

完全航空機形状まわりの流れのナビエ・ストークス シミュレーション

高梨 進¹ 伊藤 良三² 天野 完一³ 海田 武司⁴

Navier-Stokes Simulation for a Complete Aircraft Configuration

Susumu TAKANASHI¹

National Aerospace Laboratory

Ryozo ITO²

DAIKO DENSHI TSUSHIN, Ltd.

Kanichi AMANO³

Japan Aircraft Development Corporation

and

Takeshi KAIDEN⁴

Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.

ABSTRACT

A three-dimensional Navier-Stokes simulation about a complete aircraft configuration has been carried out using the parallel vector computer called "NWT" at the National Aerospace Laboratory, Japan. The governing equations are 3-D Reynolds-averaged thin-layer Navier-Stokes equations which are discretized by finite volume method with a TVD upwind scheme. The multi-domain structured grid around the complete aircraft configuration has been generated by the point-charge distribution method.

1. はじめに

近年、格子生成法の進歩により、次第に複雑な三次元形状物体周りの流れ場を数値シミュレーションで捕らえることが可能になってきたが、胴体、主翼、水平尾翼、垂直尾翼、パイロン、エンジン、ナセルまでを含めた完全航空機形状周りの計算はなおも困難な課題である。本論文ではこの様な完全航空機形状の周りにマルチドメイン格子を生成し、Navier-Stokes シミュレーションを行ったのでその結果を報告する。

2. 流れ場の計算

コードはレイノルズ平均薄層近似 Navier-Stokes 方程式を有限体積法で解くものである。対

流れ項の計算には三次精度の TVD スキームを適用している。時間積分においては局所時間刻みを用い定常解を求めている。乱流モデルとしては Baldwin-Lomax のものを用いている。またこのコードは流れ場が複数のサブドメインに分割された問題にも適用できる。詳細は参考文献 1、2 を参照のこと。

3. 計算格子

図 1 に機体の表面格子を示す。この表面格子は 23 個のサブドメインに分割されている。各サブドメインの位置、セル（有限体積法のコントロールボリューム）の総数を表 1 に、また、主なサブドメインの位置を図 2 に示す。空間格子は、静電場理論に基づく自動格子生成法によって生成された³⁾。この格子においては、各サブドメイン内は

1 航空宇宙技術研究所
3 財団法人航空機開発協会

2 大興電子通信株式会社
4 三菱重工業株式会社

構造格子だがサブドメイン間の位置関係は必ずしも構造的ではない。但し、サブドメイン間の境界面の格子点は互いに完全に一致している¹⁾。各サブドメインの底面は機体表面に相当し、その反対側の面は外部境界面に相当する。

境界層内には物体表面から法線方向に約20個のセルを配してあり、胴体の全長を1としたときその最小格子間隔は 1.5×10^{-6} である。また、格子の外部境界は直径4の半球である(図3)。

マルチドメイン格子のため、格子のトポロジーはC型、H型、O型の組合せになる。例えば主翼周りの格子の主流方向のトポロジーは、翼端部ではC型だが、翼根部ではH型である(図4)。ナセルの付近は形状が複雑なため空間格子の生成は極めて難しい(図5、図6)。

この格子の利点としては、境界層での流れ場の計算精度が高いこと、コードのベクトル化、並列化が容易であることが挙げられる。

4. 並列化の方法

並列化は、表1の様に1個あるいは2個のサブドメイン内の流れ場を1台のP Eに計算させる方法で行われた。セルの個数がほぼ計算負荷に比例すると考え、セルの個数を揃えることによって各P Eへの計算負荷を均一化した(表1)。詳細は文献2を参照のこと。一部のP Eには2個のサブドメイン内の流れ場を計算させるので、使用したP E台数はサブドメインの個数より少なく、19である。

5. 計算結果

一様流のマッハ数0.82、主翼の迎角 2.0° 、胴体全長を1としたときのレイノルズ数 1.1×10^6 の条件で計算を行った。機体のヨー角が 0° のため、対称面の片側の流れ場だけを計算した。また、エンジンの吸気口、排気口には、暫定的に、それぞれに垂直な方向に一様流が流入、流出しているとする境界条件を与えた。1万回のイタレイションに約2時間40分を要したが、各P Eへの計算負荷を揃えれば、さらなる計算時間の短縮を期待できる。

