

プラズマ流体アクチュエータによる 超音速航空機の 離着陸時空力性能改善

研究代表者：松野 隆(鳥取大学大学院 工学研究科)

発表内容

研究背景・技術的課題と研究目的

研究計画

研究全体の計画

本年度実施事項

1: 超音速機離着陸性能改善

鳥取大学、JAXA 低速風洞試験結果

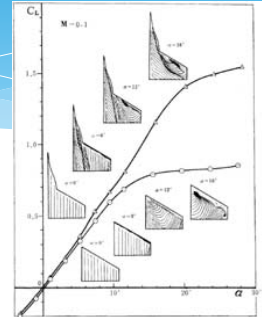
2: プラズマアクチュエータ適用可能速度域拡大

高性能アクチュエータの開発・特性調査

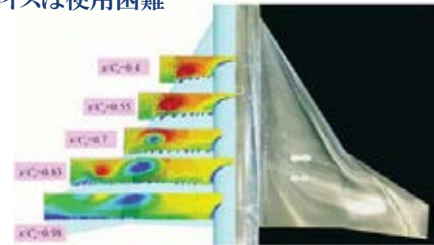
研究背景と技術的課題

低アスペクト比デルタ翼をベースとする機体の離着陸時空力特性

- ▶ 揚力傾斜が小さい
- ▶ 非線形な空力特性 (ex. 非線形ピッチアップ)
- ▶ 流体場が複雑
 - ▶ 渦・剥離流の干渉→機体形状・姿勢に大きく依存
- ▶ フラップ等の高揚力装置の効果は限定的、デメリットが多い
 - ▶ 大迎角飛行: 渦・剥離流に支配
 - ▶ 機体形状の制限: 超音速巡航時に翼形状へ影響するデバイスは使用困難
- ▶ 技術的課題
 1. 三次元・非定常流れ場構造の解析
 2. 複雑な流れ場の干渉・制御
 3. 流れの制御による空力特性の向上



Liu, J. Aircraft, Vol, 16, No.5 (1980)



Kwak, ICAS 2004-387

超音速機離着陸性能改善のねらいと課題

必要とされる空力特性の向上ポイント

- 着陸時迎角におけるL/Dの向上
- 同条件での非線形ピッチングモーメント特性の緩和

必要となる流体制御のターゲット

- 前縁剥離渦の位置制御
- 渦崩壊の抑制
- 剥離抑制

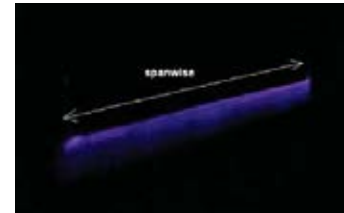
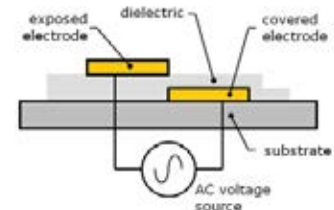
既存技術について

- フラップの効果は限定的
- 大迎角飛行: 渦・剥離流に支配
- 機体形状の制限: 超音速巡航時、翼形状へ影響

プラズマアクチュエータによる流体制御

放電により発生するプラズマによって流体に体積力を与える
 表面ジェットを発生
 電極ペアと誘電体の複合構造
 kV/kHz/mAオーダーの交流を使用

プラズマアクチュエータの持つ特徴
 可動部分を持たない
 空力的な影響が小さい
 駆動が非常に高速
 入力に対する追従性が優れている
 制御システム全体が設計しやすい

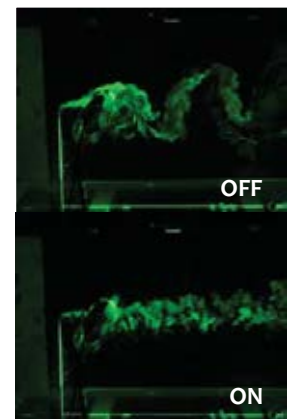


研究目的と期待される成果

プラズマアクチュエータによる超音速機の離着陸時空力性能向上
 スマートな流体制御手法の提案
 実機形状模型への適用
 プラズマアクチュエータの潜在性能を生かす

期待される最終成果

超音速機実用化において大きな問題となる、
 低い離着陸性能により生じる課題の解決
 航空機の安全性の低下
 空港のインフラ整備の必要性
 着陸騒音(脚・高揚力装置由来)



