

第13回JHPCN拠点シンポジウム

萌芽課題: EX20103

数値流体力学による前進翼をもつ航空機主翼
の低速高迎角流れに関する知見獲得

金崎雅博 東京都立大学(課題代表者)

松野 隆 鳥取大学

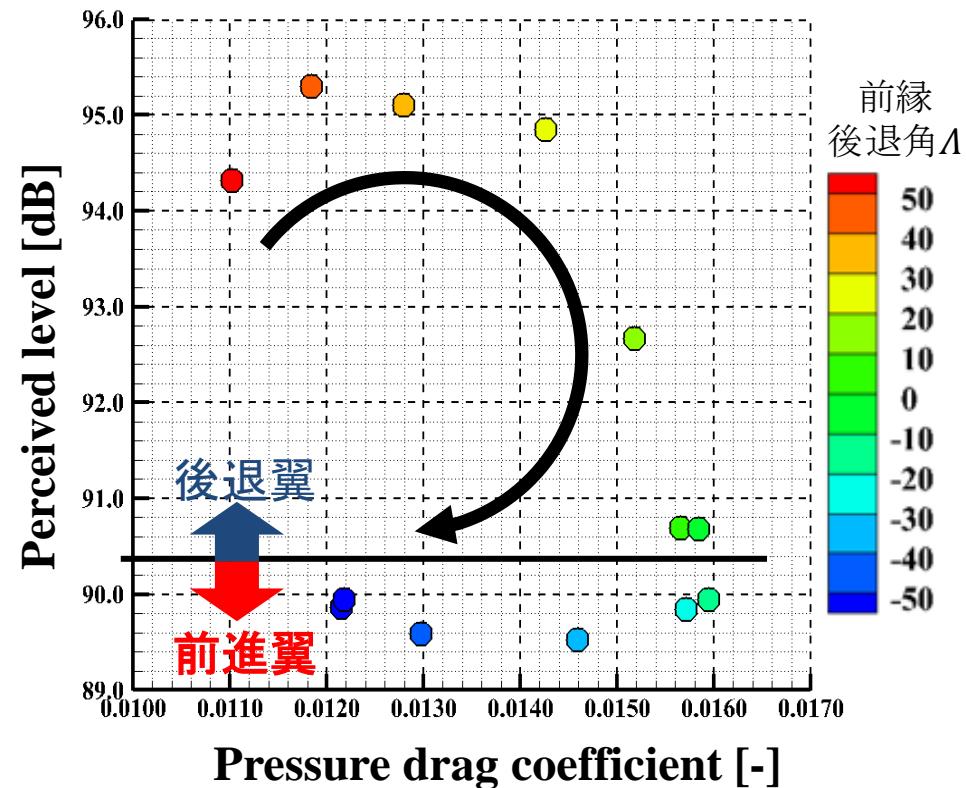
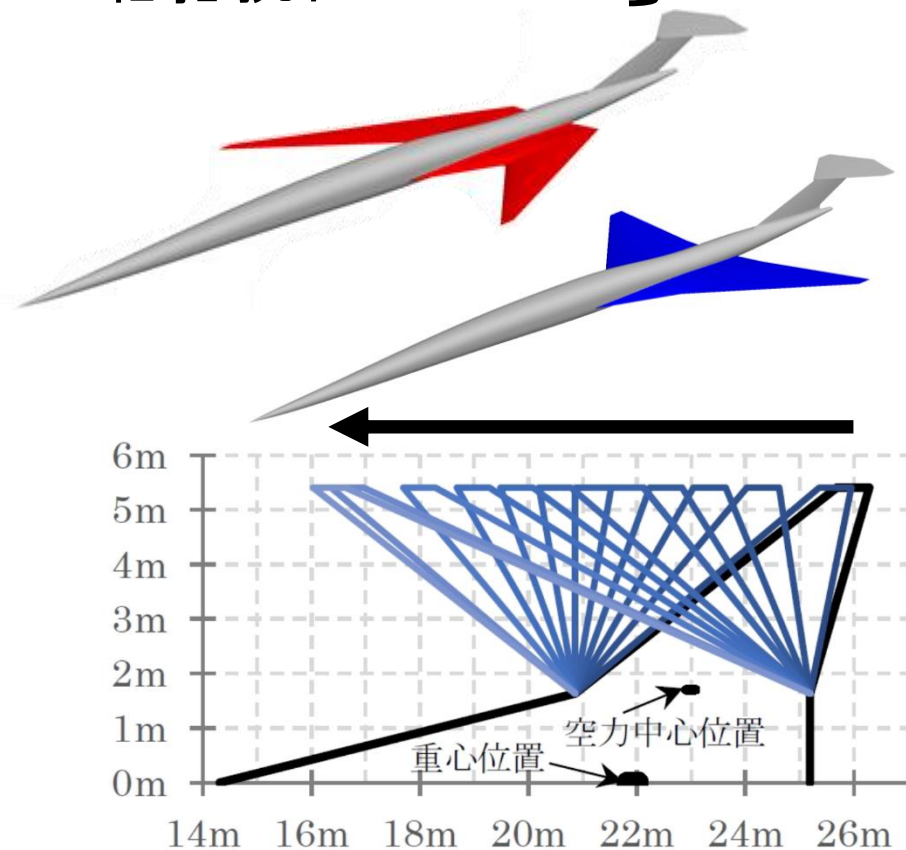
もくじ

1. はじめに
2. 非定常計算による前進翼低速高迎角の空力特性
3. 空力特性を改善する流れ場に関する知見
4. まとめと今後の方策

1.はじめに(1/4)

□超音速旅客機の課題(巡航時)

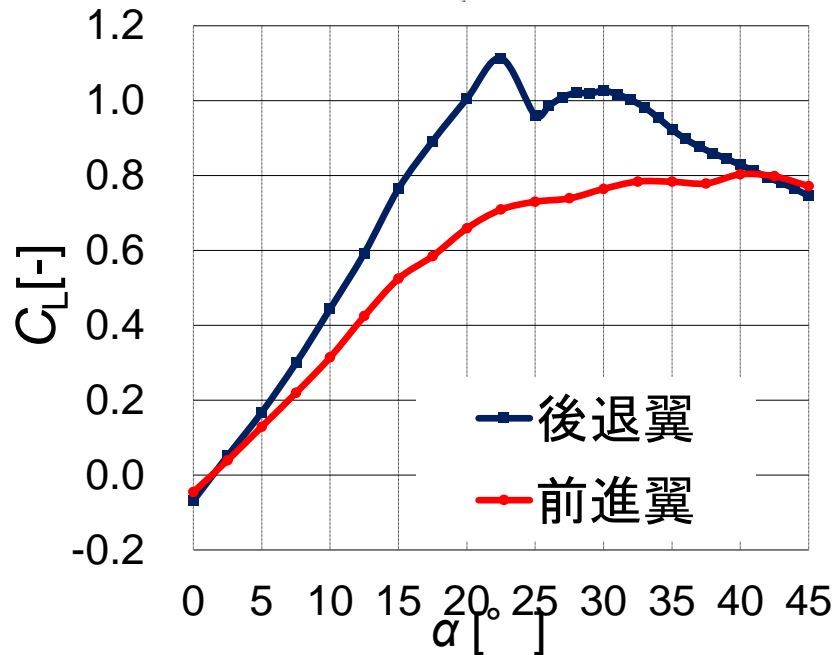
- ・ソニックブーム低減
 - ・低抵抗化
- 両立させる設計が必要 ⇒ **前進翼**が有望



