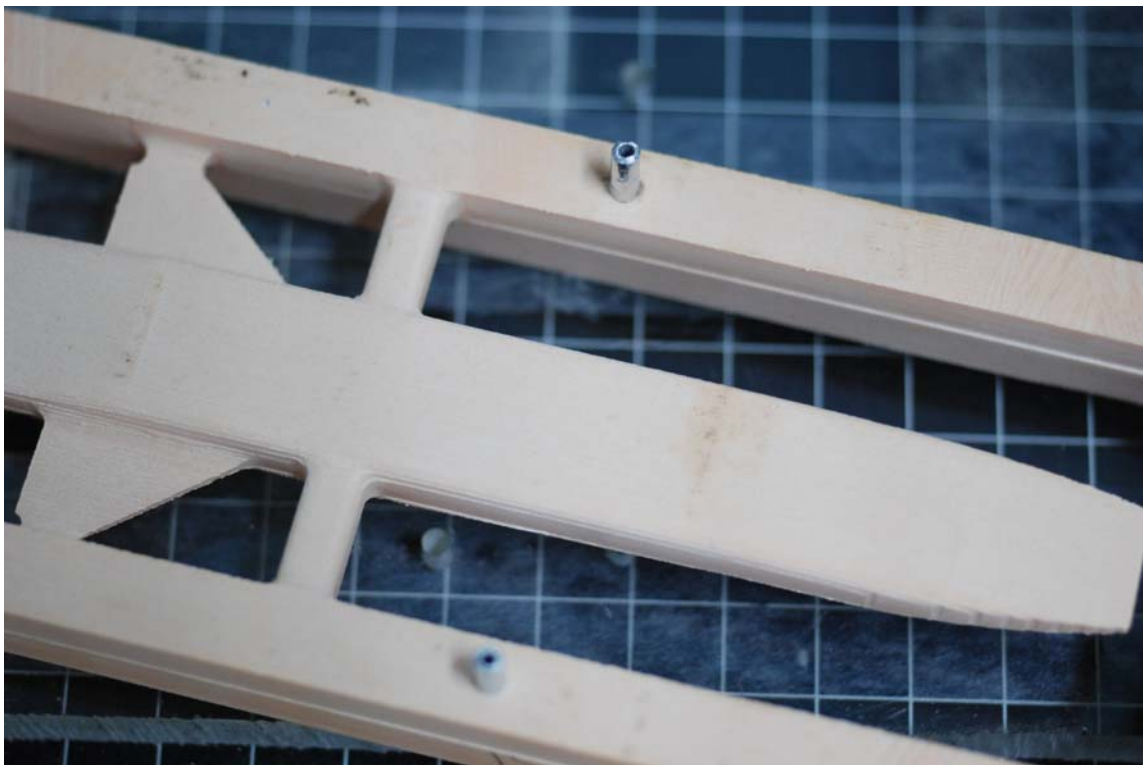
A. 8



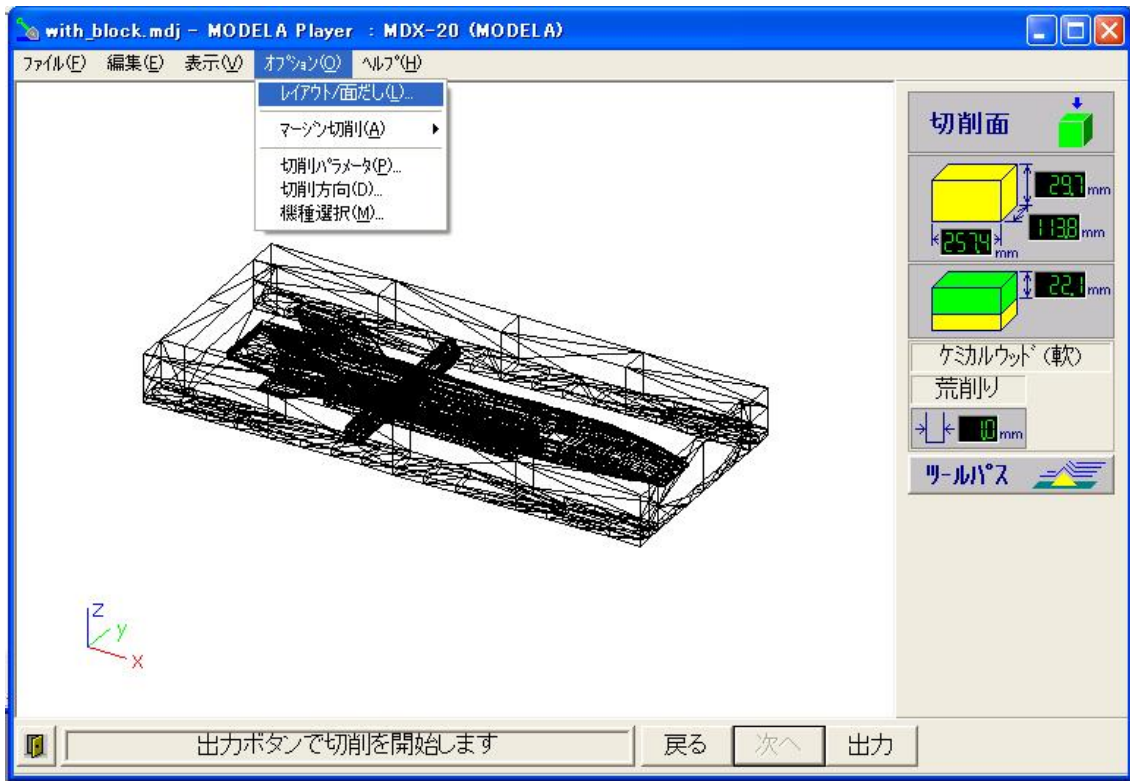
A. 9