研究のアプローチ

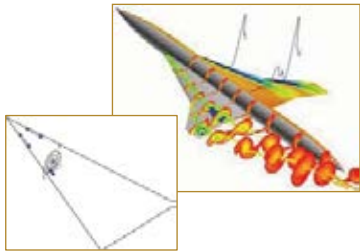
1. Flow Physics:
大迎角流の流体制御メソッドの提案

- 剥離・渦の干渉の解析と流体場制御手法の適用
- プラズマアクチュエータの適用
- プラズマアクチュエータの高性能化

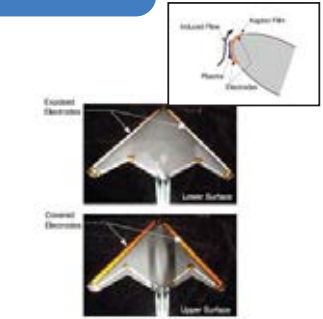
2. Aerodynamic Control:
超音速機形態の離着陸性能向上

- 流体制御手法の策定・適用・FS
- 実スケール・Reの性能評価
- 高効率化

実機飛行環境における
プラズマアクチュエータ流体
制御の有効性検証



Ex. "Mimicking" along-the-core blowing



UAV application(AIAA2007-884)

本年度の研究内容



超音速機模型への有効性確認：L/D・非線形空力特性の改善
鳥取大学小型風洞による流体制御試験(LWT2予備試験)
JAXA 2x2m風洞におけるプラズマアクチュエータ適用試験
基礎的な流体制御法の検討

プラズマアクチュエータによる流体制御法の研究
効率的な制御手法の開発
高性能プラズマアクチュエータの開発と特性解析
流体制御課題への適用
高レイノルズ数適用性の検討
既存アクチュエータ性能のレイノルズ数依存性調査

超音速機模型への プラズマアクチュエータの適用有効性検証

鳥取大学小型風洞におけるSSTモデル適用試験

2011/02-04 (全機模型), 2011/10-11 (半裁模型)

JAXA LWT₂におけるSSTモデル適用試験

2011/07: 空気力計測試験

2011/12: 空気力計測、PIV試験 (12/09/11 現在風洞試験中)