図7は機体表面の等圧線である。機体表面を複数のサブドメインに分割して計算したにもかかわらず、サブドメインの境界においても圧力の分布は連続的である。

6. 結び

胴体、主翼、水平尾翼、垂直尾翼、パイロン、エンジン、ナセルまで含めた完全航空機形状周りの計算を行った。このような形状に対しては、機体表面を複数のサブドメインに分割して格子を生成する方法が有効であることが示された。今後は、より大きな格子点数を使用することに加え、エンジンの開口部に適切な境界条件を与えることにより、シミュレーションの精度を高め、設計に役立てて行きたい。

当シンポジウム前から闘病されていた高梨氏は薬石効無く平成7年10月28日逝去されました。本論文は共著者により作成されました。

合掌

参考文献

- 1) 橘、高梨：複雑な形状の航空機まわりの流れの数値計算，NAL SP-10, 1989.
- 2) 伊藤、高梨：領域分割法による航空機形状まわりの遷音速流の並列計算，NAL SP-27, 1994.
- 3) Takanashi, S., Takemoto, M., "An Automatic Grid Generation Procedure for Complex Aircraft Configurations," Computers and Fluids vol.24, No.4, pp.393-400., 1995

PE	サブドメインNo	場所	IMAX*JMAX	比率 (%)
1	1	主翼翼根部上面	37*11	2.7
2	2	“ 下面	“	“
3	3	主翼中央部	74*13	6.4
4	4	主翼翼端部	74*14	6.9
5	5	パイロ + 主翼上面	82*6	4.5
	6	パイロ + 主翼下面	31*6	
6	7	胴体	132*7	6.1
7	8	“	“	“
8	9	“	“	“
9	10	“	“	“
10	11	水平尾翼上面	15*23	4.6
	12	水平尾翼下面	“	
11	13	垂直尾翼	23*17	6.8
	14	ナセル	71*9	
12	15	“	“	4.2
13	16	“	70*14	6.5
14	17	“	“	“
15	18	ウェイク面	27*11	3.9
	19	“	“	
16	20	“	27*23	4.1
17	21	“	“	“
18	22	“	42*21	5.8
19	23	“	“	“

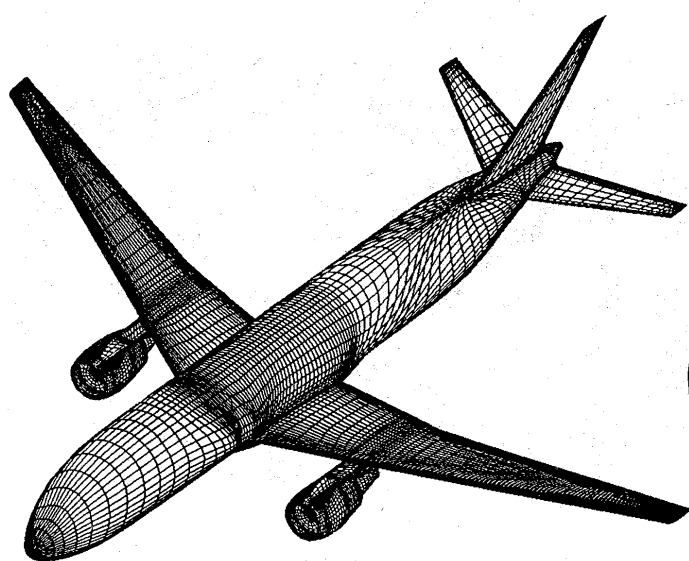
表1 サブドメインとPEの対応

IMAX: 主流方向のセルの総数、JMAX: スパン方向のセルの総数

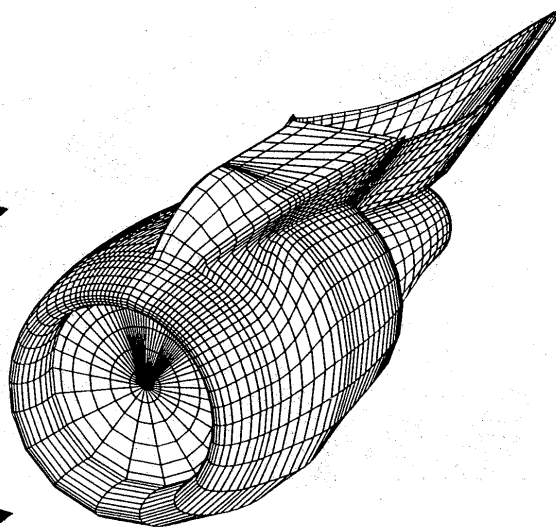
KMAX: 法線方向のセルの総数 (= 98)