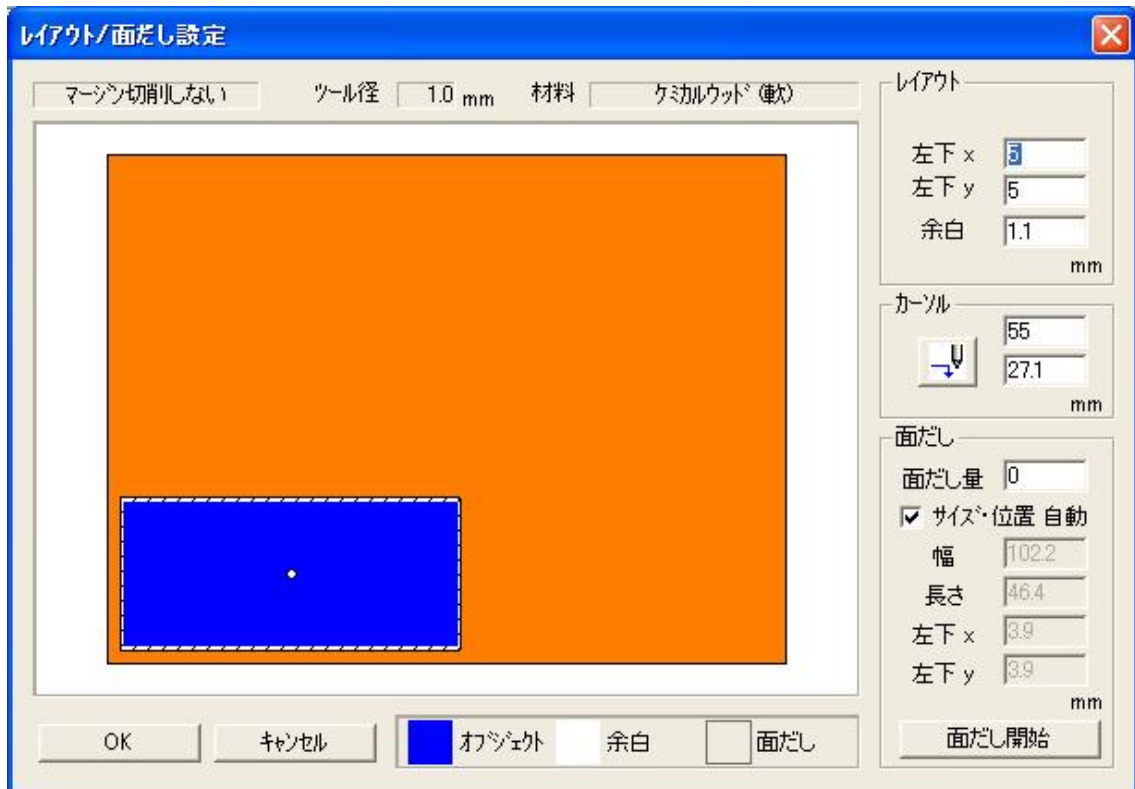
A. 10



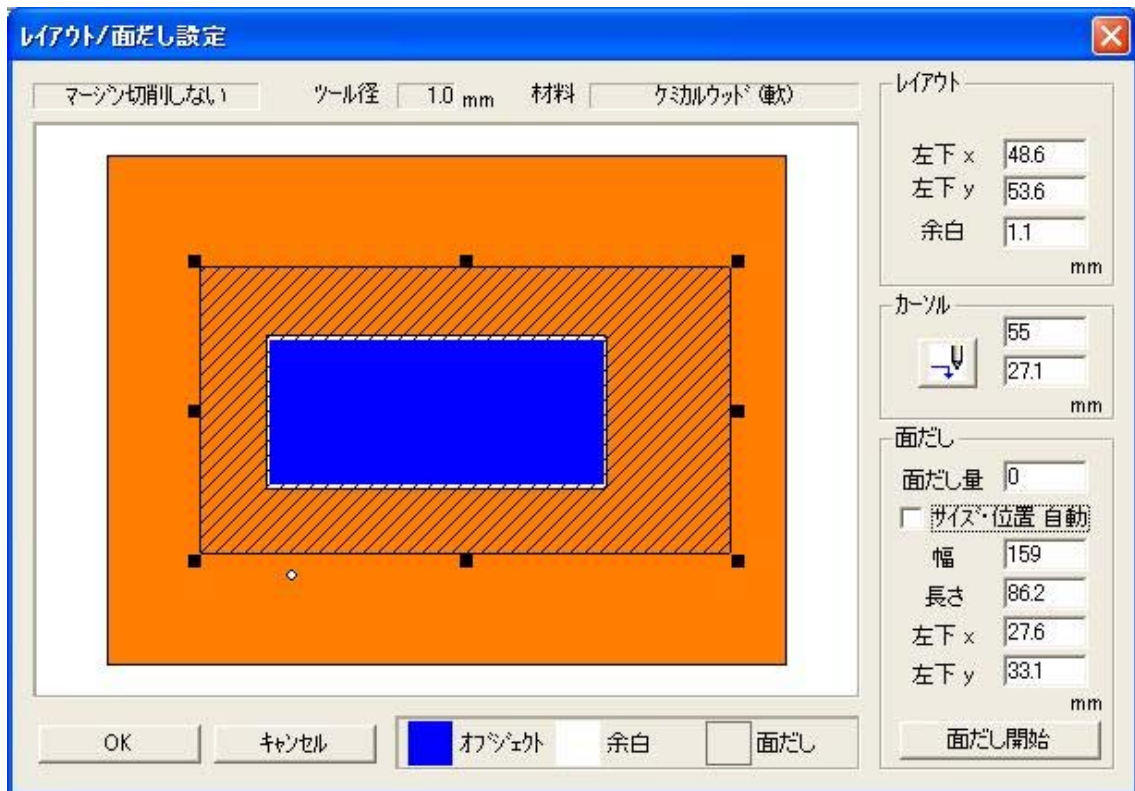
A. 11



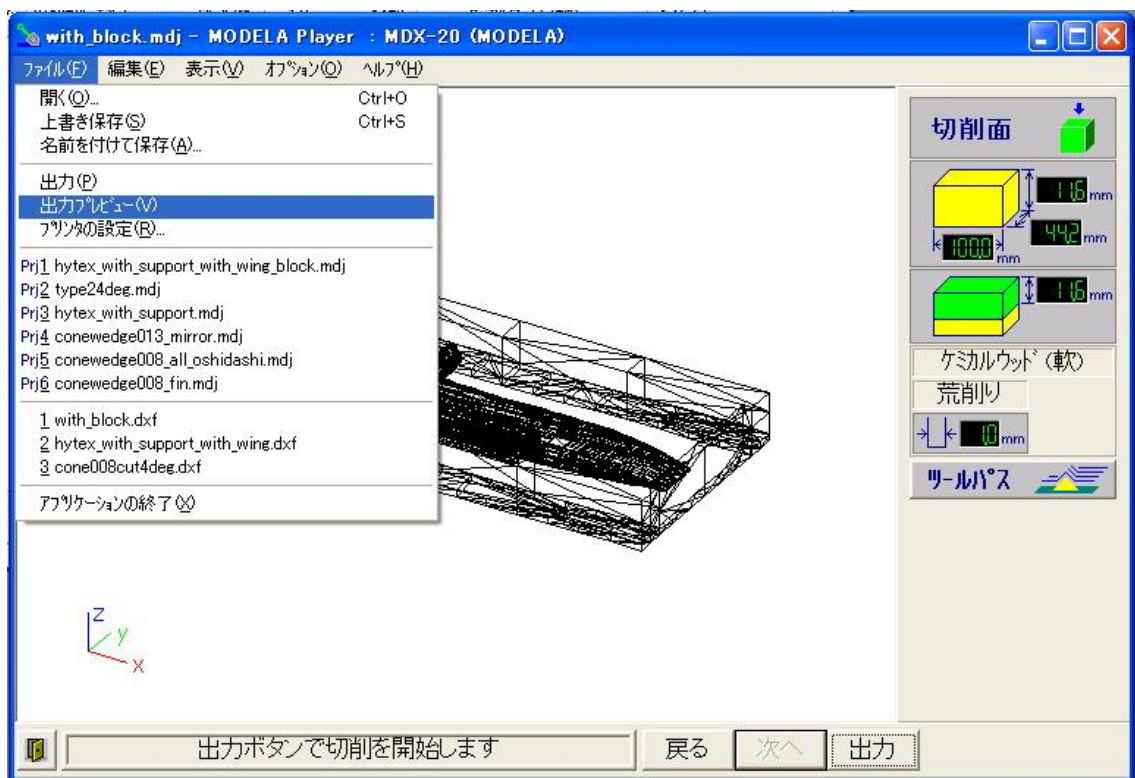
