

# CFDからCFFDへ

—「数値航空機」の実現に向けて—

松野謙一

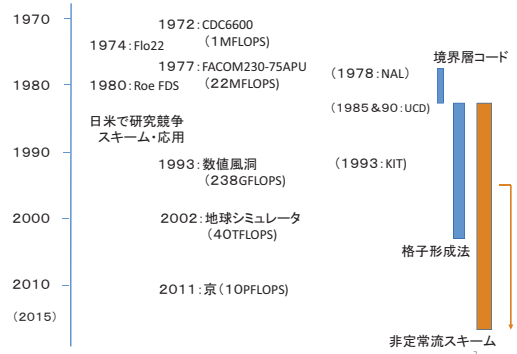
京都工芸繊維大学

共同研究者

Harry A. Dwyer・山川勝史・浅尾慎一・井ノ本健・石原定典  
坂下竜太・吉川俊樹・桂田真亮・河井友梨・渡邊広司・西川めぐみ  
小谷亮一郎・山野光一・浅野善正・佐藤泰啓・三原清隆・中川雄策、他多数

1

## CFDとコンピュータ (そして私)



## 1990頃の状況

- 定常問題・ほぼ解決 → 実用化へ
- 非定常問題
  - 本質的に非定常な現象
  - 物体の運動によって引き起こされる非定常な流れ
  - 特に移動境界問題
    - 格子の移動・変形、特に物体境界が大移動する場合
  - 移動格子スキームにたいする保存則、とくに幾何保存則
- 新しい対象 物体(または水滴等の)の分離・合体
  - 対応できるアルゴリズム
  - 格子点の処理

3

## 非定常流に対するスキーム

- 任意時間精度を保証したスキーム
  - 1987 新しい任意時間精度計算法の提案(AIAA CFD Conf. 89 and 93)
    - アルゴリズムの分離
      - [Numerics]C = [Physics] (McCormack)
      - Numerics(スキーム左辺側)と Physics(右辺側)の分離 (Numerics)C={支配方程式の離散式}
    - 内部反復の導入 (同類: 擬似時間項の付加)
      - 各時間ステップにおいて内部反復を行う
- 移動境界の場合、格子の移動・変形を伴う
  - 1997 移動格子有限体積法の提案
    - 時間・空間を統一した空間にてコントロールボリュームを構成
  - 1999 移動格子有限体積法の展開
    - 格子の消滅・発生、格子点が物体を通り抜ける
  - 2002~ 非構造移動格子有限体積法
    - 格子セルの自由な分割・結合
  - 2007 移動計算領域法への展開

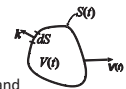
4

## 移動格子有限体積法の展開と応用

## 幾何保存則

- Geometric conservation laws(GCL)
  - Thomas and Lombard(1979)
  - Arbitrary moving grids do not affect the flow field. In other words, numerical methods must be able to reproduce exactly a constant solution on a moving grid.
    - Cell volumes must be closed by its surfaces (the surface conservation law, SCL)
    - The volumetric increment of a moving cell must be equal to the sum of the changes along the surfaces that enclose the volume (the volume conservation law, VCL)

$$V^{n+1} - V^n = \int_{t^n}^{t^{n+1}} \oint_{S(t)} \mathbf{v}(t) \cdot \mathbf{k} dS dt = \sum \Delta V_i$$



- The GCL usually means the VCL.
- Both the SCL and VCL might affect the accuracy and stability of the numerical schemes
- To check the GCL, simulate a constant flow field on a moving grid.

5

6

## 移動格子有限体積法

$$\frac{\partial \mathbf{q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial z} = 0$$

時・空・統一空間における発散形表示

$$\tilde{\nabla} \cdot \tilde{\mathbf{F}} = 0 \quad \tilde{\nabla} = \left( \frac{\partial}{\partial x}, \frac{\partial}{\partial y}, \frac{\partial}{\partial z}, \frac{\partial}{\partial t} \right)$$

$$\tilde{\mathbf{F}} = (\mathbf{E}, \mathbf{F}, \mathbf{G}, \mathbf{q})$$

時空統一空間におかれたコントロールボリュームについて積分表示

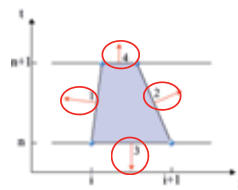
$$\int_V \tilde{\nabla} \cdot \tilde{\mathbf{F}} dV = 0 \rightarrow \oint_S (\mathbf{E}, \mathbf{F}, \mathbf{G}, \mathbf{q}) \cdot (n_x, n_y, n_z, n_t) dS = 0$$

7

## 移動格子有限体積法

一次元移動格子有限体積法

$$\frac{\partial \mathbf{q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} = 0 \Rightarrow \iint \left( \frac{\partial \mathbf{q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} \right) dx dt = 0$$



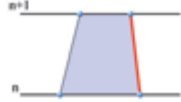
$$\sum_{i=1}^4 (\mathbf{q} n_t + \mathbf{E} n_x) S_i = 0$$

$$\mathbf{q}^{n+1}(nS)_4 + \mathbf{q}^n(nS)_3 + \sum_{i=1}^2 (\mathbf{q} n_t + \mathbf{E} n_x) S_i = 0$$

8

### 移動格子有限体積法

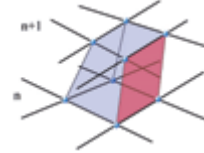
一次元  $\frac{\partial q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} = 0$   
 $\Rightarrow \sum_{i=1}^4 (q_n + E_n) S_i = 0$



9

### 移動格子有限体積法

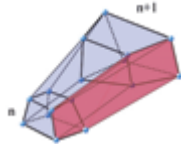
二次元  $\frac{\partial q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = 0$   
 $\Rightarrow \sum_{i=1}^6 (q_n + E_n + F_n) S_i = 0$



10

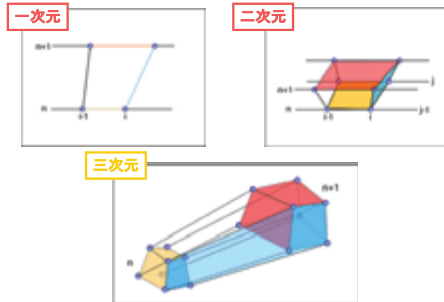
### 移動格子有限体積法

三次元  $\frac{\partial q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = 0$   
 $\Rightarrow \sum_{i=1}^8 (q_n + E_n + F_n + G_n) S_i = 0$



11

### 移動格子有限体積法



12

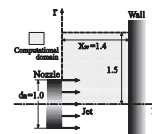
### 計算例

- 圧縮流
  - 非定常流の解適合格子解
- 非圧縮流
  - 心臓拍動流 典型的な移動境界問題

13

### Combination of the MGFV method with elliptic adaptive grid method

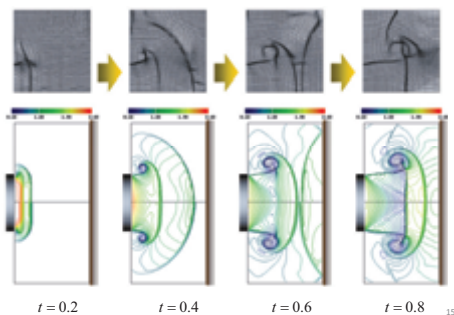
- High resolution of shock waves; unsteady flow field
- Adaptive grid method : Use of elliptic grid generation method (ICP, 1987, Matsuno-Dwyer)  
 $\alpha(r_{xx} + P r_x) + \beta(r_{yy} + Q r_y) + \gamma(r_{zz} + R r_z) + 2\kappa r_{xy} + 2\lambda r_{yz} + 2\mu r_{zx} = 0$   
 $P, Q, R$  : Control function  $\Leftarrow$  Flow information for adapting gridding
- Applied to a flow field of an axisymmetric sonic jet impingement on a flat plate



Axisymmetric sonic jet :  
 $p_0 / p_\infty = 3.0, T_0 / T_\infty = 1.0$   
 71x76 grid points