プラズマアクチュエータによる 流体制御法の研究

効率的な制御手法の開発

高性能プラズマアクチュエータの開発と特性解析

推力測定試験・気流可視化試験

流体制御課題への適用

デルタ翼への適用可能性調査

高レイノルズ数適用性の検討

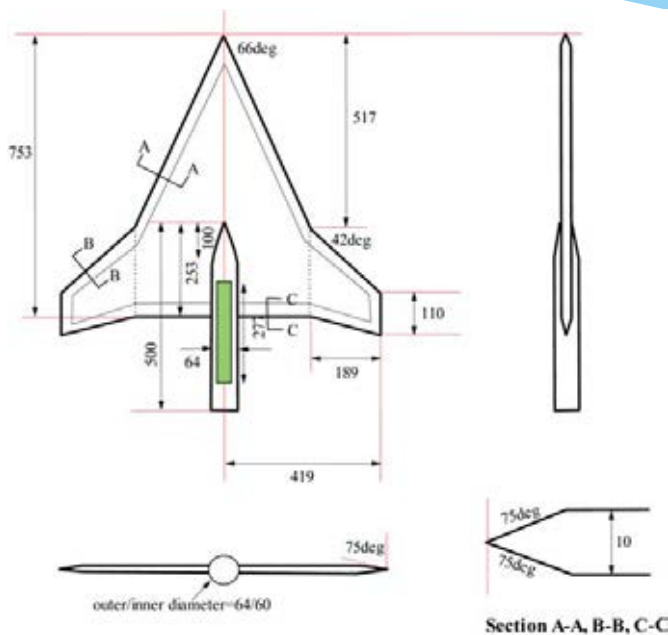
既存アクチュエータ性能のレイノルズ数依存性調査

現在実施中

超音速機模型への プラズマアクチュエータの適用有効性検証

鳥取大学小型風洞におけるSSTモデル適用試験
JAXA LWT2におけるSSTモデル適用試験

SST模型



JAXA Kwak's Flat plate cranked arrow wing model / type B

模型翼面積	0.292m ²
アスペクト比	2.42
内翼後退角	66deg
外翼後退角	42deg

鳥大試験：実験装置・実験方法

風洞

鳥取大学吸込式低速風洞 (2011-)
0.6 x 0.6 x 1.8m 固定壁測定部

実験方法

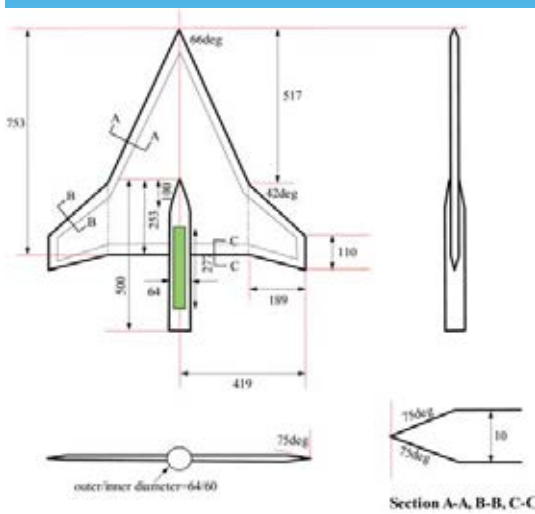
煙法+LLSによる渦の可視化
6分力天秤による空気力測定

実験条件

流速: 5~20 m/s
AoA: 0~30 deg



鳥大試験：50%SST半裁模型概要

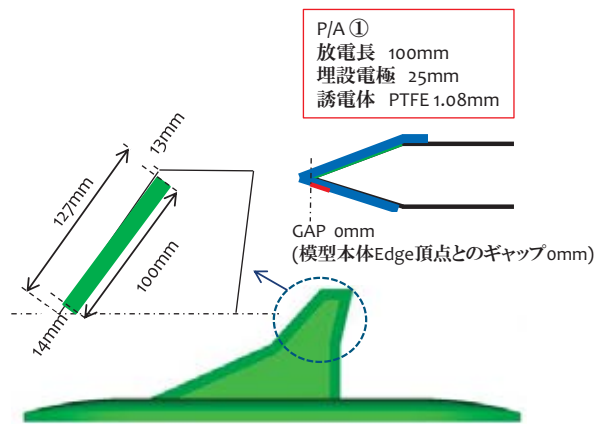
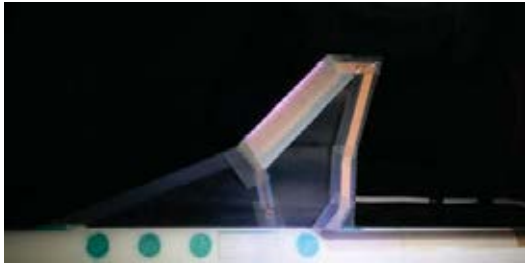


翼模型諸元

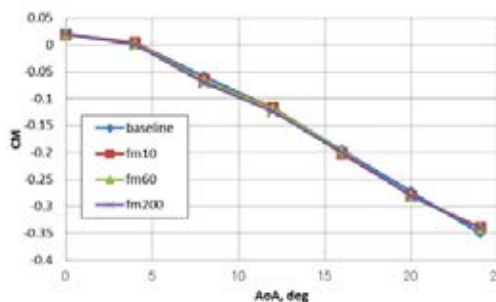
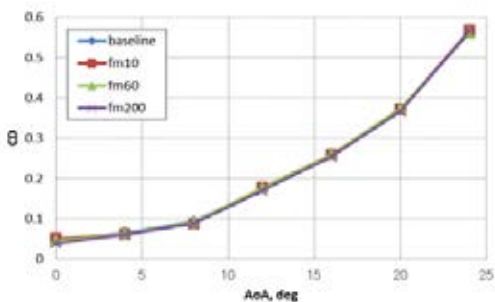
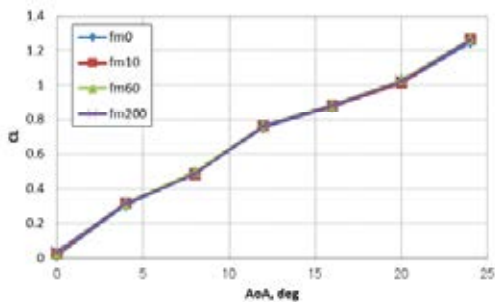
翼模型諸元		
Wing	Sweep	$\Lambda = 66/42\text{deg}$
	Edge	15deg beveled
	Chord, mm	376.5
	Span, mm	209.5
	Area, m ²	36.62×10^{-3}
Body	Length, mm	837
	Radius, mm	25