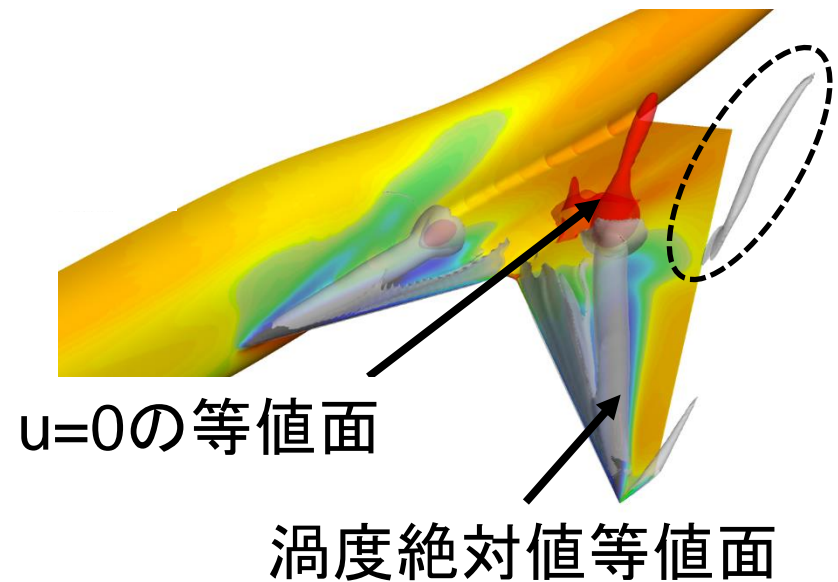
1.はじめに(2/4)

□超音速前進翼の課題(低速飛行時)

・最大揚力係数が小さい



・後退翼にはない特有の流体现象

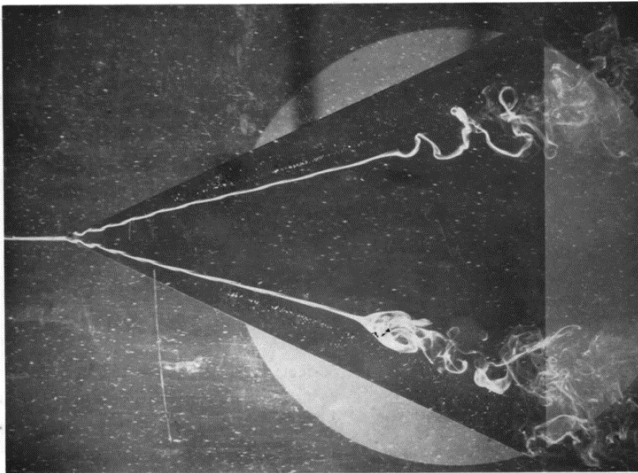


離着陸性能の観点から**前進翼用**の高揚力装置の検討が必要
 ⇒**流れ場の知見が必要**

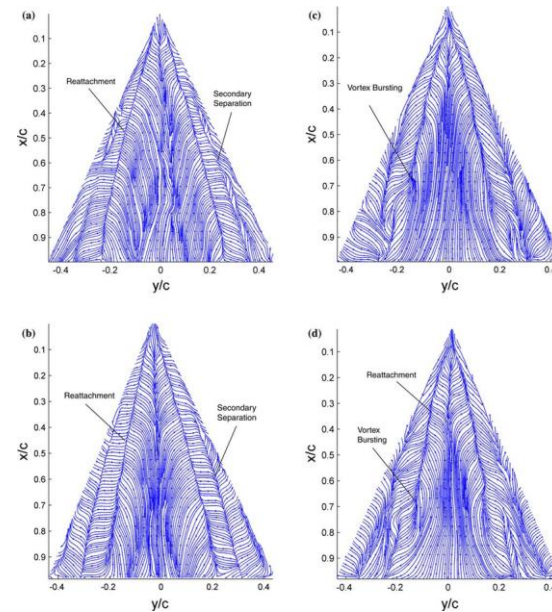
1.はじめに(3/4)

- 渦崩壊の非定常性

- 後退翼の翼面空力の研究例に対し，前進翼のそれは少ない



デルタ翼の翼面上の流れの可視化



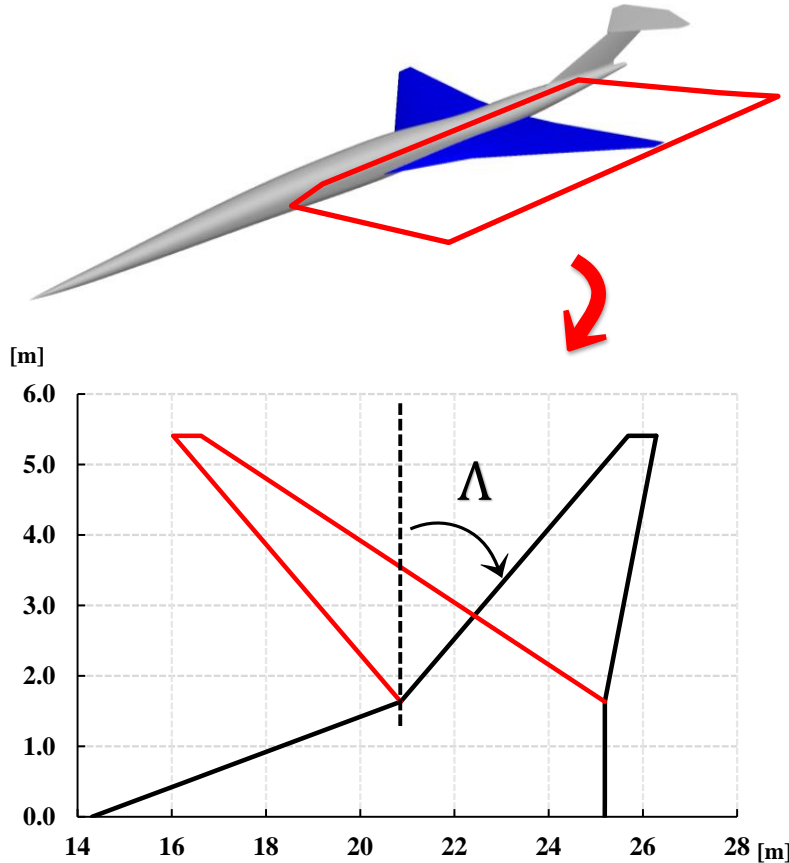
本採択研究での実施内容

- 超音速前進翼の低速高迎角時の翼面流れの構造理解
- 前進翼用高揚力装置の詳細検討に向けた最適高揚力流れ場に関する知見獲得
 - ✓ 非定常数値流体計算による空力特性の理解
 - ✓ 最適な流れ構造の調査