IMAX*JMAX の合計 15, 115 (機体表面のセルの総数)

セルの総数 15, 115*98 = 1, 481, 270



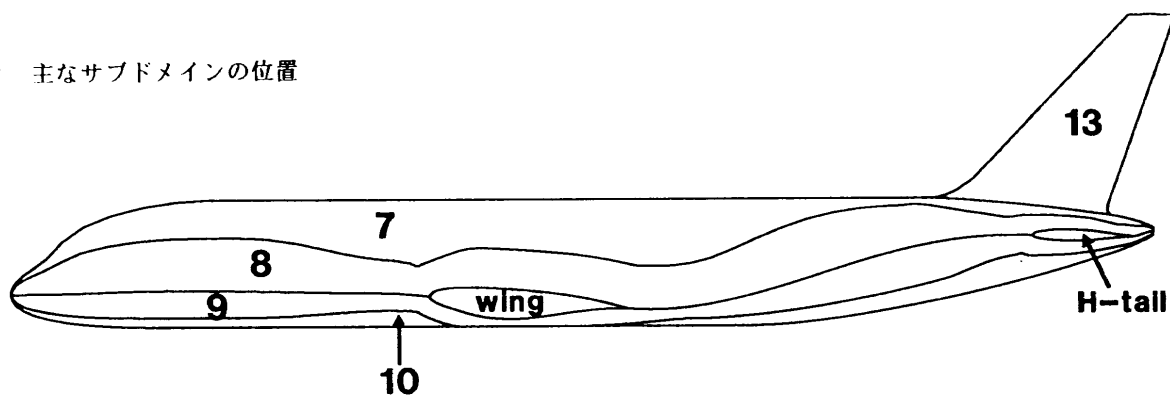
(a) 全体図



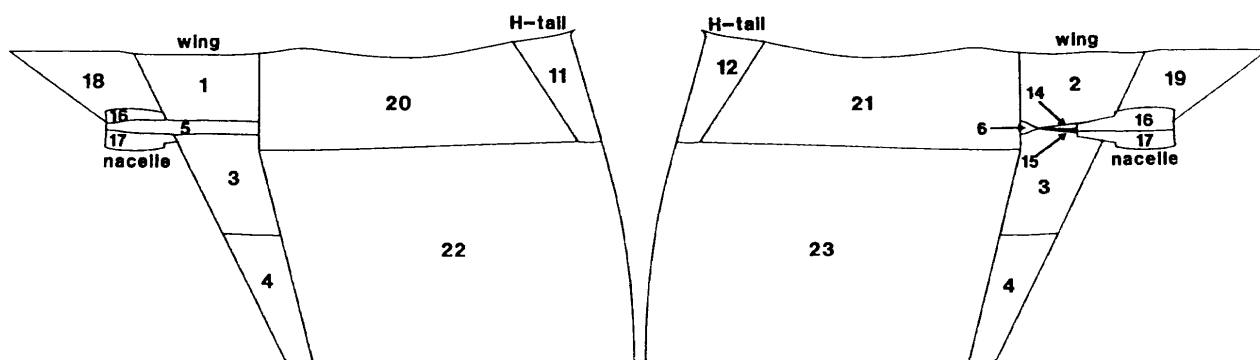
(b) エンジンナセル付近の拡大

図1 機体の表面格子

図2 主なサブドメインの位置

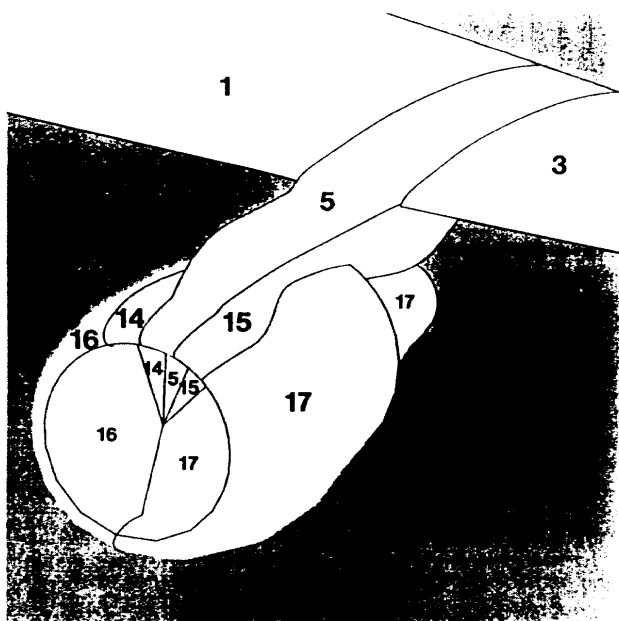