鳥大試験：実験条件

case No.	U, m/s	AOA, deg	fmod, Hz	DC, %
5	10	0-24	10, 60, 200	0.3
6	10	6-18	10, 60, 200	0.3
7	10	6-14	10, 30, 60, 120, 200	0.3, 0.5, 0.8
9	10	0-24	10, 30, 60, 120, 200	0.3
11	10	0-20	10, 200	0.3

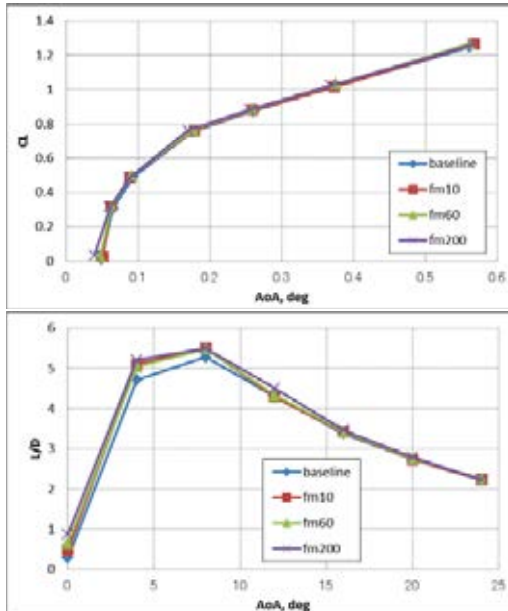


鳥大試験：プラズマアクチュエータ駆動による空力特性の変化



本ケースでは揚力・抗力自体には比較的小さな変化のみ観察された
CD<60カウント程度

鳥大試験：プラズマアクチュエータ駆動による空力特性の変化

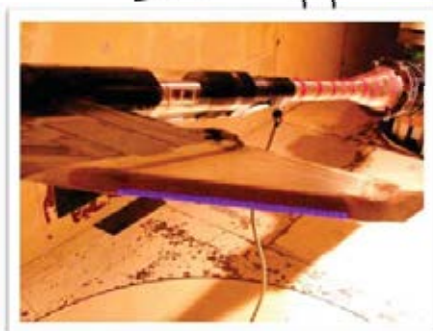
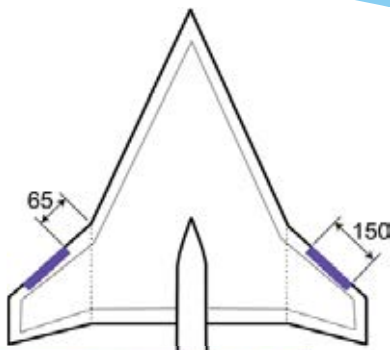