2. 非定常計算による特性理解(1/7)

□計算対象機体

JAXA考案の超音速ビジネスジェット(SSBJ)参照機



赤:前進翼モデル

機体諸元	
機体全長 [m]	32.9
翼面積 [m ²]	35.4
アスペクト比 [-]	2.6
前縁後退角 [°]	内翼 76.0
	外翼 -52.0
テーパー比 [-]	内翼 0.40
	外翼 0.14

空力計算は主翼のみ

2. 非定常計算による特性理解(2/7)

支配方程式	圧縮性Navier-Stokes方程式
数値解法	Improved Delayed Detached Eddy Simulation (IDDES)
乱流モデル (RANS領域)	Spalart-Allmaras (SA) -noft2-R
流束評価スキーム	Simple Low-dissipative AUSM (SLAU)
時間積分	LU-SGS陰解法

2. 非定常計算による特性理解(3/7)

- 計算格子
 - 六面体に基づく非構造格子
 - 総格子点数: 約 6.3×10^7
 - 最小格子幅: 4.1×10^{-6} [m] ($y_+=1$ に対応)

計算条件	
Re数	5.1×10^6 (翼根基準)
マッハ数	0.25
迎角	20°
無次元時間刻み幅	0.0004

2. 非定常計算による特性理解(4/7)

非定常空気の評価手法

- Root Mean Square(二乗平均平方根)値を用いる
- 連続した瞬時場と平均場の差分により計算

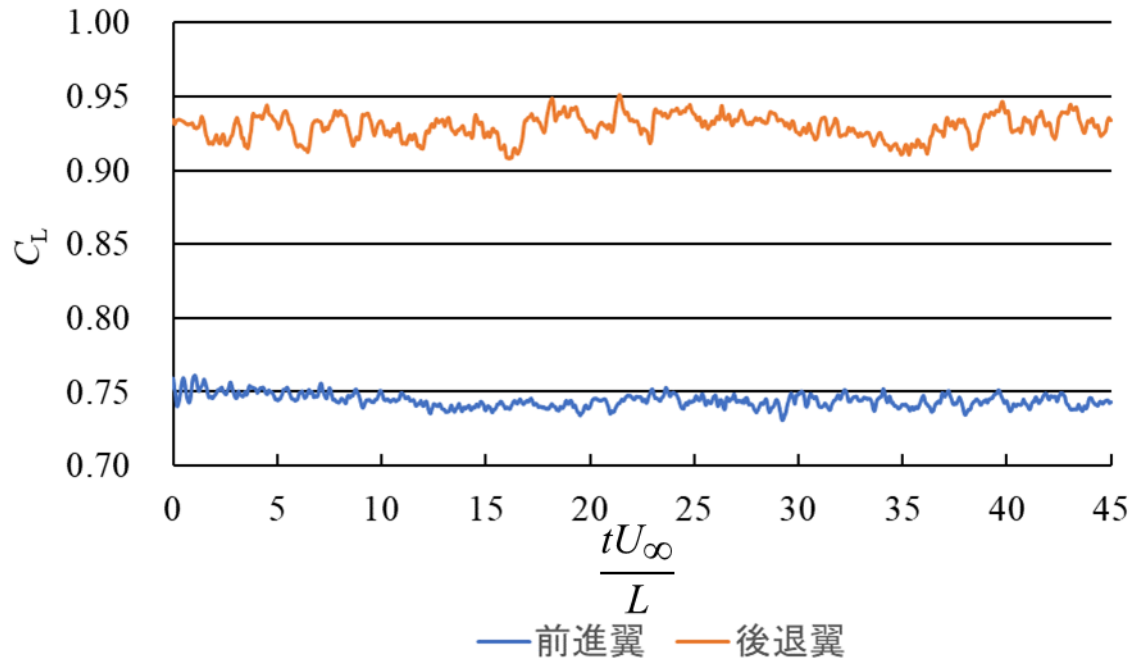
$$RMS(x) = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}$$

x_i : 各瞬時場の値 \bar{x} : 平均場の値

2. 非定常計算による特性理解(5/7)

空力係数の時間変化

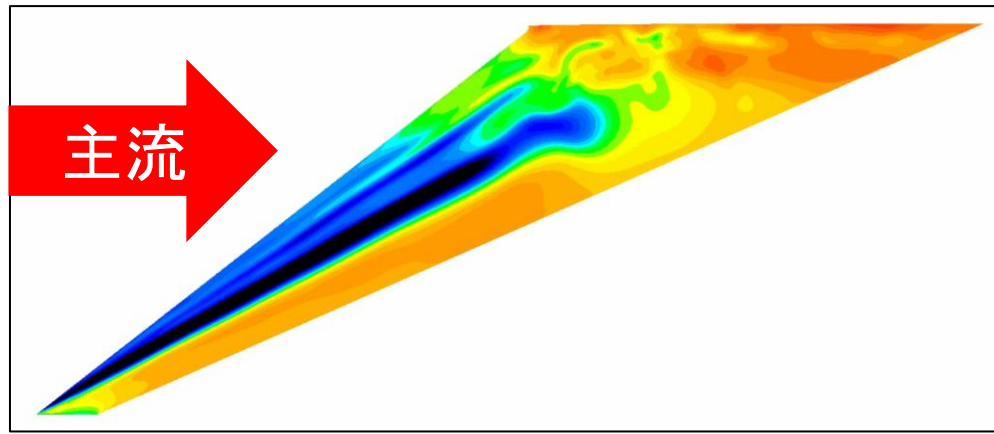
(迎角 20° の前進翼と後退翼での C_L の時間履歴)