(a) 側面図

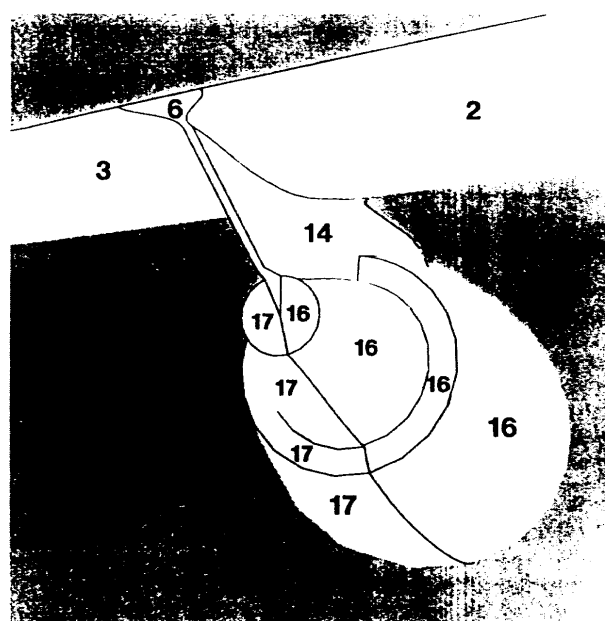


(b) 主翼等の平面図 (上面)

(c) 主翼等の平面図 (下面)



(d) ナセル付近の拡大 (上方・前方より)



(e) ナセル付近の拡大 (下方・後方より)

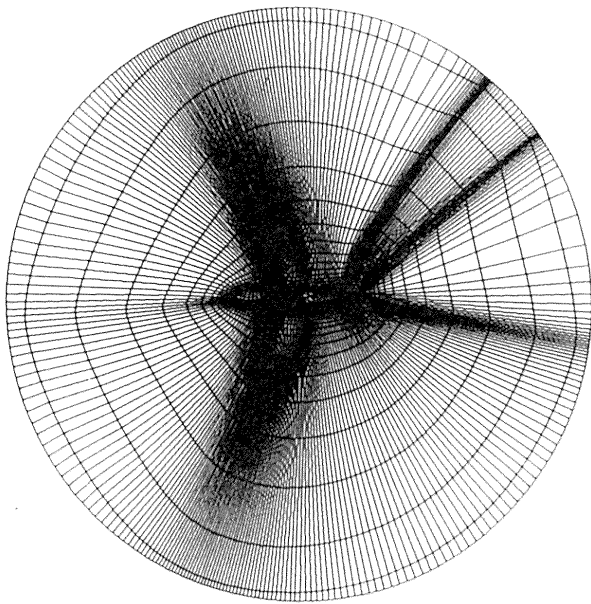
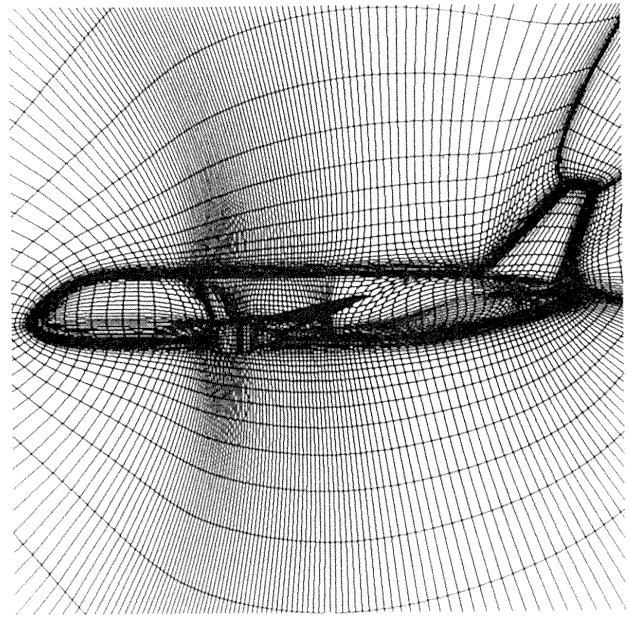