L/Dには比較的大きな変化が確認できる

L/D~10%程度

他のケースについても現在解析を行っている

LWT2試験：実験条件

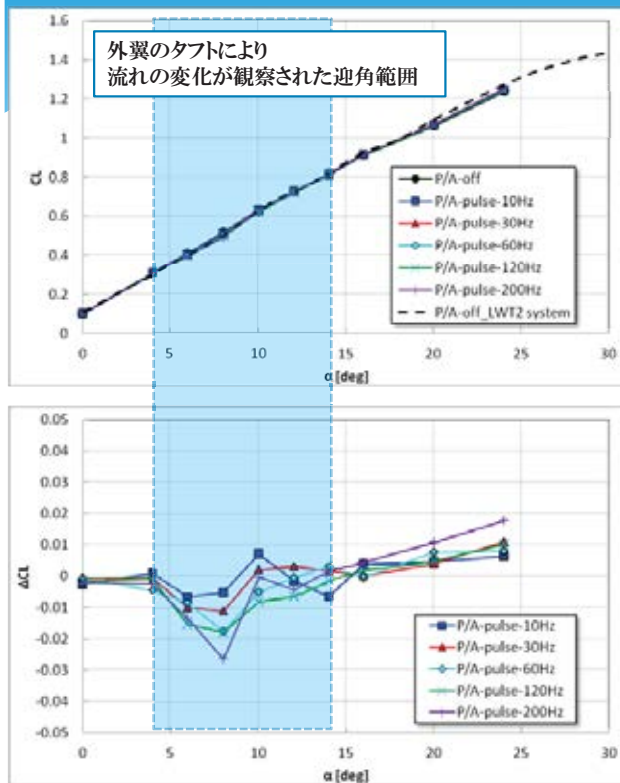


DBDプラズマアクチュエータ仕様・駆動条件

誘電体レイヤ	PTFE 1.05mm
露出電極幅	10mm
埋設電極幅	25mm
放電長	150mm
f_{AC}	14.7kHz
V_{AC}	19.0kV
f_{mod}	10~200Hz