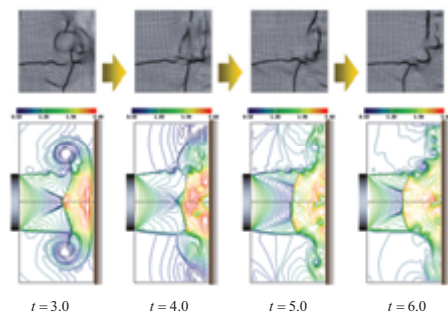
14

Jet impingement : adaptive grid and density contours 1 of 2  
 upper: adaptive grid solution, lower: uniform grid solution



15

Jet impingement : adaptive grid and density contours 2 of 2  
 upper: adaptive grid solution, lower: uniform grid solution



16

### Incompressible flow : Pulsating flow in the heart

- The Navier-Stokes equation for incompressible flow

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0$$

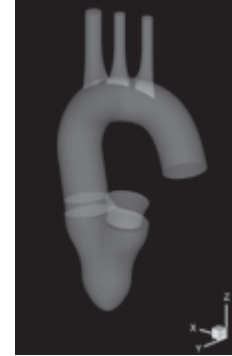
$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \nabla(\mathbf{u}\mathbf{u}) = -\frac{1}{\rho} \nabla p + \nu \nabla^2 \mathbf{u}$$

- MAC/SMAC
  - Apply the MGFV method to the momentum equations written in the conservative form (x,y,z,t)-四次元空間
  - Pressure Poisson equation is solved at (n+1) time step with BICGSTAB method (x,y,z)-三次元空間

17

### Pulsating flow in the heart

- Simulation of a pulsating flow using the cardiovascular model which is composed of the left ventricle and the aorta



Iso-surfaces of blood flow speed

18

### 移動格子有限体積法の特徴から

- 時・空間-統一領域(四次元空間)におけるコントロールボリューム
  - 物理に忠実 ⇔ 完全な保存則
  - コントロールボリュームのn-時間段階の表面積がゼロでも可
    - 格子点の削除が可能
    - 逆に格子点を追加することも可能
  - コントロールボリュームの合併
    - 逆に格子点の結合番号の付け替えも可

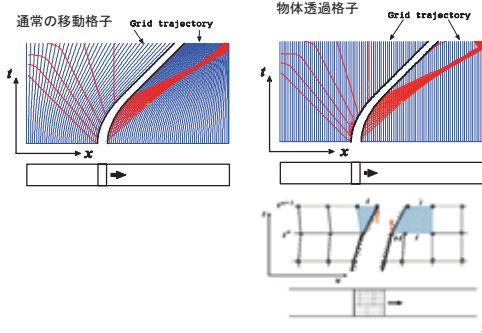
19

### 格子点の追加と削除

- 物体透過格子
- スライド格子
- 移動埋め込み格子

20

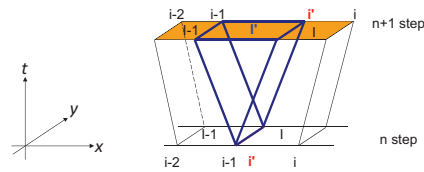
### 物体透過格子



21

### 格子点の追加

n段階においてi-1番目の格子点にi'番目の格子点を重ね、n+1段階においてi'番目の格子点を移動させる。すると新たなi'番目のセルができる。



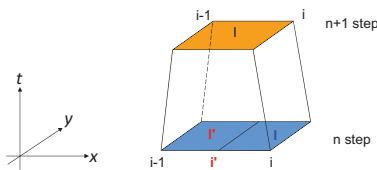
格子点の追加によって解くべき離散式

$$\mathbf{q}^{n+1}(mS)_6 + \sum_{l=1}^4 [\mathbf{F}_\alpha n_\alpha]^{n+1/2} S_l = 0$$

22

### 格子点の削除

n段階におけるi'番目とi番目のセルが、n+1段階において結合されたと考える。するとn段階におけるi'番目の格子点は、n+1段階では削除される。

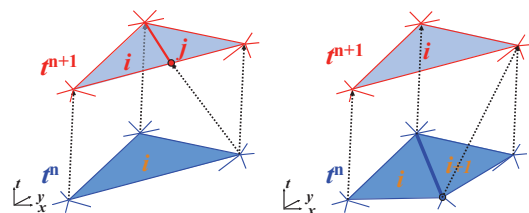


格子点の削除によって解くべき離散式

$$\mathbf{q}^{n+1}(mS)_6 + \mathbf{q}^n(nS)_5 + \mathbf{q}^n(mS)_5 + \sum_{l=1}^4 [\mathbf{F}_\alpha n_\alpha]^{n+1/2} S_l = 0$$

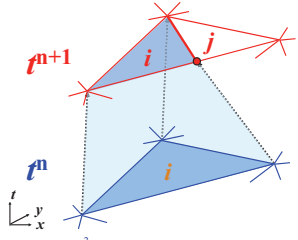
23

### 非構造格子セルの分割・消去



24

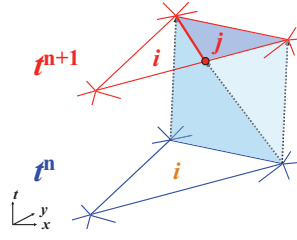
格子点追加におけるコントロールボリューム(1)



$$q_i^{n+1}(n)_s + q_i^n(n)_4 + \sum_{\ell=1}^3 \{(E^{n+1/2}, F^{n+1/2}, q^{n+1/2}) \cdot \mathbf{n}\}_\ell = 0$$

25

格子点追加におけるコントロールボリューム(2)

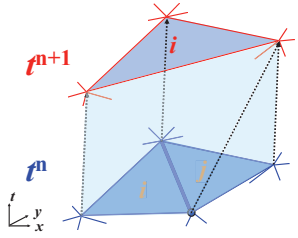


$$q_i^{n+1}(n)_s + q_i^n(n)_4 + \sum_{\ell=1}^3 \{(E^{n+1/2}, F^{n+1/2}, q^{n+1/2}) \cdot \mathbf{n}\}_\ell = 0$$

$$q_j^{n+1}(n)_s + \sum_{\ell=1}^3 \{(E^{n+1/2}, F^{n+1/2}, q^{n+1/2}) \cdot \mathbf{n}\}_\ell = 0$$

26

格子点消去におけるコントロールボリューム

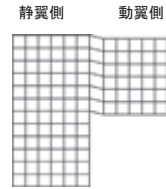


$$q_i^{n+1}(n)_s + q_i^n(n)_4 + \sum_{\ell=1}^3 \{(E^{n+1/2}, F^{n+1/2}, q^{n+1/2}) \cdot \mathbf{n}\}_\ell = 0$$

$$q_i^{n+1}(n)_s + q_i^n(n)_s + q_j^n(n)_s + \sum_{\ell=1}^4 \{(E^{n+1/2}, F^{n+1/2}, q^{n+1/2}) \cdot \mathbf{n}\}_\ell = 0$$

27

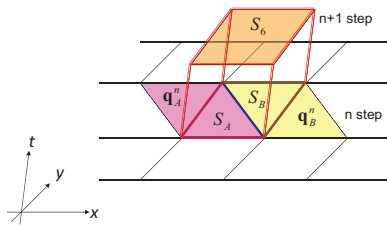
スライド  
格子



移動するスライド格子法

28

格子点の付け替え



格子点の付け替えによって  
解くべき離散式

$$q_i^{n+1}(nS)_6 + q_A^n(nS)_A + q_B^n(nS)_B + \sum_{\ell=1}^4 \{(\mathbf{F}_\alpha n_\alpha)^{n+1/2} S\}_\ell = 0$$

29

スライド格子: タービン翼列流れへの応用

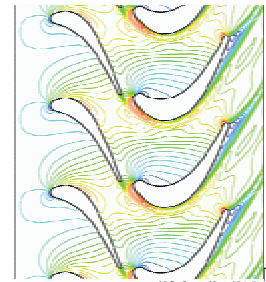
UTRC LSRRタービン  
静翼: 22枚, 動翼28枚

流入マッハ数=0.1

動翼の回転速度

$$\omega = 0.1064$$

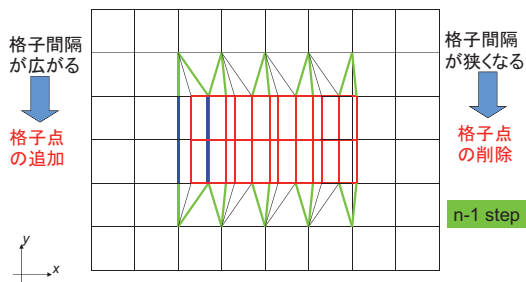
(非粘性計算)



