

## No.8

## 航技研極超音速風洞における 09HOPE 熱対応風試について

藤井啓介、穂積弘一、津田尚一、小山忠勇（航技研）  
若松逸雄（NASDA）

## A Comparison Test on Aerodynamic Heating around 09HOPE in NAL

## Hypersonic Wind Tunnel

Keisuke FUJII, Koichi HOZUMI, Shoichi TSUDA, Tadao KOYAMA (NAL)  
and Itsuo WAKAMATSU (NASDA)

## 概要

現在設計が進められている有翼宇宙往還機 HOPE-X の空力加熱データ取得の目的で NASDA 発注により平成 8 年及び 9 年に AEDC VKF tunnel B, C において試験が実施されていた。今回これらとの対応風試を航技研極超音速風洞において行ったのでそれらの結果の比較について報告する。模型は基準長 576mm の 3.6%HOPE であって、今回の風試では表面上のおよそ 400 個所に埋め込まれた加熱率センサの一部を用いて空力加熱を計測した。AEDC において行われたケースに完全に対応したデータは必ずしも得られていないが、14Run、43 ケースの試験を行った。

## 1. 序

有翼宇宙往還技術試験機である HOPE-X の開発・設計には空力特性や熱空力特性の予測が極めて重要であることはいうまでもないことだが、予測における誤差の評価もまた重要な課題の一つとなっている。その誤差の原因の一つとなっている風洞試験における誤差を例にとっても気流（エンタルピ、マッハ数、一様流乱れなど）、模型、支持方法、計測法、データ処理などの違いが影響してくるものと考えられ、それらの改善のためには異なる風洞間の対応風試は重要な情報となる。そのようなことから、米国 AEDC VKF tunnel B, C において実施された 07, 09HOPE 熱風試に使用した同一の模型、センサを使用して航空宇宙技術研究所極超音速風洞において熱対応風試を行った。ここではその結果について報告する。両風洞は Mach 数、Reynolds 数、気流エンタルピ、ノズル出口径とも似た特性を持っており、対応風試として適している。

## 2. 風洞試験

## 2-1. 試験条件

本風試は対応風試であるという性格上まず NASDA 発注により AEDC において実施され今回比較の対象となっている試験の試験条件を表 1 に示す。2 回に分けて行われた AEDC 熱風試の 1 回目(AEDC07HOPE 風試)は一様流 Mach 数  $M_\infty \approx 10$  の試験が行われ、計測点は 300 点である。それに対し 2 回目(AEDC09HOPE 風試)はその後に生じた設計上の必要性のためになされた細部における形状変更と、エレボン端部、OME, RCS スラスタ回りなどを含む局所加熱計測点の追加により総計約 400 点の加熱率センサが埋め込まれた。しかし 2 回目の風試には試験  $M_\infty \approx 10$  の試験ケースがなかったため、ここでは  $M_\infty \approx 8$  のデータのみとの比較をした。

航技研における試験では同表のとおり  $M_\infty \approx 10$ 、 $Re_L = 1.07 \times 10^6$ ,  $1.69 \times 10^6$  で行った。

## 2.2. 模型、センサ

模型は図 1 に示される 09HOPE、3.6%( $L=576\text{mm}$ )である。図 2 には 07HOPE からの変更箇所を示す。

回転中心位置は模型上で  $x/L=0.455$  付近(模型中心位置からは約 26mm 前方)とやや前方に位置したため、気流ブレークが比較的早い迎角でおきてしまい、圧縮波によると思われる影響が生じたケースがあった。

センサはいずれも Schmidt-Boelter gage であり、校正係数は AEDC 風試の際に使用された値そのものを用いた。

この模型はセンサ数が多く 1Run の通風で一度に全点のデータを取得することが不可能であったため模型上のセンサを表 2 に示されるようにグループ分けをし、数回に分けて計測することとした。その際模型センターライン上のセンサは各 Run の再現性等を見るために常に計測することとした。しかしそれでも全点の計測を行う事が困難であったため、チップフィン、ラダー周りの計測は断念した。