- 設置位置：外翼前縁
 - 前縁に放電位置を設定
 - 上向きジェットを生成

LWT₂試験：揚力特性



AoA=6~15deg で比較的
大きい揚力変化が観察される

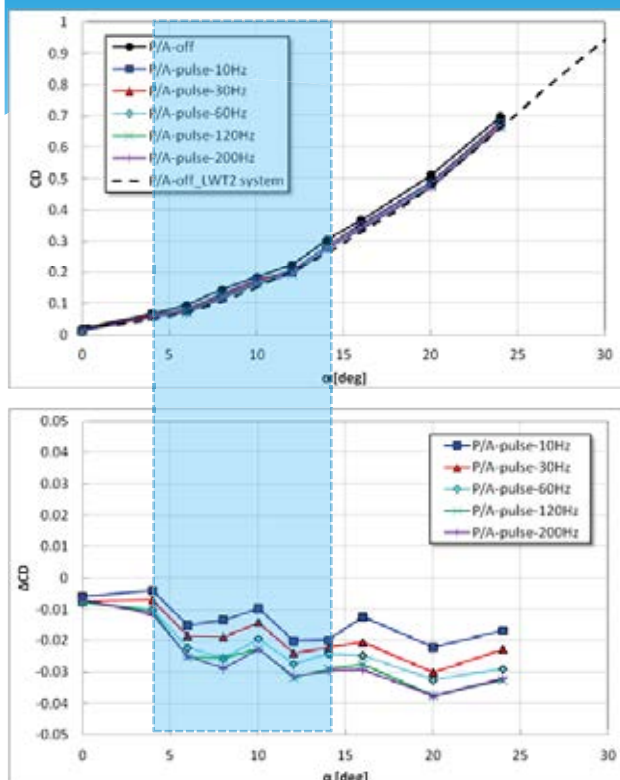
6~8deg: 揚力減少

10~14deg: 揚力増加

モジュレーション周波数への依存
性高い

AoA>20deg では $f_{mod}=200\text{Hz}$ の
ケースでやや揚力増加量が大き

LWT₂試験：抗力特性

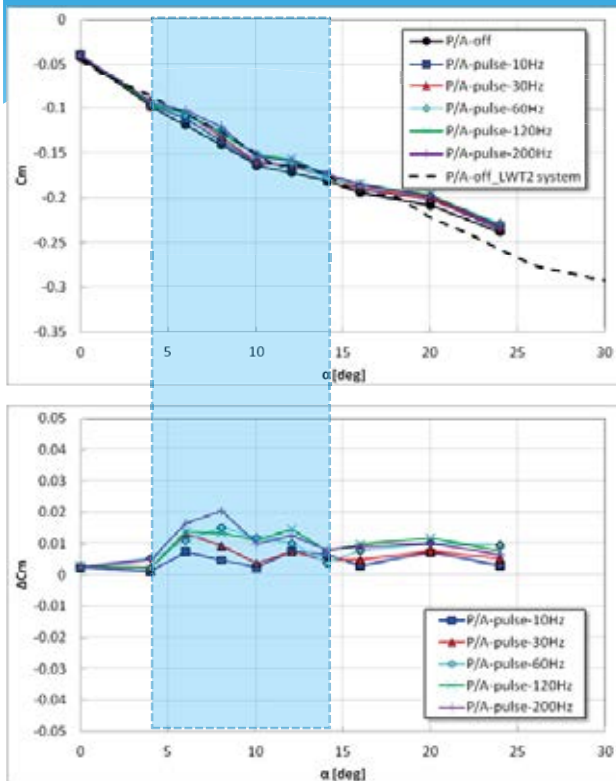


迎角増加に伴い
抵抗低減量が増加する

モジュレーション周波数の高いケースで顕著

タブの観察結果との関連無し
予想と異なる結果であるため、
再検討・調査中

LWT₂試験:ピッチングモーメント特性



AoA=6~15deg で変化が生じる

全域で ΔC_m が増加

外翼での揚力増加が原因

C_L 特性とは矛盾する

まとめ

プラズマアクチュエータによりSST模型(クランクトアロー翼)の外翼流れ場制御を行った

離着陸時の迎角領域において、プラズマアクチュエータによって外翼の剥離流れ場を制御可能である

(外翼上流の大域的な変化を可視化により確認した)