等マッハ数線図 (t=0~t=69.2)

30

移動埋め込み格子法



+ 格子点の付け替え

31

検証問題

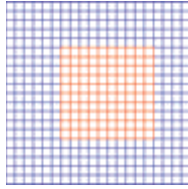
- ・ 幾何保存則を満たしているかどうかの確認
- ・ 計算アルゴリズムの検証 (大移動する角柱周り流れ)

32

### 検証一幾何保存則

#### 計算条件

格子点数  $21 \times 21$   
 レイノルズ数  $Re = 100$   
 時間刻み幅  $\Delta t = 0.01$   
 初期条件(一様流)  $u = u_\infty, v = v_\infty, p = p_\infty$   
 境界条件  $u = u_\infty, v = v_\infty, p$ : 線形外挿



$u_\infty = v_\infty = 1 \quad p_\infty = 1$

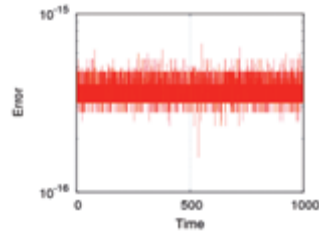
#### 一様流との誤差

$$Error = \max_{i,j} \sqrt{\frac{(u-u_\infty)^2 + (v-v_\infty)^2}{2}}$$

33

### 結果: 検証一幾何保存則

一様流との誤差が  $10^{-16}$  のオーダー(マシンゼロ)  
 → 幾何保存則を満足



34

### 検証一角柱周り流れ

大移動する角柱周りの流れの解析



相対的に同じ流れ場になる

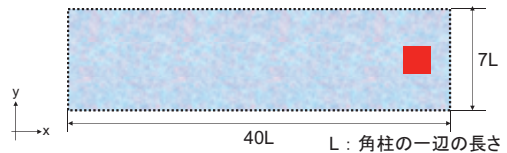
流れ場の比較



35

### 検証問題2一角柱周り流れ

角柱の動き方



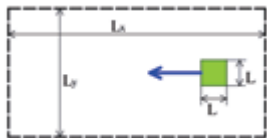
角柱の初期位置:  $x_0 = 30L$       角柱の速度:  $-v_0$   
 角柱の初期速度:  $v_0 = 0$        $0 < t < 10: v_0 = 0.1 t$   
     $10 < t: v_0 = 1.0$

36

### 検証一角柱周り流れ

#### 計算条件

格子点数  $401 \times 141$   
 レイノルズ数  $Re = 50$   
 時間刻み幅  $\Delta t = 0.01$   
 初期条件  $u = 0, v = 0, p = p_\infty$   
                                   $p_\infty = 1$



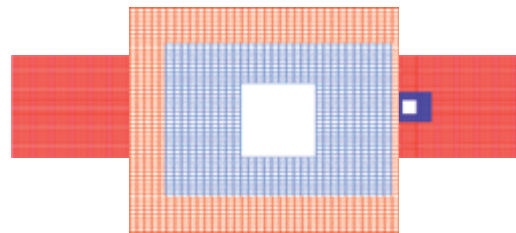
境界条件

壁面 速度: 線形外挿  
       圧力: ノイマン型境界条件  
 流入 速度: 線形外挿  
       圧力: 0次外挿  
 流出 速度: 線形外挿  
       圧力: 固定( $p = p_\infty$ )

37

### 検証一角柱周り流れ

#### 計算格子



格子点の追加・削除は等速運動しているときは  
 10 step に1回行われている。

38

### 検証一角柱周り流れ

#### 計算結果



等速度線図

— 正の渦度      — 負の渦度



等圧力線図

Re=50 に相当する双子渦が生成

39

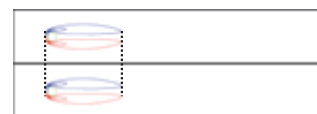
### 検証一角柱周り流れ

角柱を止めて一様流を流したときの角柱周り流れと比較

t = 30において

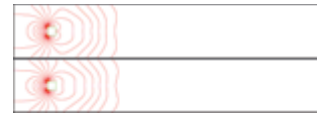
角柱を動かした場合

一様流を流した場合



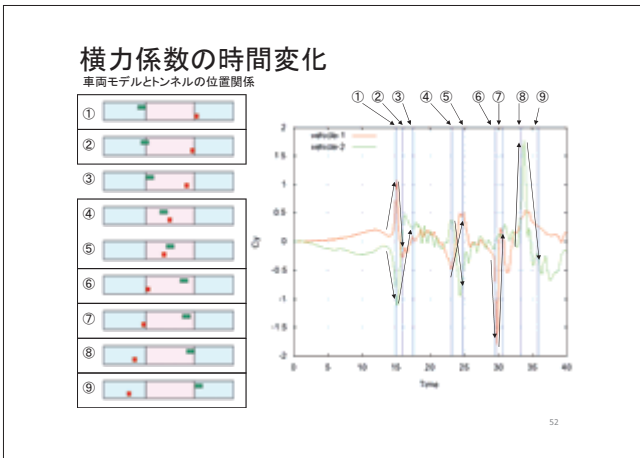
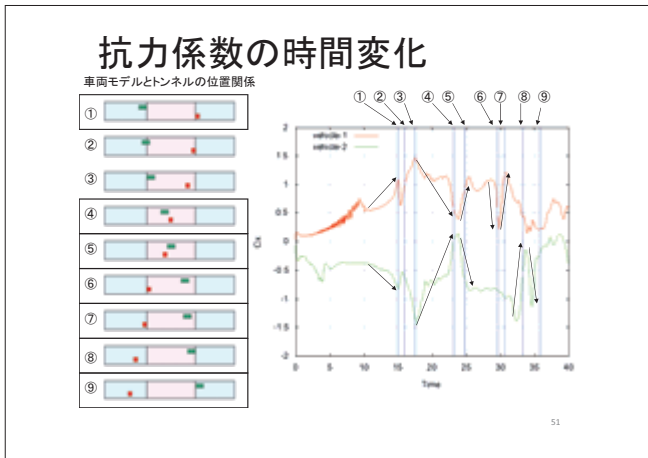
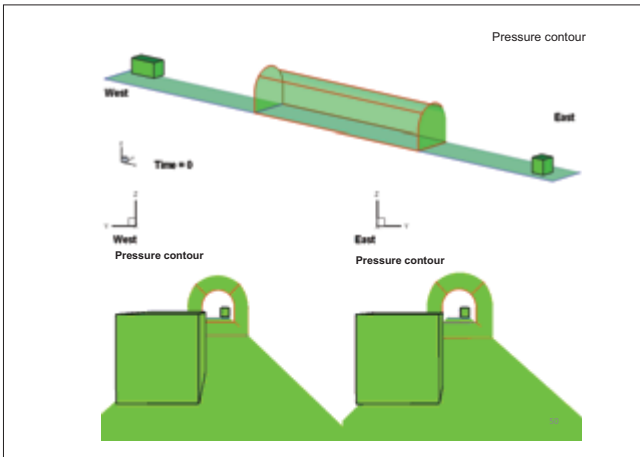
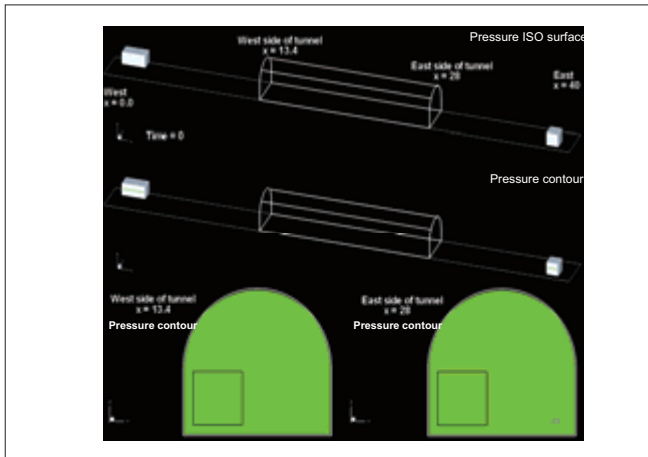
角柱を動かした場合