A. 12



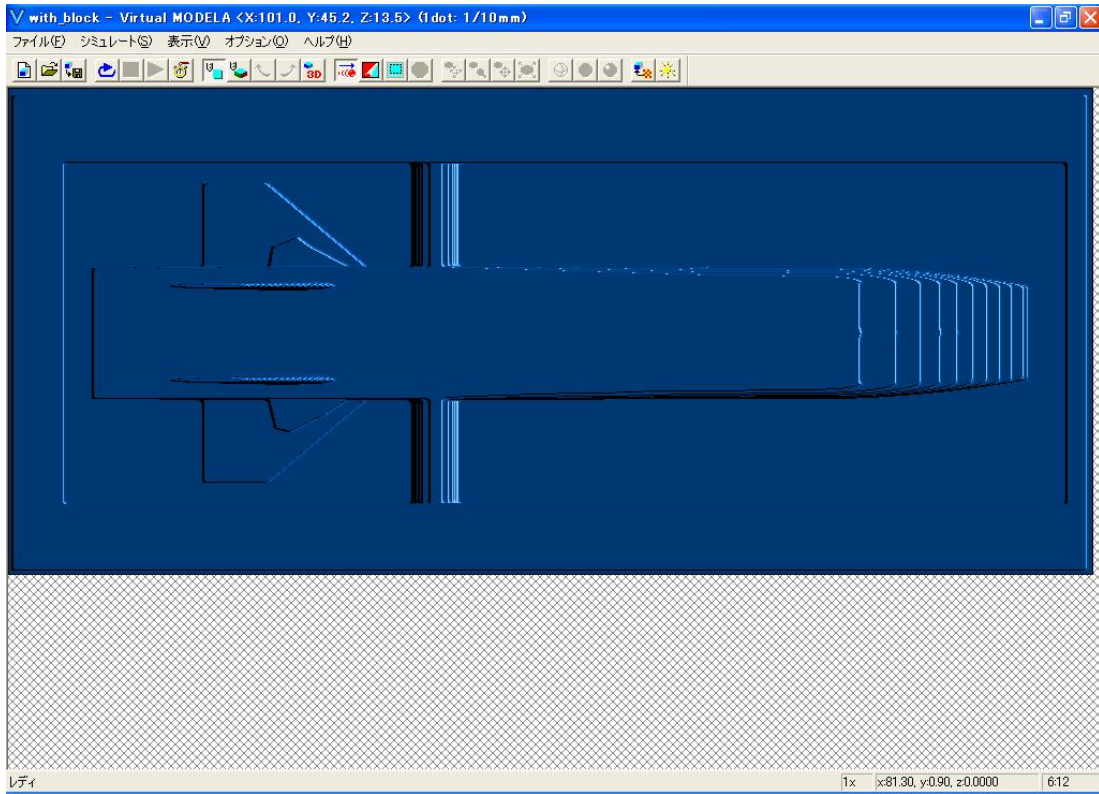
A. 13



A. 14



A. 15



A. 16



A. 17

本論文に関する学会発表

- ・ 第 51 回宇宙科学技術連合講演会 札幌コンベンションセンター, 2007/10/29-31
- ・ 第 2 回ハイパーソニック・フォーラム 名古屋大学, 2008/1/24
- ・ 極超音速機フォーラム 東京理科大学, 2007/10/18