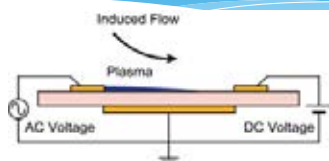
低迎角域では剥離を抑制することにより、抗力が減少しL/Dは増加する

設置位置の最適化ができていないため、現時点での効果は不十分... 今後の課題

効率的な制御手法の開発

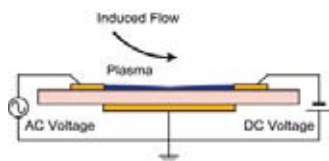
高性能プラズマアクチュエータの開発と特性解析
流体制御課題への適用

TEDプラズマアクチュエータ



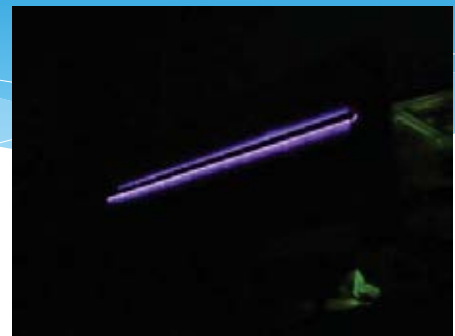
TED-DBD

第三電極に正の電位
放電形態は変化しない



TED-SD

第三電極に負の電位
スライディング放電が生じる



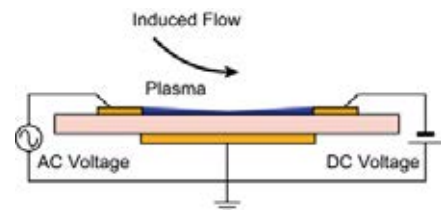
TEDアクチュエータの仕様/実験条件

アクチュエータエレメント仕様

誘電体層: PTFE $t=2.0\text{mm}$

エレメント寸法

露出電極幅: 5mm
埋設電極幅: 40mm
放電長: 250mm



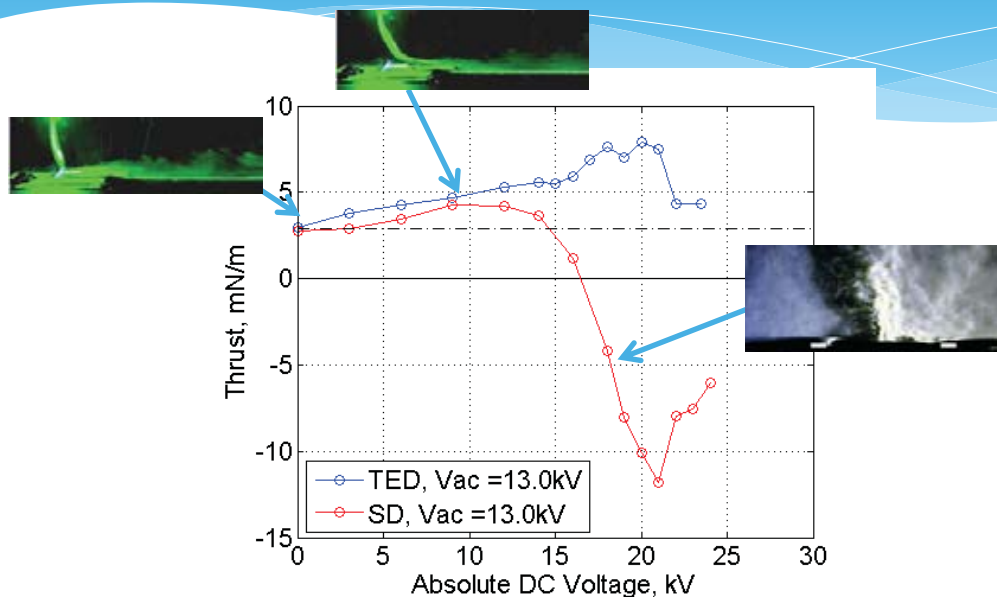
駆動条件

印加AC電圧周波数: 14.0kHz

AC電圧 (V_{ac}): 10.4~20.8kV

DC電圧 (V_{dc}): -25.0kV~25.0kV

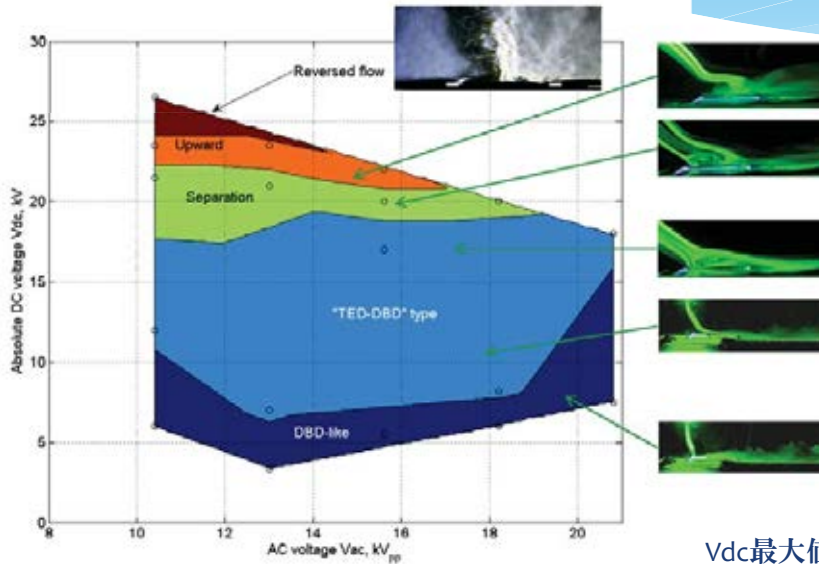
TEDプラズマアクチュエータの生成する 流体制御力(推力)特性:DC電圧への依存性



$V_{DC} > 15.0\text{kV}$ で大幅な推力の増加

TED-SD アクチュエータでは推力偏向が生じる

Vac/Vdc による アクチュエータ誘起噴流の特性変化



V_{dc} 最大値は露出電極間の
アーク放電発生により制約されている

デルタ翼の前縁剥離渦制御試験

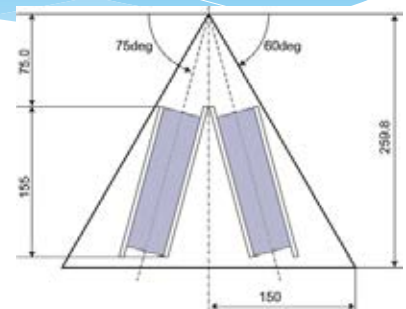
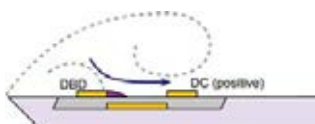
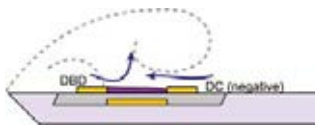
TED-P/A駆動によって渦位置の変化をねらう
TED-SDアクチュエータの偏向ジェットの特性を利用
(翼上面のプラズマ層による二次剥離特性の変化)