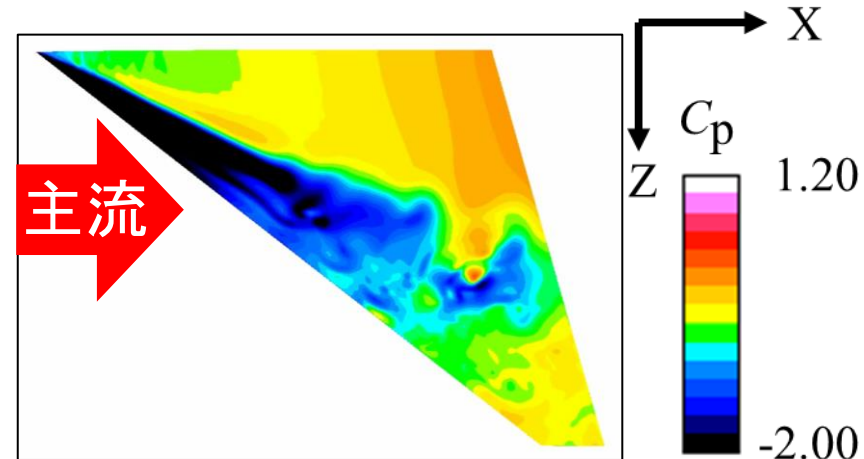
- 前進翼のほうが後退翼よりも時間変化の幅が小さい
→ 翼面流れの非定常性が小さい
- 後退翼の C_L は前進翼よりも小さくなることはない

2. 非定常計算による特性理解(6/7)

圧力分布の時間変化



前進翼



後退翼

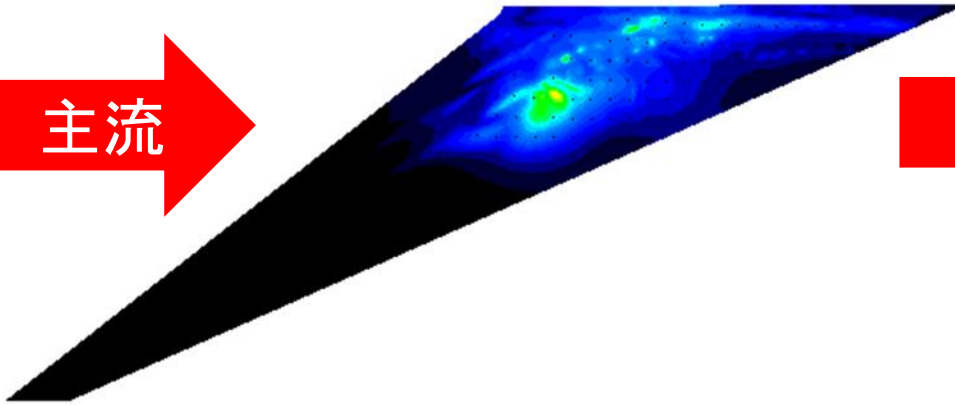
翼上面の C_p 分布

- 前進翼の翼根と後退翼の翼端では、後退翼のほうが C_p 分布の変化大

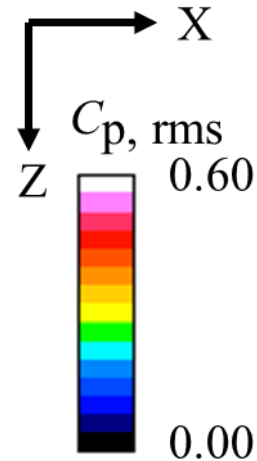
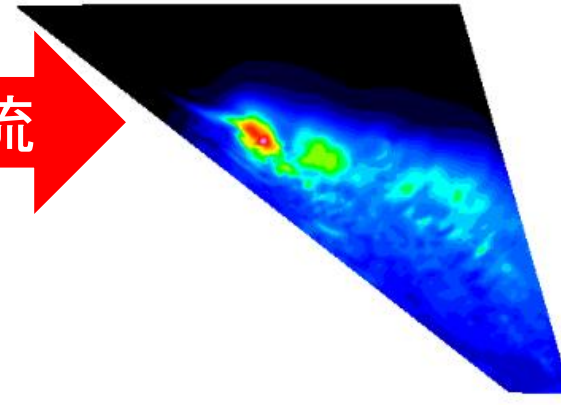
2. 非定常計算による特性理解(7/7)

圧力分布の時間変化

主流



主流



前進翼

後退翼

翼上面の C_p のRMS値(二乗平均平方根)分布

- 前進翼のほうが後退翼よりもRMS値小
- 特に前縁での非定常性が小

3.空力特性を改善する流れ場(1/9)

□体積力モデル

高揚力装置による流れ場の変化を
体積力モデルを用いて表現



支配方程式に**外力項**を加える

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u u) = -\nabla p + \nabla \cdot \tau + f$$

・付与領域

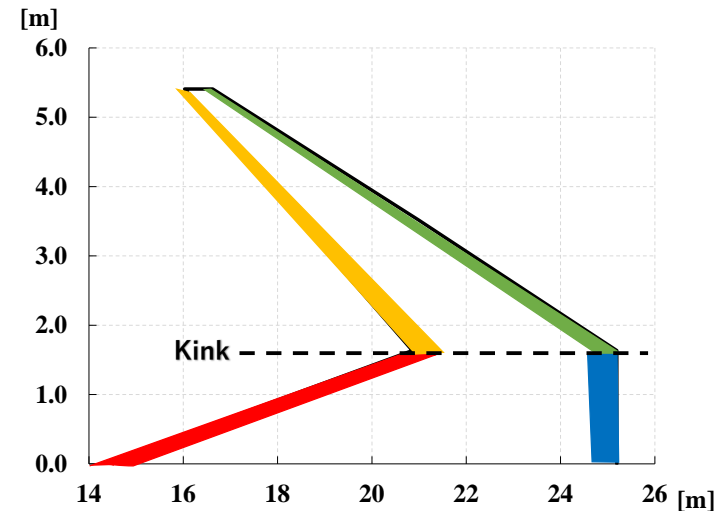
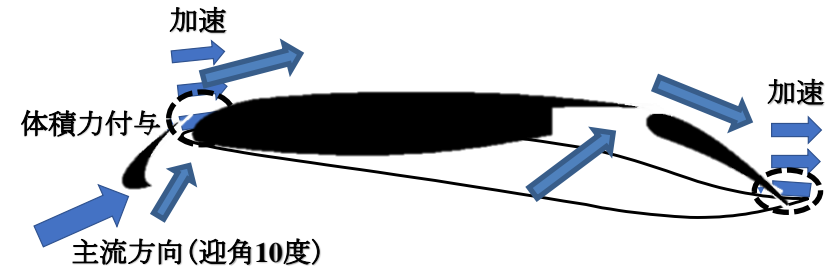
内翼前縁 (主翼面積比 3.5%)