## 2.3. 試験方法

試験方法としては、前述のセンサ特徴を生かして高速投入装置ではなく主模型支持装置を用いてピッチアンドボーズモードで迎角、横滑り角を変え、1Run の通風中に数ケースのデータを取った。迎角、横滑り角変更の時間間隔は約 3.0 秒とした。

## 2.4. データ処理

各センサは加えられた加熱率に比例した電圧と、センサの表面温度(J 熱電対)とを出力するもので、それら出力と、風洞静点量計測値( $P_0, T_0$ )とから Stanton 数比( $St/St_{ref}$ )の時刻歴を求め、その後各ケースで平均操作を行った。Stanton 数は、以下のように一様流状態量と総エンタルピを基にしたもので整理した。

$$St = \frac{q}{\rho_\infty u_\infty (h_0 - h_w)}$$

また  $St_{ref}$  は reference 球(HOPE 模型頭部に相

$$St_{ref} = \frac{0.76 Pr^{-0.6} (\rho_\infty \mu_\infty)^{0.4} (\rho_w \mu_w)^{0.1} \sqrt{\left(\frac{du_e}{dx}\right)_s}}{\rho_\infty \mu_\infty}$$

当: $r=18\text{mm}$ ) 凝点における Fay & Riddell 予測  $St$  数である。今回の試験での気流凝点温度は約 1100K となるため、データ処理の中で総エンタルピとして振動温度による  $C_p$  の温度依存性を以下の式に示されるように考慮したものを用いた<sup>1)</sup>。

$$h = C_{p\_perfect} \left( T + \Theta \frac{\gamma_{perfect} - 1}{\gamma_{perfect}} \frac{1}{e^{\frac{\Theta}{T}} - 1} \right)$$

ここで

$$\Theta = 3056(K)$$

$$\gamma_{perfect} = 1.4$$

としている。これによると  $T=1100K$  の場合は、完全気体の仮定と比べ  $h_0-h_{T=100K}$  の計算値は約 7.2%増となる。

Stanton 数比の平均操作は迎角、横滑り角が定まった約 2.0 秒後から 2.5 秒後までの約 0.5 秒間の平均値を用いた。その間の値が一定とならず圧縮波の影響とが有りうると考えられたものに関しては N.G.データとした。不具合センサ、N.G.データは表 3 に示す。

## 3. 試験結果

### 3.1. 大きい模型ブロックの影響

計測結果の一例を図 3 に示す。模型投入、迎角変更後各センサにおける出力は迎角実測履歴に対応して約 1 秒ではほぼ一定値で安定することがわかる。この Run では、迎角 40deg となるとほぼ同時に気流がブレークしている。

模型ブロック比が大きくなると気流が測定室内に徐々に溢れ出ていき、測定室圧力が上昇する。その圧力が急激に上昇してブレークにいたるわけであるが、それに伴いノズル壁圧が上昇していき境界層が剥離しそこから圧縮波が発生す

る。その圧縮波が模型に当たるとき計測値に影響が出ると予想されるので測定室圧力、ノズル壁圧（ノズル出口より上流 200mm 位置）に加え、模型より上流にピトープローブを取り付け（ノズル出口より下流 250mm、風洞中心軸から 400mm）、この圧縮波を捕らえる事を試みた(図 4, 5)。このピトー圧が実際に上昇したケースに関してはデータ不取得とした (Run#662:  $\alpha=40\text{deg}$ ,  $\delta_{\text{eleven}}=-5\text{deg}$ ,  $\delta_{\text{tr}}=20\text{deg}$ )。実際、大迎角をとる事で気流のブレーク前にもエレボン、ボディフラップの後端付近および底面部、背面部の加熱率計測値に影響が生じたケースがあった。ここで影響が生じたか否かの判断は図 3 のように加熱率計測値が一定迎角の間に安定しているかで行っているが、前述のピトー圧上昇以前においてもみられた。これは今回の模型が大きなものである上に回転中心位置が前方に位置していたため圧縮波がピトー管を横切る前に模型にあたってしまったものと考えられる。底面、背面へは更に早い時期で影響が出てしまっているようであったが、加熱率の絶対値が小さいため、中心線以外の点では影響が出ているのかいないのか判断ができない箇所もあった。