図3 (a) 対称面の空間格子、機体の表面格子



(b) (a) の拡大図

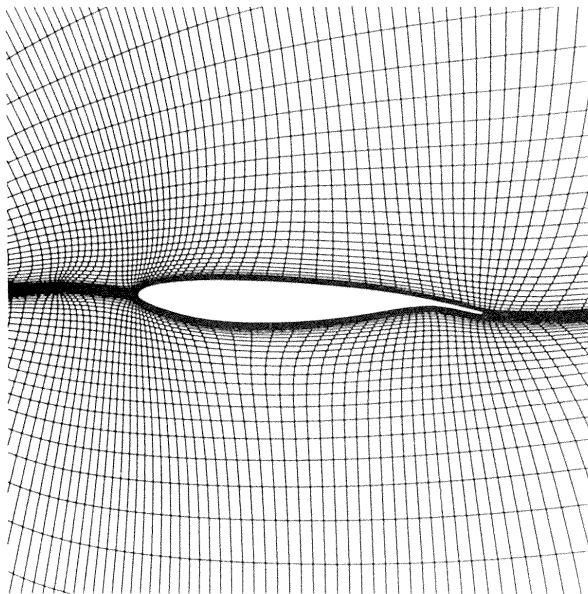


図4 主翼翼根部の空間格子

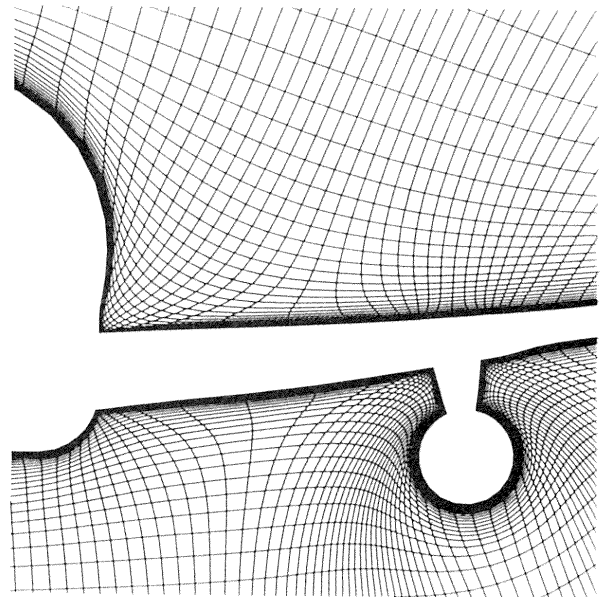
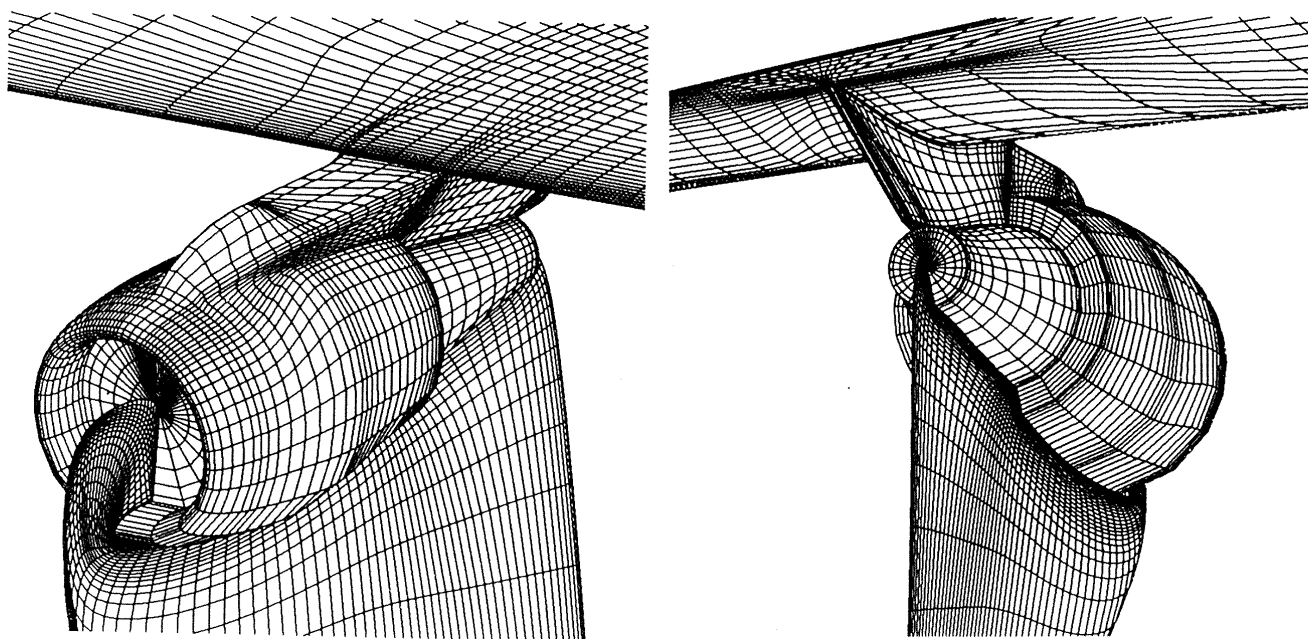