外翼前縁 (主翼面積比 3.5%)

内翼後縁 (主翼面積比 3.5%)

外翼後縁 (主翼面積比 3.5%)

領域の高さは 翼根翼厚の約20分の1



3.空力特性を改善する流れ場(2/9)

□体積力モデル

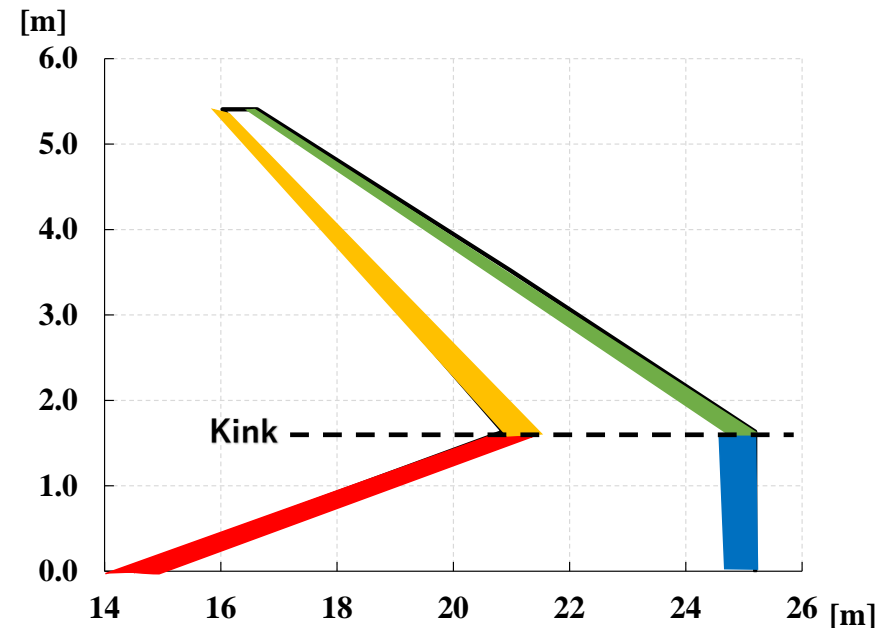
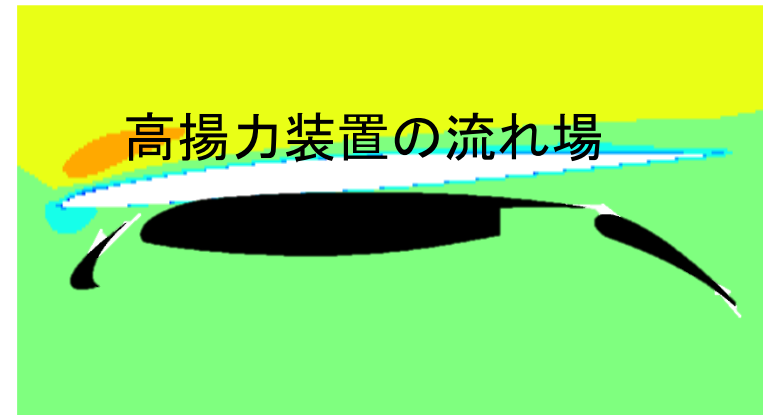
・付与体積力

20000[N/m³]

・計算パターン

単領域.....4ケース

複数領域...5ケース



3.空力特性を改善する流れ場(3/9)

計算手法

支配方程式	3次元圧縮性Navier-Stokes 方程式
乱流モデル	SA-noft2-R
流束評価スキーム	SLAU
時間積分法	LU-SGS陰解法

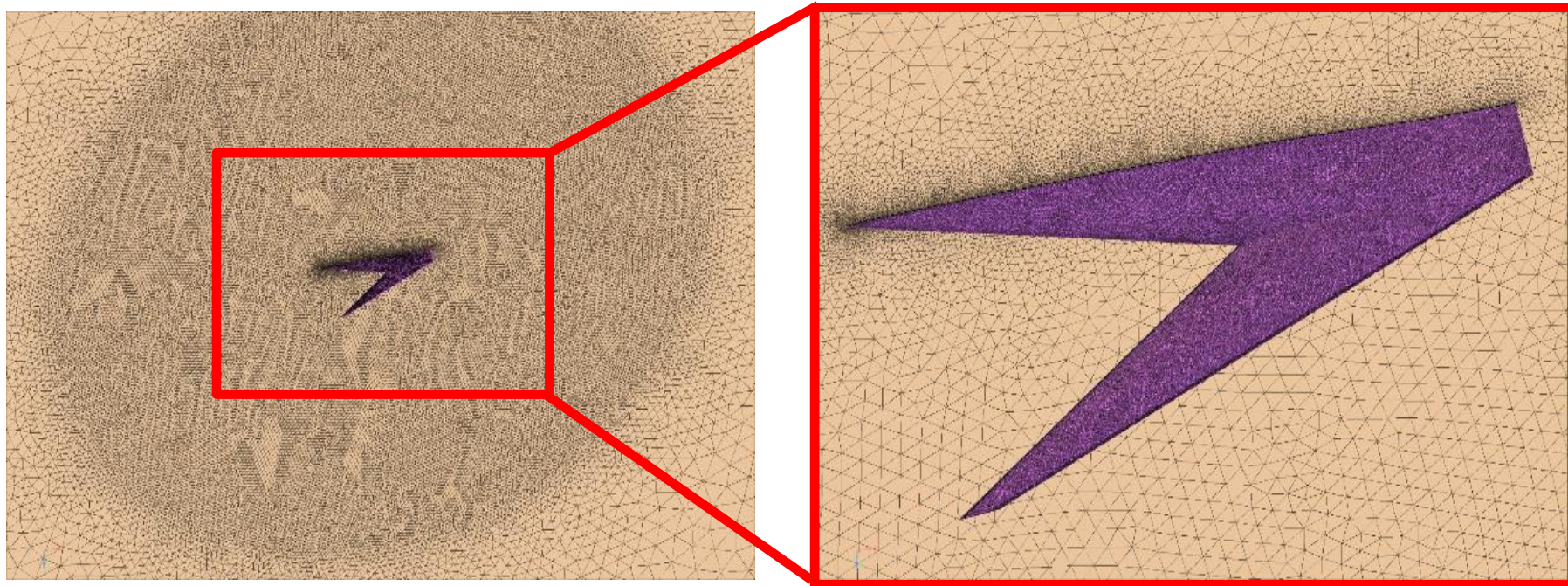
計算条件

マッハ数[-]	0.25
飛行高度[m]	1000
レイノルズ数[-]	1.6×10^8
迎角[°]	10

3.空力特性を改善する流れ場(4/9)