### 3-2.再現性

図 6 に胴体中心線上の加熱率分布を示す。各迎角で実線が  $Re_{\infty}=1.69 \times 10^6$ 、点線が  $Re_{\infty}=1.07 \times 10^6$  における結果を示す。各迎角で高 Reynolds 数条件では境界層遷移とみられる加熱分布が得られ、迎角が小さいほど前方からおきているようである。データの再現性は低 Reynolds 数条件ほど良く、また模型後方ほど悪くなっている。Run651、Run657 が特に他のデータと比べ異なっているが、再現幅はおおよそ 10-20% にもなった。

## 4. 結果比較

AEDC 風試データとの比較は  $M_{\infty}=10$  の試験データのあるセンサに関してはそのデータ (AEDC07HOPE) と、またそれがないセンサ(主にエレボン端部、底面部、その他)に関しては  $M_{\infty}=8$

(AEDC09HOPE) のデータとの比較を行った。

### 4-1.胴体下面中心線

一様流 Reynolds 数、Mach 数がほぼ等しいケース ( $\alpha=25\text{deg}$ ,  $30\text{deg}$ ,  $35\text{deg}$ ,  $40\text{deg}$ ) で比較した結果を図 7 に示す。よどみ点近傍では両者は比較的一致したが  $x/L=0.1$  以降では今回の試験結果は低めの結果となっている (10%程度)。境界層遷移時期や、その迎角依存性に関しては両者には良い一致が見られた。

### 4-2.主翼前縁

前縁近傍に関しても胴体下面中心線上と同様に今回の試験結果は 5-10%程度低い値となったが、迎角効果、その他の傾向は一致した(図 8)。絶対値が異なる原因についてはやはり不明である。

### 4-3.エレボン下面

図 9, 10 に  $\alpha=30\text{deg}$ ,  $40\text{deg}$  におけるエレボン下面上の加熱率分布を各舵角ごとに示す。図中、実線、破線、点線はそれぞれ今回の風試結果 ( $M_{\infty}=9.64$ )、AEDC07HOPE 風試結果 ( $M_{\infty}=9.95$ )、AEDC09HOPE 風試結果 ( $M_{\infty}=7.93$ ) を示す。AEDC07HOPE 風試結果と比較すると特に  $\eta=0.1$  (胴体側)において分布が異なっている事が分かる。しかし  $M_{\infty}$  の異なる AEDC09HOPE 結果との比較ではむしろ良く一致している。これは 07HOPE 模型から 09HOPE 模型への変更としてなされたエレボン舵面端部形状が影響しているものと考えられる。

### 4-4.エレボン端部 (内舷側)

エレボン端部加熱は局所的に高い加熱率にさらされることが予想されるため AEDC09HOPE 風試の際に新たに追加された計測箇所である。HOPE-X が迎角をとった際に下面の流線が曲がり、局所的にエレボン端部にぶつかるため、エレボンの内舷側コーナ部付近が高い加熱にさらされると予想される。図 11 に AEDC09HOPE 風試結果



( $M_\infty=7.93$ )との比較を示す。分布、迎角舵角効果など傾向が良く一致している上、加熱率絶対値もまた良く一致した結果となっているといえる。ここで、 $\alpha=30deg$  の図では参考のため 1Run の間に 2 回データをとっている所以他们を実線と破線によって示している。

#### 4-5. 背面

模型背面側における加熱は一般的に低い加熱率となるが、その絶対値、分布を予測することは重要である。ここでは代表的な胴体中心線上における加熱率分布について比較する。図 12 に AEDC07HOPE 風試結果( $M_\infty=9.95$ )との比較を示す。胴体下面における比較結果を考慮すると両者は良く一致しているといえる。

大迎角では前述のとおり模型背面後端付近でデータが得られなかった箇所がある。これはノズルからの圧縮波が直接影響を及ぼしたとは考えにくいので、スティングに沿って干渉が出たものと考えられる。