実験模型

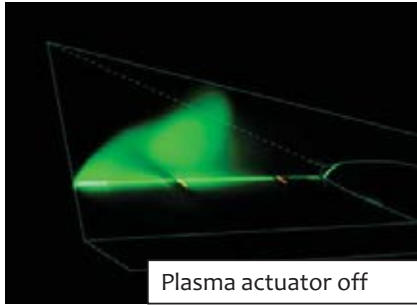
後退角 60deg デルタ翼
前縁は下面 45deg ナイフエッジ

TEDプラズマアクチュエータ

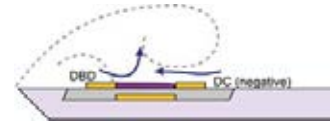
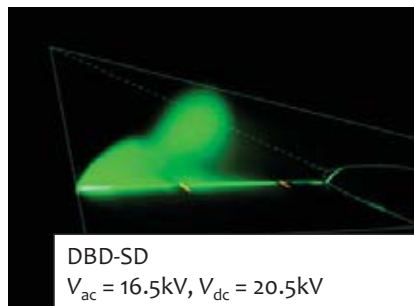
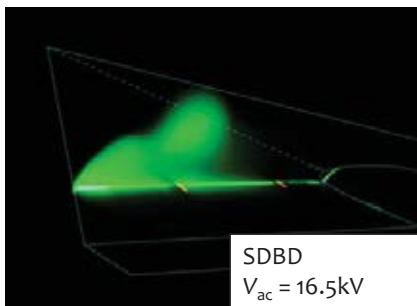
AoA=12deg での前縁剥離渦の
渦中心直下に設置
外側電極はおよそ二次剥離位置に
設置されている



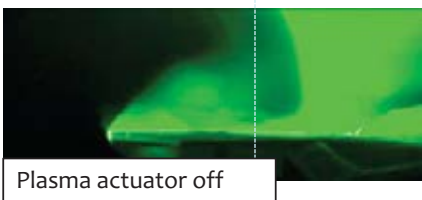
TED-SD駆動時の渦位置の移動



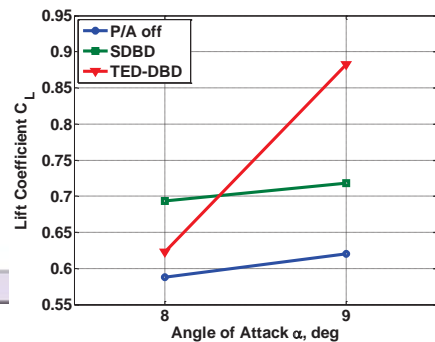
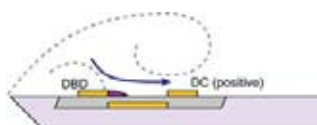
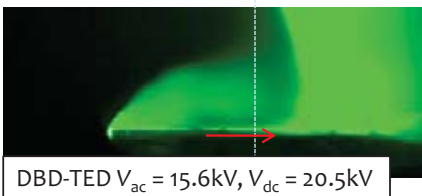
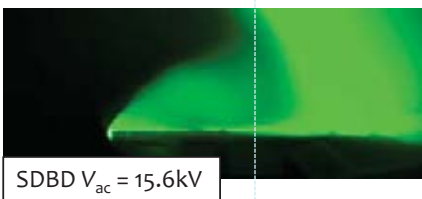
AoA=12deg, U=5m/s
 二次渦領域が拡大
 DBD-SD時、渦中心が上方へ
 浮き上がっている



TED-DBD駆動時の渦構造の変化



AoA=8deg, U=5m/s
 渦中心は翼面へ接近する
 中心軸方向へ移動



効率的な制御手法の開発：現在までに得られた知見

デルタ翼機に発生する前縁剥離渦や剥離流を プラズマアクチュエータで制御するための 基本コンセプト実証を行った

TEDプラズマアクチュエータによって前縁剥離渦の
位置制御が可能であることを確認した

単一の電極配置で、印加電圧を変更することにより
異なった流れ場が生成可能であることが確認された
特定の条件において顕著な揚力の上昇を観察した