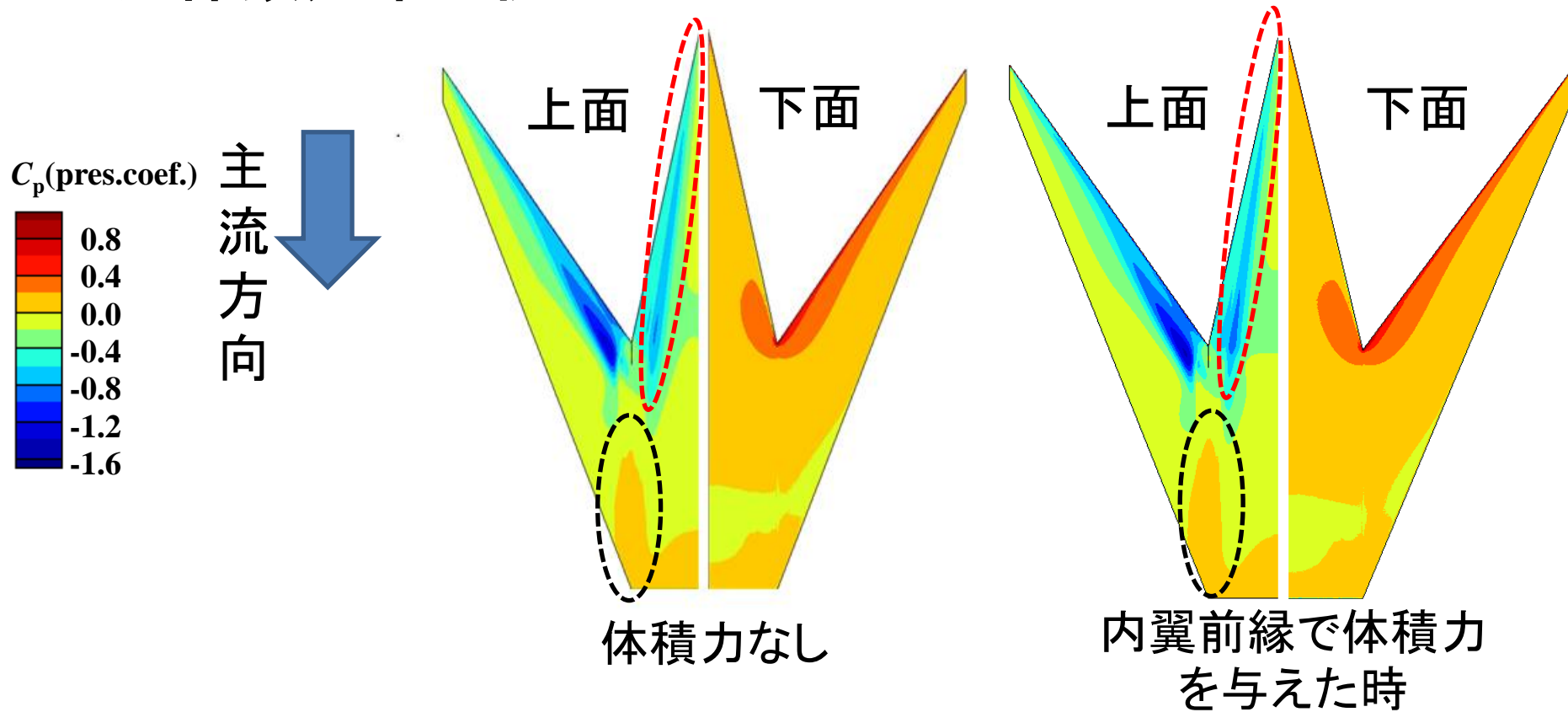
□計算格子

- ✓ハイブリッド非構造格子(ヘキサ, テトラ, プリズム)
- ✓最小格子幅: 1.72×10^{-4} [m]($y^+=1$), 格子数: 約710万点



3.空力特性を改善する流れ場(5/9)

□ 圧力係数分布の例

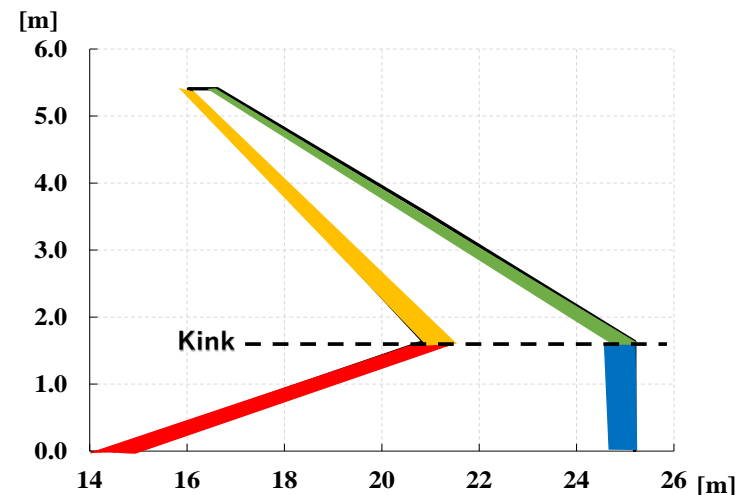
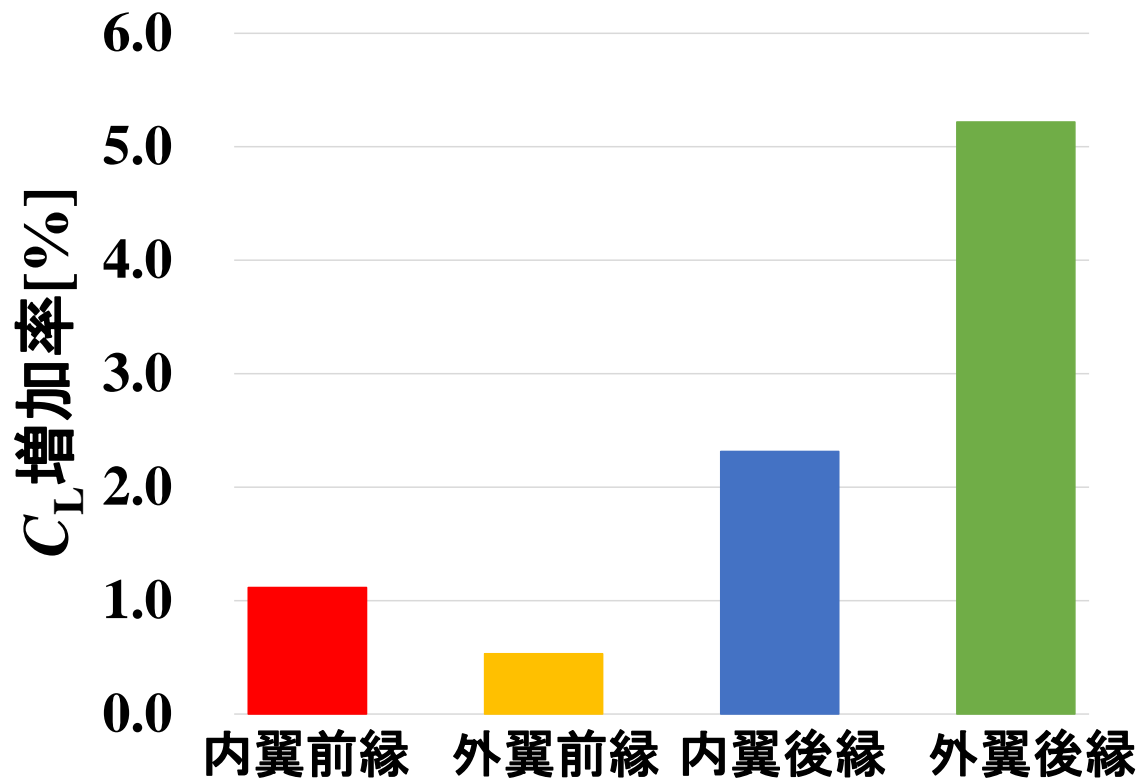