#### 4-6. 底面部

HOPE-X 底面部には RCS や、OME などがあり複雑な形状をしているが、AEDC09HOPE 風試ではこれらの熱環境を推測するための加熱率計測を行っていた。その際、舵角の組み合わせによって、予想以上に高い加熱が観察されたこともあり、今回比較を行った。特に高い加熱が見られていた RCS ポッド部のセンサ#384-386 は、エレボン、ボディフラップ舵角に対応してほぼ一致したレベルの加熱が観察された(図 13)。ただし図 14 に示されるように支持スティングに極めて近い後流部分であることと、絶対値がセンサ精度に近い小さな値であることなどから、絶対値の詳細な議論は無意味と考えられる。センサ#384,385 で Run662 の結果が AEDC における  $\delta_2=-5deg$  のケースと傾向、レベルとも一致していた。また  $\delta_2=-5deg$ 、 $\delta_{LF}=20deg$  である Run663 では小さな値を取っており、加熱率は両舵角に大きく影響されることが

わかった。

OME における結果を図 15 に示す。傾向はほぼ一致していることがわかった。

### 5. 結論

同一の模型、センサを用いて AEDC VKF tunnel B,C で行われた HOPE 熱風試の対応風試を航技研極超音速風洞において実施した結果、迎角効果、舵角効果など加熱分布への影響は良く一致した結果が得られたが、胴体下面、前縁近傍では全体に 5-10%程度低い値が得られた。Reference 球蹴点加熱率の測定、比較が今後更に必要と考えられる。

### 6. 参考文献

- 1) Ames research staff, "Equations, Tables, and Charts for Compressible Flow", NACA report 1135, 1947

$M$	$Ra$ ( $\times 10^6$ )	$P$ (MPa)	$T$ (K)
AEDC			
9.95	1.68	4.33	989. (07HOPE)
7.93	1.68	1.24	683. (09HOPE)
NAL			
9.59	1.07	2.50	1100. (nominal)
9.64	1.69	4.00	1100. (nominal)

表 1. 風試気流条件

センサ位置	センサ数	配分センサ
(A)胴体センターライン	20 点	1-19, 265
(B)主翼下面	98 点	
主翼下面	77 点	20-95, 288
前縁	21 点	96-116
(C)エレボンまわり	87 点	
エレボン下面	15 点	130-144
胴体側面部	12 点	300-310, 391
エレボン端部	43 点	321-353, 372-376, 396-400
主翼近傍	3 点	297-299
ギャップシール	2 点	383, 387
エレボン上面	9 点	145-153
フリッパドア部	3 点	363-365
(D)BF まわり	17 点	
BF 下面	13 点	117-129
BF 端部	4 点	317-320
(E)主翼上面等	80 点	
主翼上面	29 点	154-182
胴体側面	41 点	187-227
胴体追加分	4 点	392-395
カーゴベイまわり	4 点	287, 377, 378, 380
前方 RCS	2 点	381, 382
(F)ベースまわり	12 点	
SB	6 点	311-316
後方 RCS	3 点	384-386
OME	3 点	388-390
(G)チップフィンまわり	86 点	
TF 外側	27 点	228-254
ラダー外側	12 点	273-284
TF 内側	21 点	183-186, 255-264, 266-272
ラダー内側	10 点	285, 286, 289-296
ラダー端部	9 点	354-362
ラダーヒンジ部	1 点	379
TF キャップ部	6 点	366-371