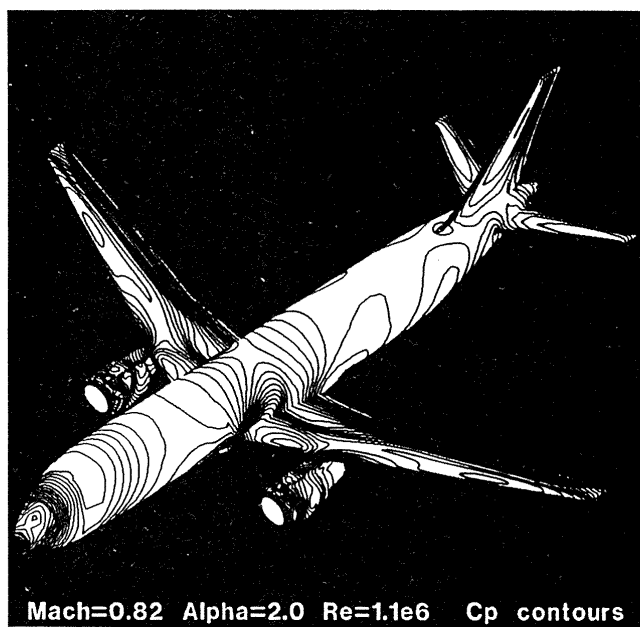
図5 翼胴、ナセル、パイロン付近の空間格子
(正面図)



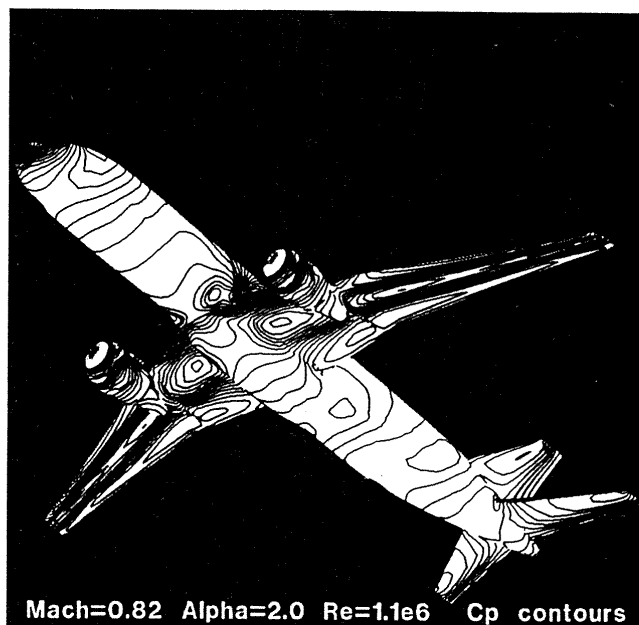
(a) 上方・前方より

(b) 下方・後方より

図6 ナセルから空間に立ち上がる格子



(a) 上側



(b) 下側

図7 機体表面等圧線