一様流を流した場合



40





### 移動格子有限体積法の展開

- 離陸から着陸まで広大な領域を飛行
  - シミュレーションの対象領域は無限大の3次元空間
- 移動計算領域法の導入
  - 実際の「計算領域」は飛行機周りの限定された領域 (計算領域)
  - 飛行機は、長距離を飛行する (広大な飛行領域)

↓

- 飛行機と一緒に計算領域ごと移動させる  
Moving Computational Domain approach

53

### Moving computational domain (MCD) approach

- To simulate a flow driven by a body moving without limit of computational region size.
- Conventional approach
  - Body moves in a computational domain
- Moving computational domain
  - Computational domain with body inside moves in unlimited region

||  
Moving grid : Apply the MGFV method

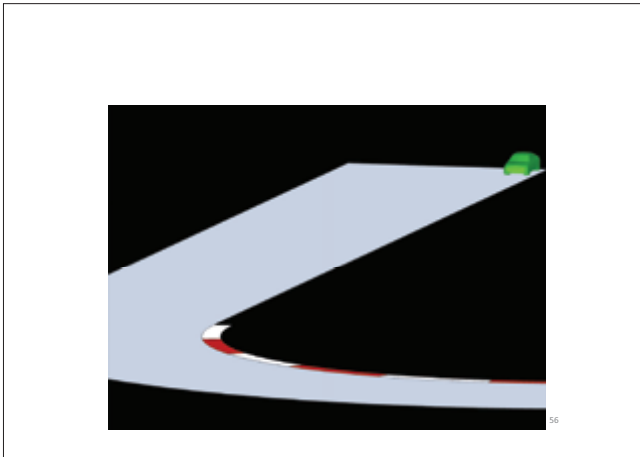
Conventional approach      MCD approach

54

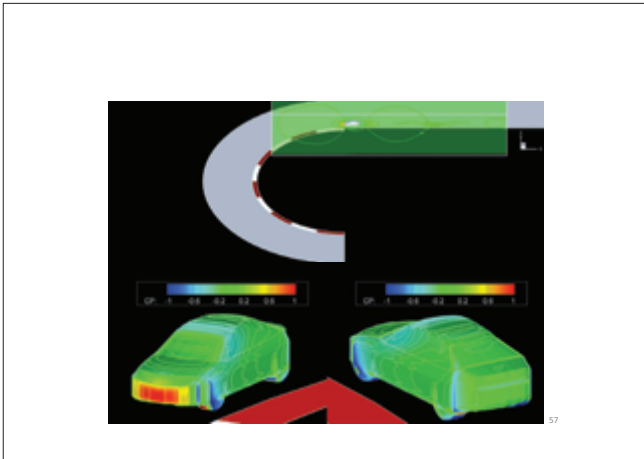
### Flow around a car passing through a hairpin curve

- Computational model:

55







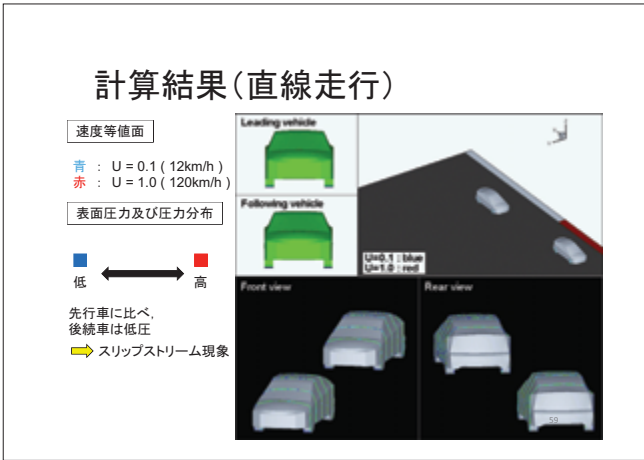
### 複数台の走行 (RANS・SAモデル)

#### 計算条件(直線走行)

**格子点数**  
 i方向 : 400点  
 j方向 : 136点 合計 5,603,200 点  
 k方向 : 103点

**計算条件**  
 速度120km/h(代表速度) 相当で  
 計算領域全体を移動させて解析。  
 レイノルズ数  $1.66 \times 10^6$

**境界条件**  
 Z軸下面及び車体表面は粘着条件。  
 タイヤには回転条件。その他はリーマン境界を用いた。  
 計算領域の移動前方の既知な流れ場 静止流



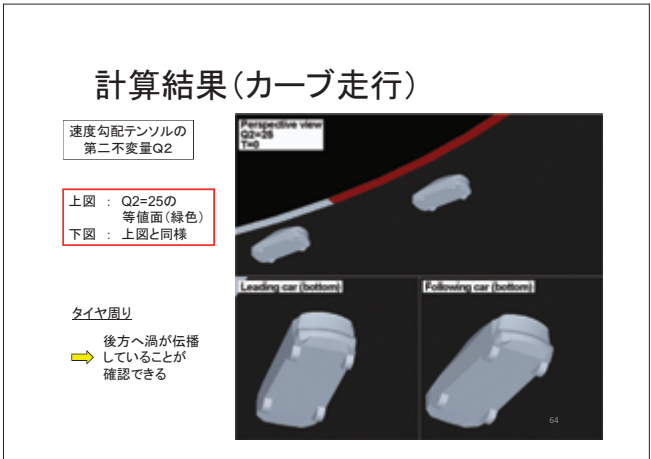
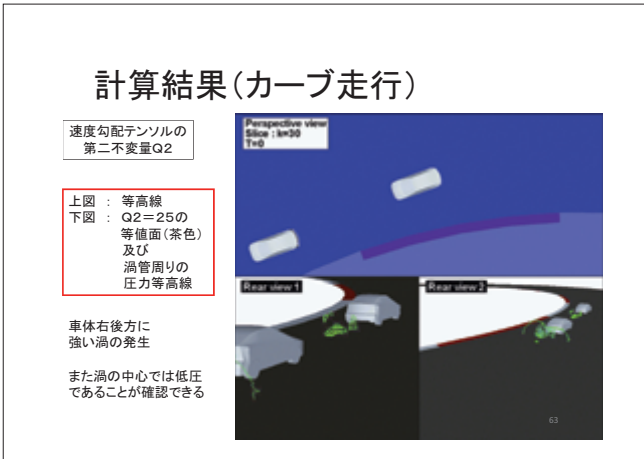
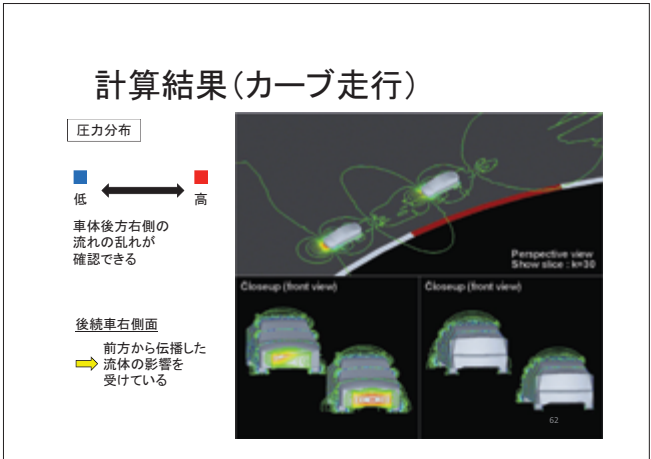
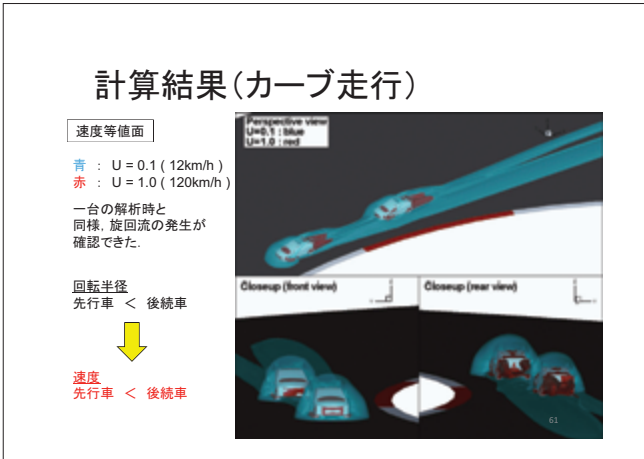
### 直線からカーブ走行へ移行する際のシミュレーション