✓ 内翼前縁で負圧ピークが上昇 ⇒ C_L 増加

✓ Kink後方にて正圧領域が拡大 ⇒ C_L 減少

3.空力特性を改善する流れ場(6/9)

□各領域の C_L 増加率

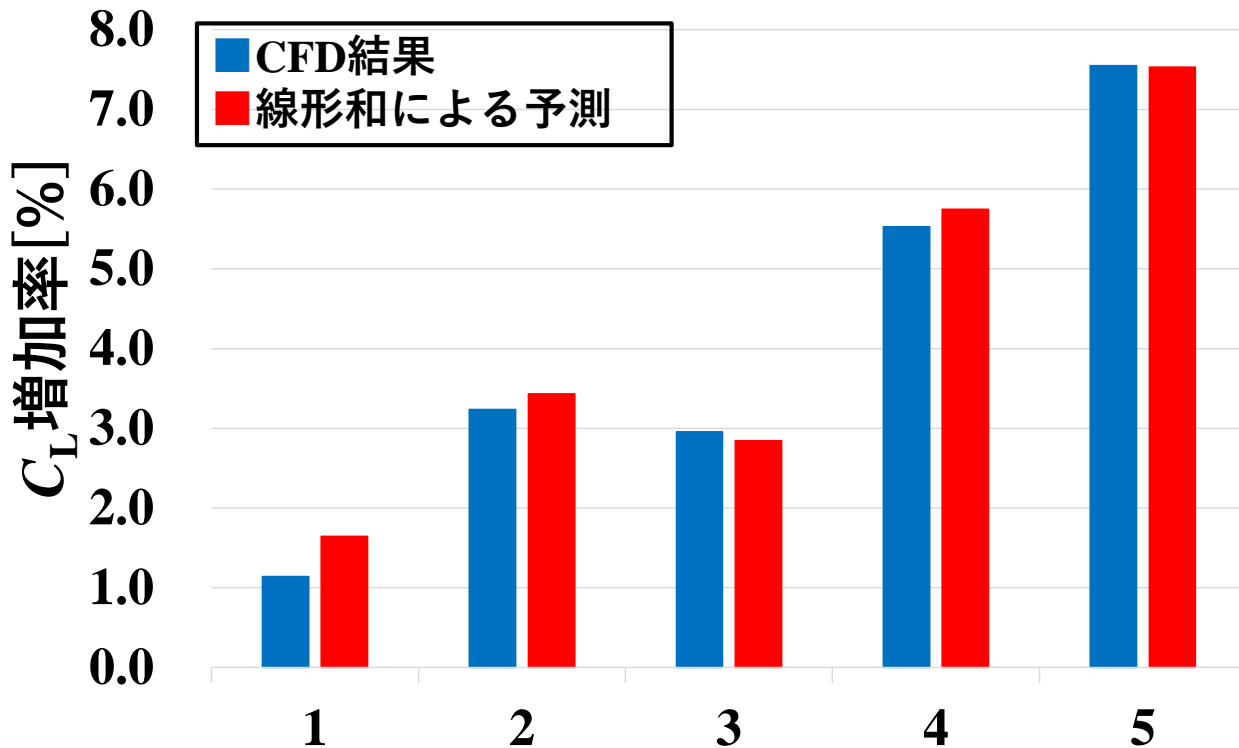


✓ 後縁に高揚力流れを与えた時は前縁に与えた時と比べ C_L 増加大

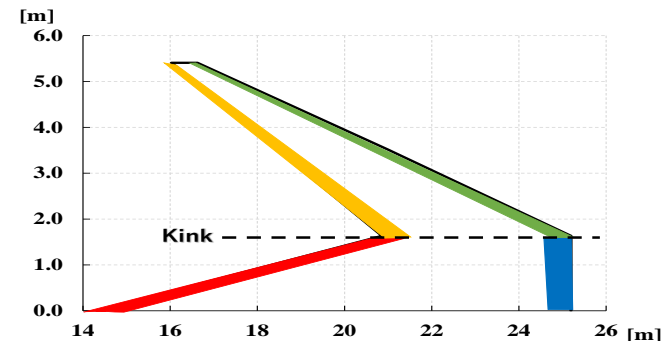
3.空力特性を改善する流れ場(7/9)

□複数領域の C_L 増加率

- ✓CFD結果は、線形和による予測値と概ね一致
- ✓CFD結果と線形和の差が特徴的なケースに注目



	内翼前縁	外翼前縁	内翼後縁	外翼後縁
1	ON	ON	OFF	OFF
2	ON	OFF	ON	OFF
3	OFF	ON	ON	OFF
4	OFF	ON	OFF	ON
5	OFF	OFF	ON	ON

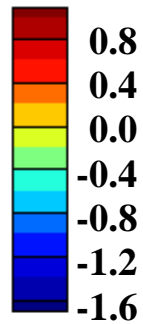


3.空力特性を改善する流れ場(8/9)