## 計測点配分

1. A + B	118 点	下面
2. A + C + D + F2	127 点	エレボン、BF
3. A + E + F	112 点	上面、SB
( 4. A + G	106 点	ラダー )

表 2. 対応風試模型センサ配分

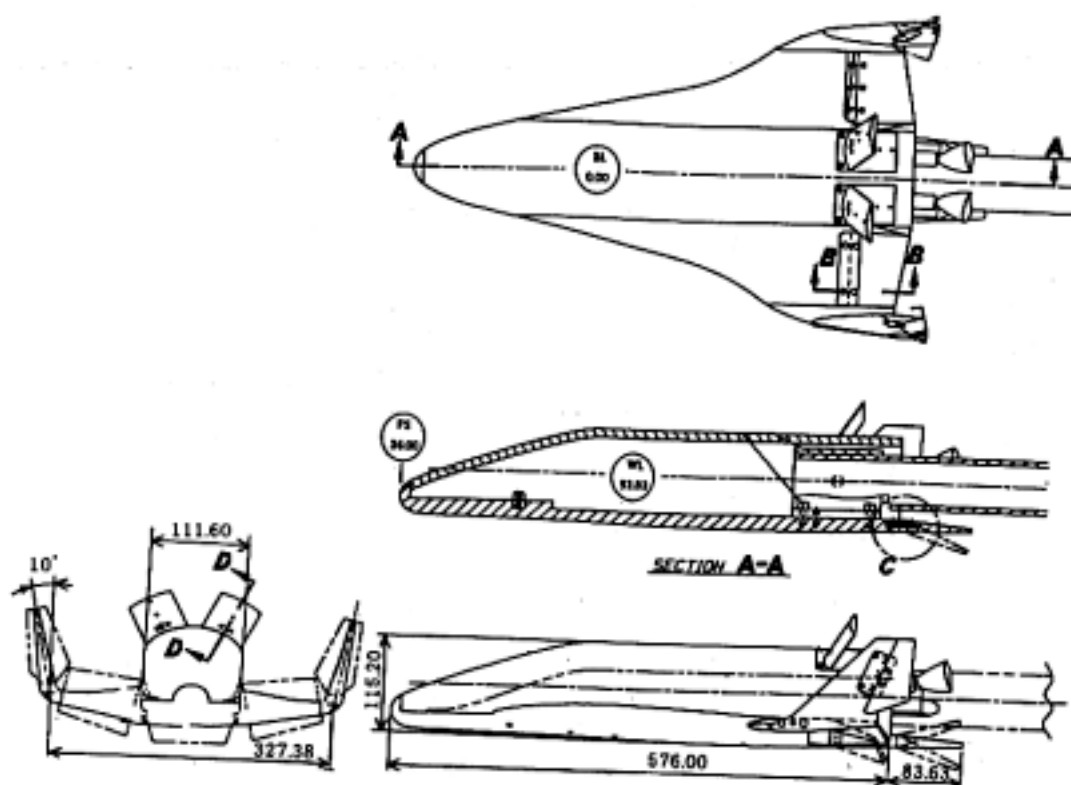
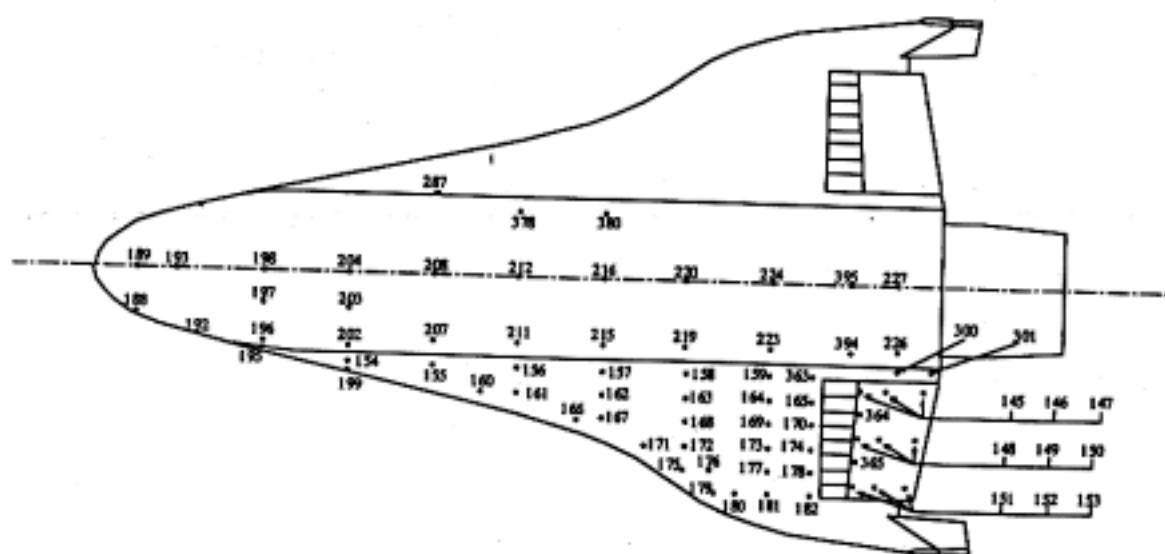