**運動条件**  
 R60mでカーブ走行させる

↓

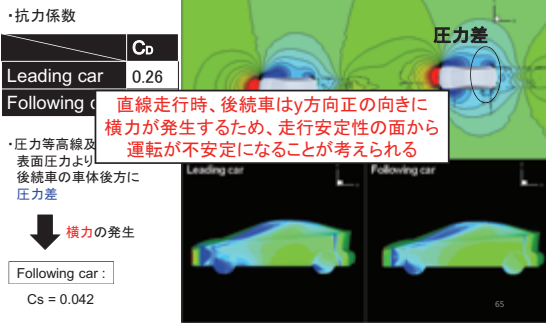
計算領域を先行車及び後続車がカーブの円周の接線方向を向くように変化した

**計算条件**  
 直線走行時の結果 ( $t=100$ ) を初期条件として用いた

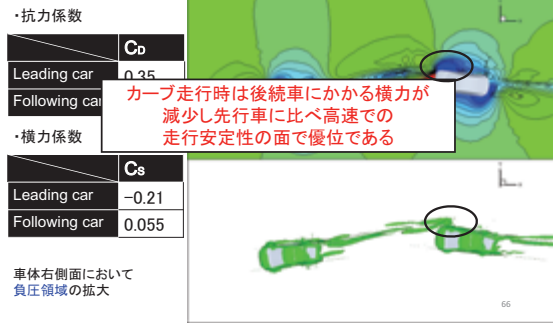




### 結果の考察(直線走行)



### 結果の考察(カーブ走行)



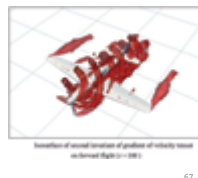
## そして CFD から CFFD へ

「数値風洞」(1990年代)

から

「数値航空機」

最終ゴール  
「数値実地飛行試験」



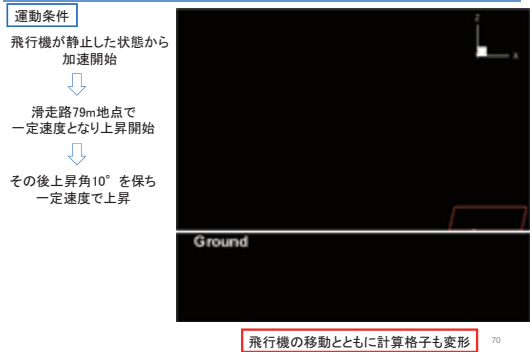
## 前段階

- あらゆる飛行状態の流れシミュレーション
  - 予め運動軌道を与えた状態での流れシミュレーション
  - 物体の運動によって引き起こされる流れ・相互干渉
- 流体力学・運動力学連成シミュレーション
  - 流体力学方程式 (移動格子有限体積法・移動計算領域法)
    - 圧縮流 / 非圧縮流
    - 構造格子 / 非構造格子
    - 層流 / 乱流(RANS・LES)
  - 6自由度運動方程式

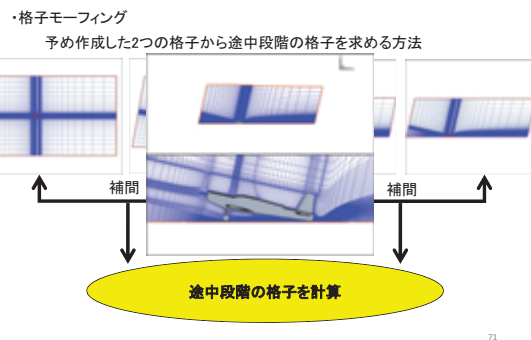
## シミュレーション例

- 離陸・上昇・旋回・下降・着陸シミュレーション
- ティルトロータ機の飛行シミュレーション
- 紙ヒコーキの飛行シミュレーション
  - 重力と空力との連成シミュレーション
  - 実験との比較検証
- 「ブーメラン」飛行シミュレーション
  - 6自由度運動方程式との連成シミュレーション
  - 実験との比較検証

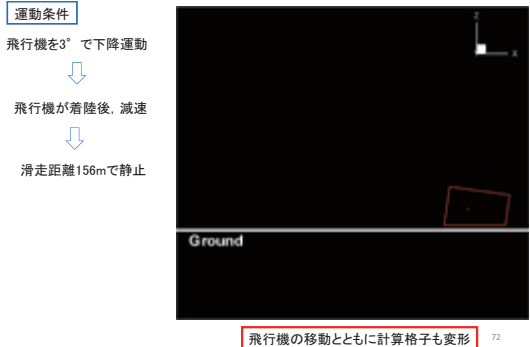
### 離陸から上昇運動する際のシミュレーション



### 離陸から上昇運動する際のシミュレーション

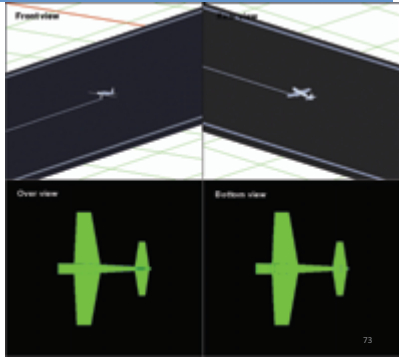


### 下降運動から着陸する際のシミュレーション



### 計算結果(離陸から着陸)

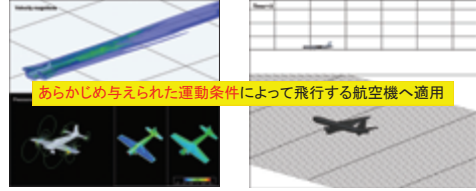
速度等値面  
Blue : U=0.1  
Red : U=0.3



73

### ■移動計算領域法を用いた計算例

- ・小型飛行機のアクロバット飛行シミュレーション
- ・エンジンナセルを含む航空機の飛行シミュレーション etc..



小型航空機のアクロバット飛行シミュレーション (小寄)

エンジンナセルを含む航空機の飛行シミュレーション (松田)

74

### オスプレイの飛行シミュレーション エンジンナセル60度から0度への転換飛行

計算条件

初期条件  
 $\rho = 1.0$   $p = 1.0/\gamma$   
 $u = 0.0$   $v = 0.0$   $w = 0.0$

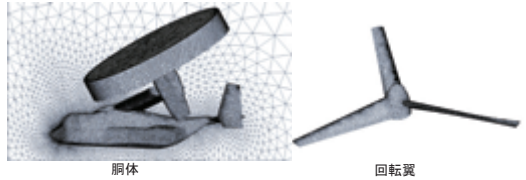
境界条件  
対称面 : シンメトリ境界  
外部境界 : リーマン境界  
物体表面 : 移動反射境界

移動条件

- ローターの回転数 397rpm
- (1) エンジンナセル60度でのホバリング
  - (2)  $v = 0.15(183\text{km/s})$  まで加速しエンジンナセル60度での直進飛行
  - (3)  $v = 0.30(366\text{km/s})$  まで加速しながらエンジンナセルを0度まで転換

75

### オスプレイの飛行シミュレーション 計算格子

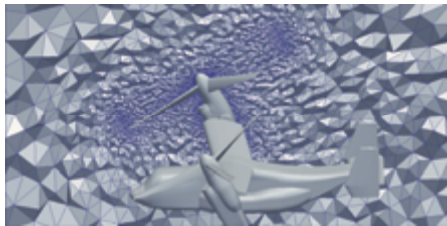


- ・半裁形状
- ・エンジンナセル30度で格子生成し、60度まで転換したものを初期格子
- ・計算領域は半径15の球

要素数 胴体 : 1108424  
回転翼 : 477301  
合計 : 1585725

76

### オスプレイの飛行シミュレーション モードチェンジによる格子変形



エンジンナセルが $d\theta$ 回転時、全空間格子を  $d\theta/2$  強制的に回転

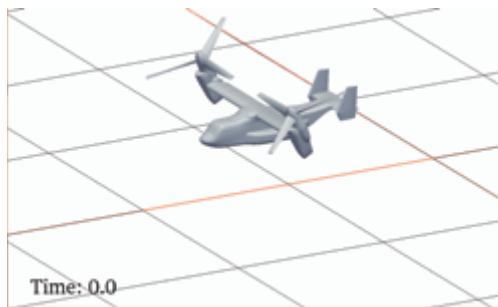
→ 格子変形の負荷を空間全体に分散

77

### シミュレーション結果

$t < 65$  エンジンナセル60度でのホバリング

78



Time: 0.0

速度の絶対値 ( $V_{\text{magnitude}} = 0.1 (34.0\text{m/s})$ ) の等値面

79



圧力の等高線 (回転軸部分の断面)