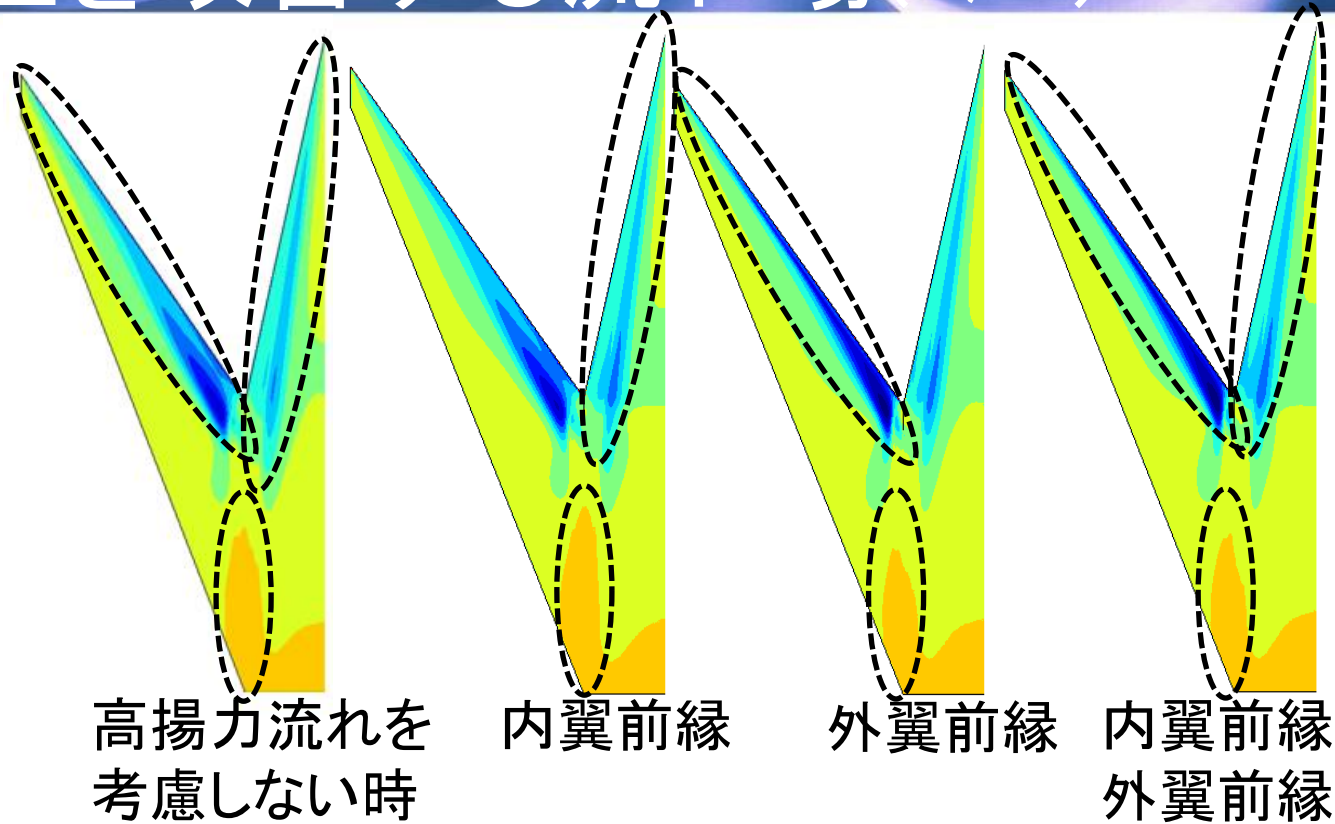
□ 圧力係数分布

(上面)

C_p (pres.coef.)



主流方向



✓ 外翼前縁、内翼前縁ともに負圧領域が拡大 → 予測通り

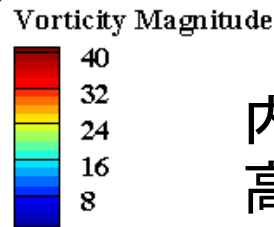
✓ Kink後方にて正圧領域の変化なし → 想定外

3.空力特性を改善する流れ場(9/9)

口渦度分布

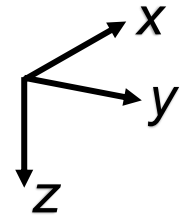
主流方向

高揚力流れを
考慮しない時

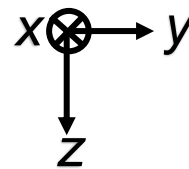


$X=0.74C_r$

内翼前縁・外翼前縁で
高揚力流れを与えた時



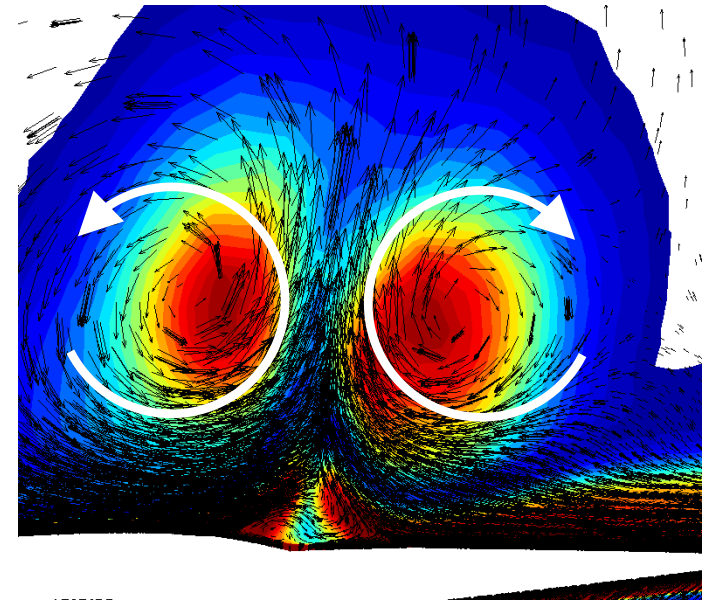
C_r :翼根の翼弦長



回転方向の異なる渦が強まり反発

↓
翼表面流れが加速されない

↓
予測よりも低 C_L



4.まとめと今後の方策

本研究での実施内容

- 超音速前進翼の低速高迎角時の翼面流れの構造理解
 - 後退翼よりも非定常性が小
 - 前縁の非定常性が小さく、負圧を獲得するため、前縁での高揚力化が有望
- 前進翼用高揚力装置の詳細検討に向けた最適高揚力流れ場に関する知見獲得
 - 前縁での高揚力流れの獲得が有望 →DESの結果と整合
 - ただし、後退角を持つ外翼前縁にも高揚力流れを付与すると性能低下 →渦の方向の影響, 平面掲載設計への指針
- 今後の方策
 - 複数の種類の平面形を用いた空力の知見
 - 具体的な高揚力デバイスの検討