図 1-1. 風洞試験模型 3 面図



(注) 数字はセンサ番号を示す  
以下同様

図 1-2. 胴体、主翼上背面センサ

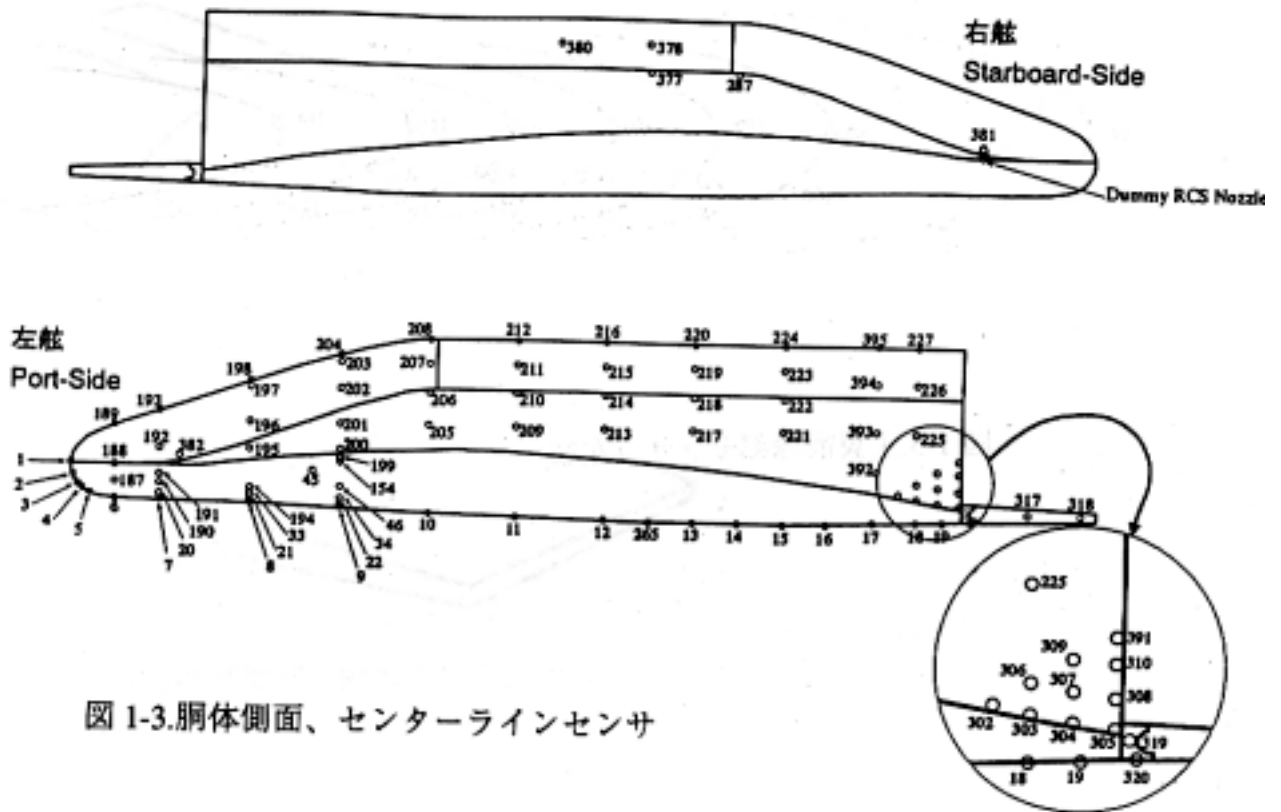


図 1-3.胴体側面、センターラインセンサ