80

## シミュレーション結果

200 <math>t</math> 航空機モードへの転換

速度勾配テンソルの第二不変量 Q の等値面

81

速度勾配テンソルの第二不変量 Q の等値面

82

### 紙ヒコーキの落下運動

◆ 静止した状態から鉛直真下に紙ヒコーキを落下させる

重力により加速  
↓  
ピッチ角の増加  
↓  
揚力の発生  
↓  
揚力と重力とのバランスにより落下速度や姿勢が変化

83

### 実験

◆ 紙ヒコーキの落下飛行実験

クランプおよびピンセット    マグネットスタンド

84

### 紙ヒコーキの軌道

■ 紙ヒコーキの運動の軌跡

Side View

Perspective View

紙ヒコーキは静止した状態から、重力の影響により徐々に加速しており、加速とともにピッチ角が増加している。ピッチ角の増加により失速するように飛行している。

後縁にひねりを加えた紙ヒコーキモデル<sup>85</sup>

85

### 実験との比較

◆ 実験結果とシミュレーション結果の比較

実験結果

実験結果の軌道

シミュレーション結果

シミュレーション結果の軌道

86

### 紙ヒコーキ: 実験との比較

◆ 実験結果とシミュレーション結果の比較

ピッチ角の時間変化

重心位置(Z座標)の時間変化

ピッチ角の時間変化をみると、初期条件における $-90^\circ$ から徐々にピッチ角が増加し時刻0.5付近における失速に伴うピークまで実験結果と良好な一致が得られた。シミュレーション結果と実験結果との値を比較したところ、ピッチ角の誤差が最大で4.5%、重心位置の誤差が最大で3.9%となっており、良好に一致していることを確認した。

87

### 紙ヒコーキ

◆ 物体表面と物体周りの圧力分布

空力係数の時間変化

$C_T$  : 接線分力係数  
 $C_N$  : 法線分力係数  
 $C_S$  : 横力係数

ピッチ角の増加に伴い、翼の上面と下面で圧力差が生じており、この圧力差により揚力を得ている。空力係数の時間変化から、ピッチ角の増加に伴い法線分力係数にピークが見られる。

88

### 紙ヒコーキ

◆ 速度勾配テンソルの第二不変量(Q値)の等値面図

Q値  
流れ場の渦構造を抽出するのに用いられる指標

姿勢角の時間変化

翼の上面においてQ値の変化が見られることから、ピッチ角が大きくなる事により渦が発生していると考えられる。

89

### 紙ヒコーキ

初期位置 →

Side View

Top view

Side View

迎角の増加により、翼上面において大きな双子渦が発生している落下飛行に伴う、流れ場の渦構造を捉えることが出来た。

90

### Boomerang's Flight 1

I explain the numerical simulation of boomerang's flight.

**Computational Domain**  
We use spherical computational domain of diameter 10L.

**Conditions of Air and Boomerang**  
We use the following computational conditions.

Air Density : 1.2kg/m<sup>3</sup>  
Viscosity : 1.8\*10<sup>-3</sup>Pa\*s  
Boomerang Length of wing : 220mm  
Initial velocity : 5m/s  
Reynolds number : 73,333  
Weight : 5g  
Thickness : 0.5mm  
Width of wing : 20mm  
Width of flap : 10mm

BC 1

BC 2

Flap angle  $\phi$

220mm

20mm

10mm

P91 / 36

### Boomerang's Flight 2

**Computational Domain**  
We use the following boundary conditions.

**Boundary Condition**  
We use the following boundary conditions.

**BC 1**  
Type : Wall Boundary (Boomerang)  
Velocity : Fixed to Velocity of boomerang  
Pressure : Neumann boundary condition  
BC 1 is the wall boundary of the boomerang. The velocity is fixed to the velocity of the boomerang. Neumann boundary condition for the pressure.

**BC 2**  
Type : External Boundary  
Velocity : Fixed to  $u=v=w=0$   
Pressure : Neumann boundary condition  
BC 2 is the external boundary. The velocity is fixed to  $u=v=w=0$  Neumann boundary condition for the pressure.

BC 1

BC 2

P92 / 36

### Boomerang's Flight 3

We perform the numerical simulation of boomerang's flight different in conditions, flap angle, throw angle, angular speed.

**Computational Conditions**

Case	#1	#2	#3	#4
Flap angle $\phi$ [deg]	10	10	20	10
Throw Angle $\theta$ [deg]	60	45	60	60
Angular Speed $\omega$ [rad/s]	44	44	44	66

Top view

Throw direction

Rotation axis

Angular Speed  $\omega$

Thrower

Front view

Flap angle  $\phi$

Throw Angle  $\theta$

Thrower

Where, the left and right figure shows the top and front view of the boomerang.

P93 / 36

### Boomerang's Flight 4

We show the result of the simulation of case 1.

**Result of Case 1**  
This figure shows the boomerang and the contour of the velocity from the top view.

Top view

Thrower

Case	#1	#2	#3	#4
$\phi$ [deg]	10	10	20	10
$\theta$ [deg]	60	45	60	60
$\omega$ [rad/s]	44	44	44	66

P94 / 36

### Boomerang's Flight 5

**Result of Case 1**  
This figure shows the boomerang and the contour of the velocity from the front view.

Front view

Thrower

Case	#1	#2	#3	#4
$\phi$ [deg]	10	10	20	10
$\theta$ [deg]	60	45	60	60
$\omega$ [rad/s]	44	44	44	66

P95 / 36

### Boomerang's Flight 6

**Result of Case 1**

Top view

In Arch Path

Return to Thrower

Changing Orientation of Axis

Front view

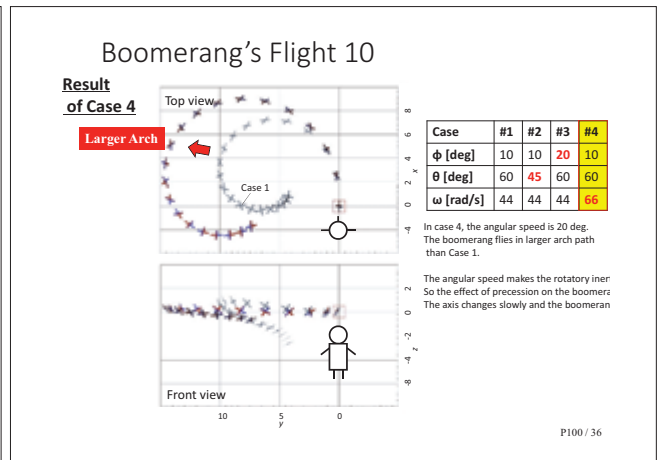
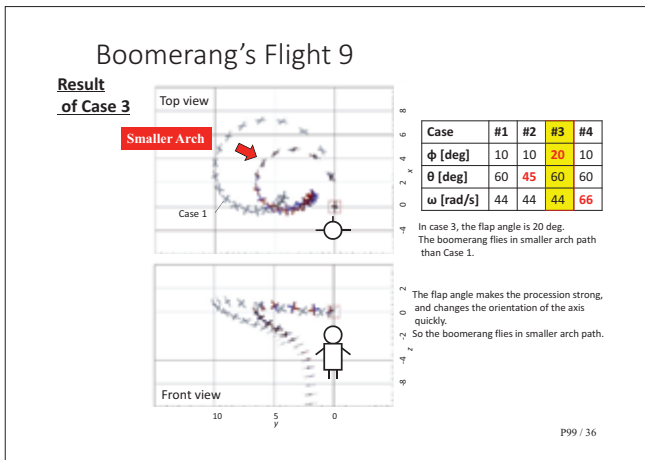
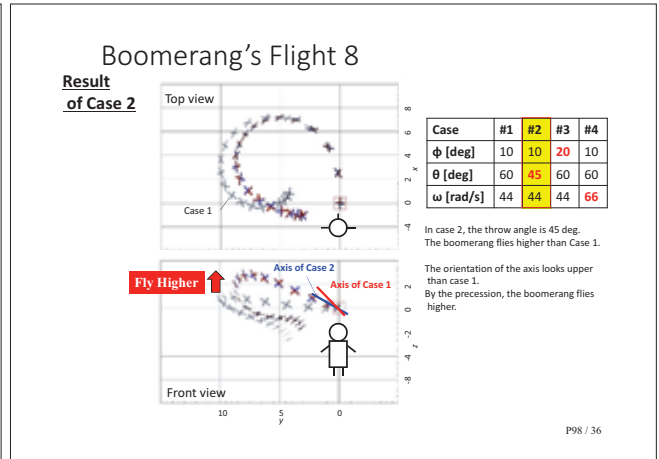
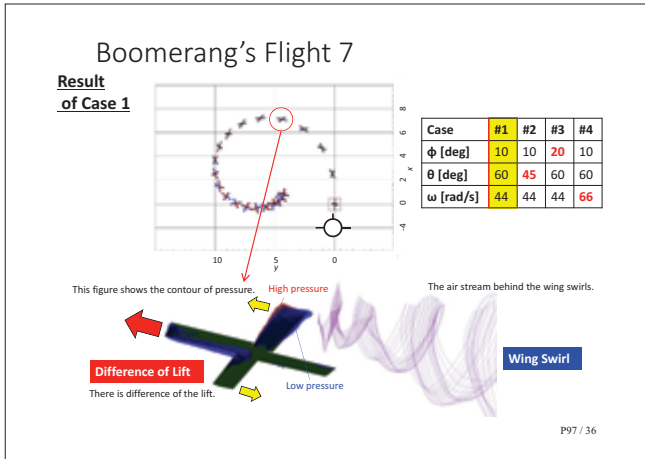
Case	#1	#2	#3	#4
$\phi$ [deg]	10	10	20	10
$\theta$ [deg]	60	45	60	60
$\omega$ [rad/s]	44	44	44	66

The upper figure shows the top view, and the lower figure shows the front view.

The boomerang flies in the arch path, and return to the thrower. And the boomerang flies changing the orientation of the axis.

**We simulated the boomerang's flight.**

P96 / 36



## いよいよ CFD へ

### Computational Fluid-Flight Dynamics

#### 「数値航空機」

101

## 「数値実地飛行試験」

- 「数値航空機」のプロトタイプ開発
  - 推進装置
  - 飛行制御装置

102

## 航空機

### ■航空機のダイナミクス

一方、航空機は可動な構造部分を自在に操ることで飛行を実施する

**動力装置**

- ・ジェットエンジン
- ・プロペラ・ローター

**飛行操縦系統**

- ・操縦装置
- ・主舵面(動翼) 昇降舵, 方向舵, 補助翼
- ・2次舵面 フラップ, スポイラー, タブ

http://kotobank.jp/word/

**可動な構造部分を計算に取り入れなければ様々な飛行を実施できない**

103

## 目標

- 飛行力学による飛行を可能にするため、プロペラ航空機のダイナミクス(プロペラ, 動翼の操舵)を再現する移動格子法を構築する
- 非構造移動計算領域法と6自由度飛行力学を組み合わせた新しい連成シミュレーション手法を開発する
- プロペラ航空機モデルを用いて様々なマニューバ(航空機機動)をコンピュータ上で実施することで本手法の有効性を従来の操作プロトタイプとして完成させる

104

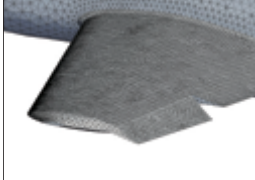
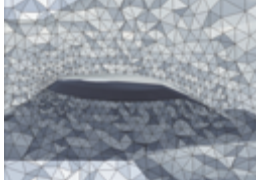




### 動翼の操舵

プロペラ航空機のダイナミクス

**ねじりバネ系移動格子法**  
 表面格子の変形時、空間格子をねじりバネとして扱うことで格子の大変形が可能  
 表面格子の変形時、空間格子をねじりバネとして扱うことで格子の大変形が可能


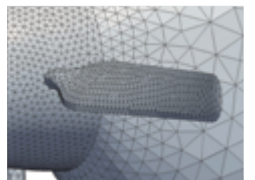
表面格子                      空間格子(断面)  
 補助翼の動作に伴う表面・空間格子の変形

113

### 可変プロペラピッチ

プロペラ航空機のダイナミクス

ブレードのピッチを高速時には大きく、低速時には小さくして、プロペラの効率を高める  
 空間格子変形にはねじりバネ系移動格子法を用いる

表面格子の変形による可変プロペラピッチの再現


114

### マニューバ(航空機機動)

アクロバット飛行シミュレーション

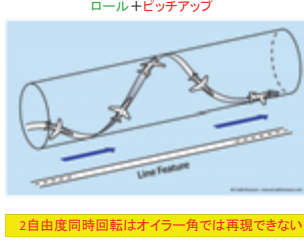
本連成計算手法の応用として以下の3つのマニューバの再現を試みる

**エルロンロール**  
ロール



<http://ja.wikipedia.org/>

**パレールロール(高難易度技)**  
ロール+ピッチアップ



2自由度同時回転はオイラー角では再現できない

115

### 計算条件

アクロバット飛行シミュレーション

■表面格子



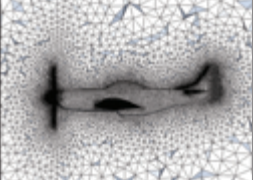
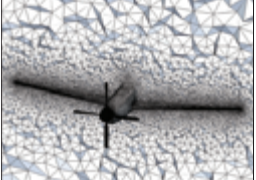

計算モデルの表面格子(要素数68,255)

116

### 計算条件

アクロバット飛行シミュレーション

■空間格子  
 要素数1,612,350. 計算領域は機体翼幅を1として直径30の球

計算モデルの空間格子(断面図)

■重心  
 空力平均翼弦の25%の位置(25%MAC)

■慣性モーメント  
 エンジン、燃料タンク、外皮から構成されると仮定して算出

117

### 計算条件

アクロバット飛行シミュレーション

■初期条件  
 0.45(551km/h)で十分に直進飛行させた状態

■境界条件  
 ・外部境界：リーマン境界  
 ・物体表面：反射境界  
 ・スライド面：スライド境界条件

■動翼の操作  
 $t \leq 100$  無操舵  
 $t > 100$  各マニューバに応じた操舵

■プロペラの回転  
 ・ブレード先端速度 0.7  
 ・飛行速度に応じて最大推力が得られるプロペラピッチを与える

118

## 計算結果

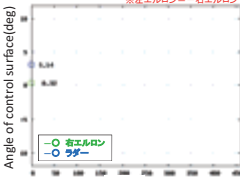
119

### 計算結果

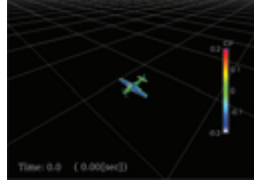
アクロバット飛行シミュレーション

■エルロンロール

Angle of control surface(deg)

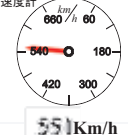


Time  
動翼の変化(入力)



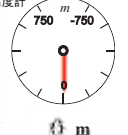
Time: 0.0 (0.00[m/s])

速度計



551Km/h

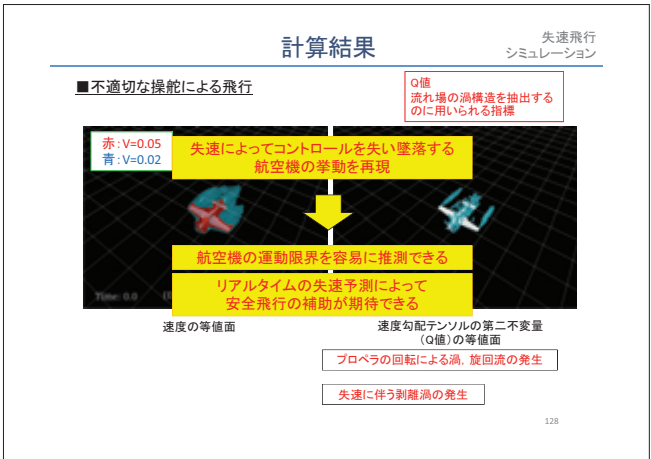
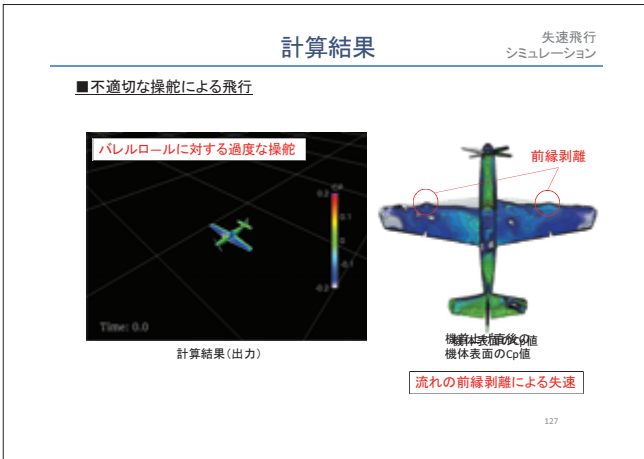
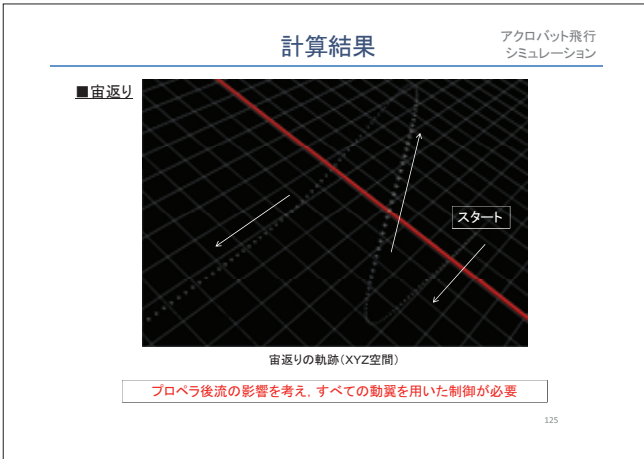
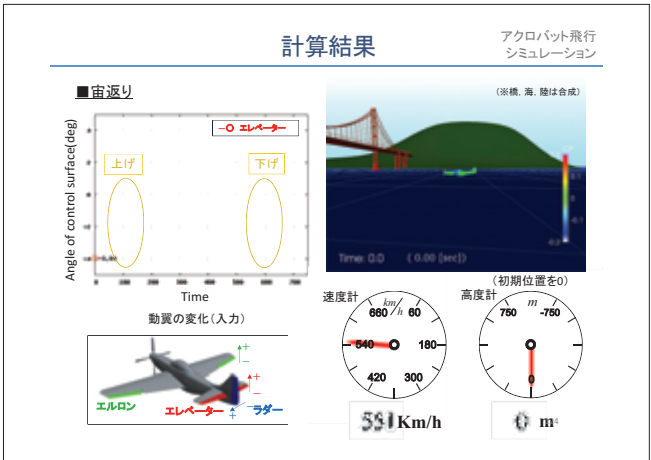
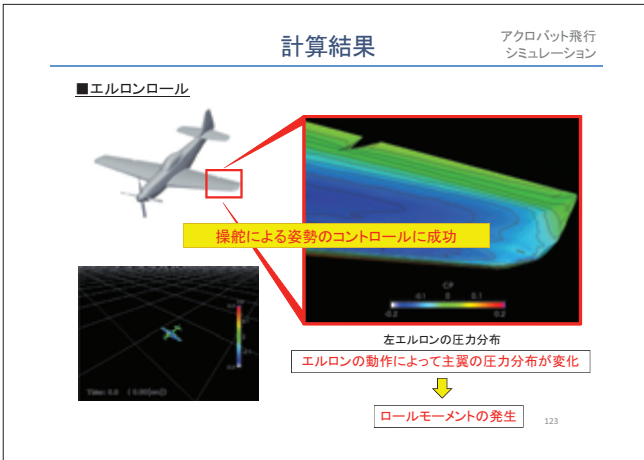
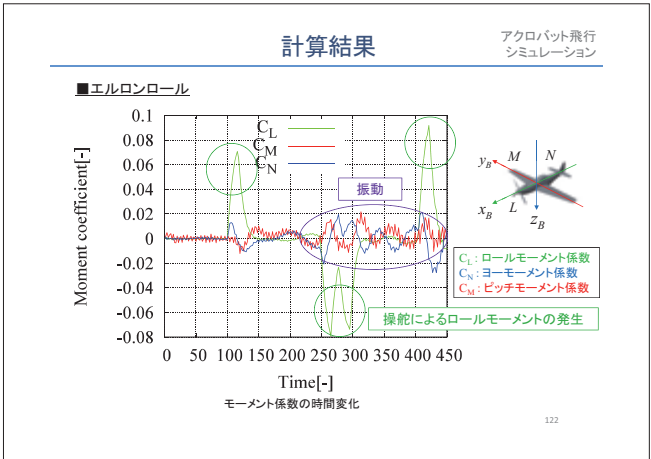
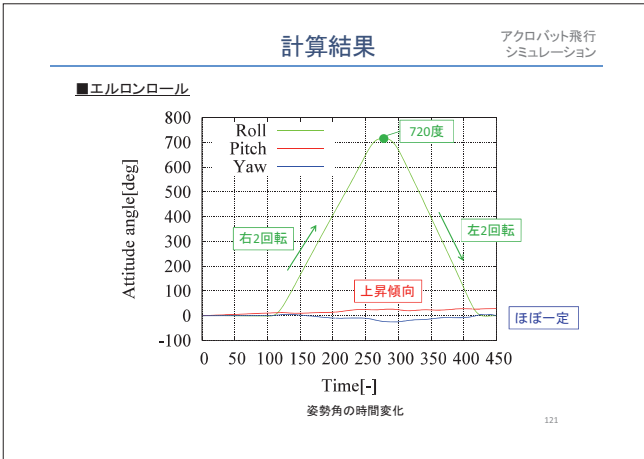
高度計 (初期位置を0)

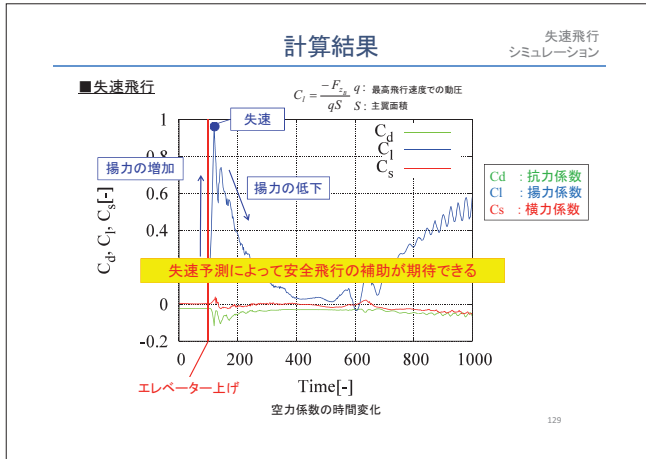


0 m

エルロン    エレベーター    ラダー

119





## おわりに

- 非定常流に対するスキーム、特に移動境界問題に適したスキームとして、格子の移動変形を基本として構成した移動格子有限体積法を紹介
- 移動格子有限体積法は、時間・空間を統一した4次元空間のコントロールボリュームを用いて定式化されているため、格子セルの追加・削除が可能で、柔軟な適用が可能
- 移動格子有限体積法をもちいた「数値航空機」開発の我々の取り組みを紹介した。
- コンピュータによる「数値実地試験」(CFFD)の可能性をしめせたのではないかな
- 紹介したシミュレーションはすべてパソコン上でなした成果で、コンピュータの発展に感謝!

130