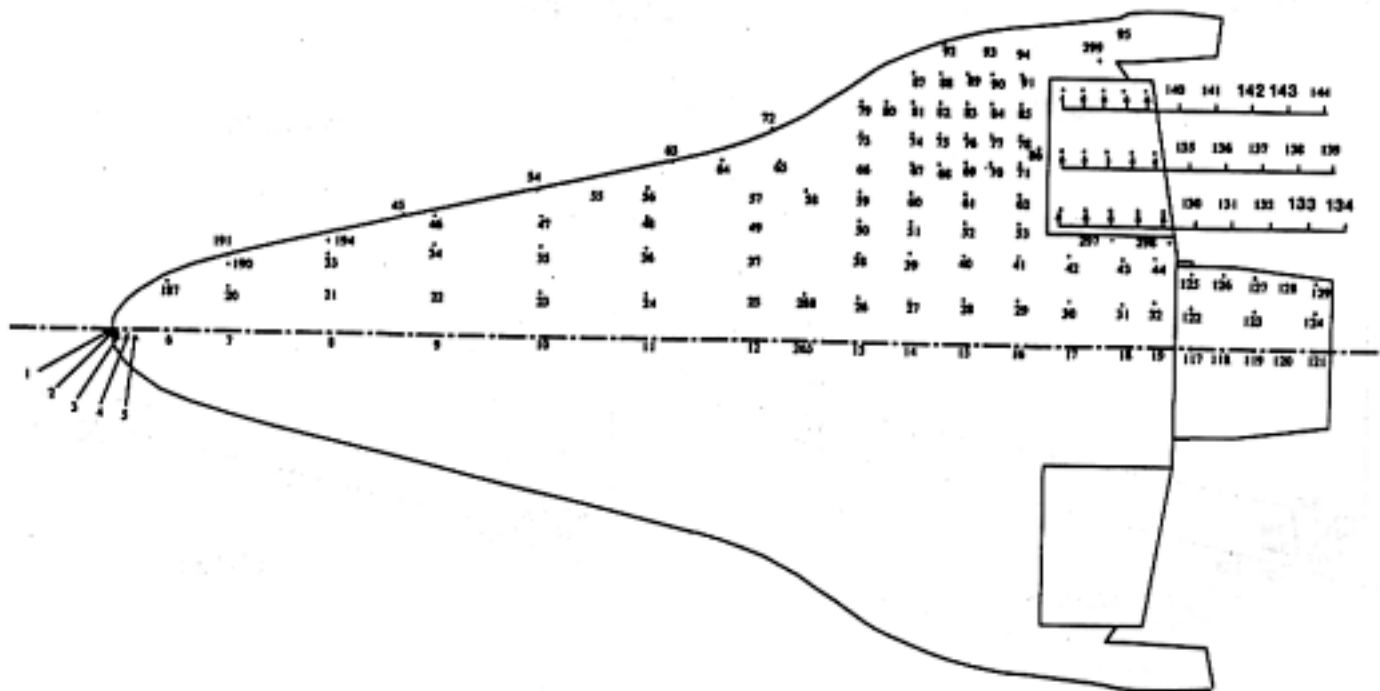


図 1-4.胴体、主翼下面センサ

左舷のみ  
Port-Side only

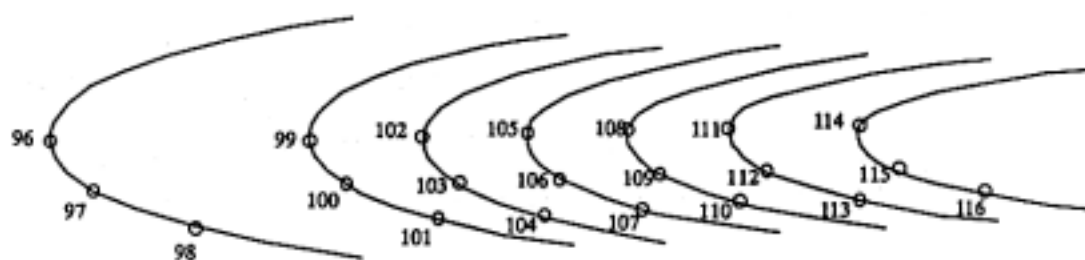


図 1-5.主翼前縁部センサ (左舷)

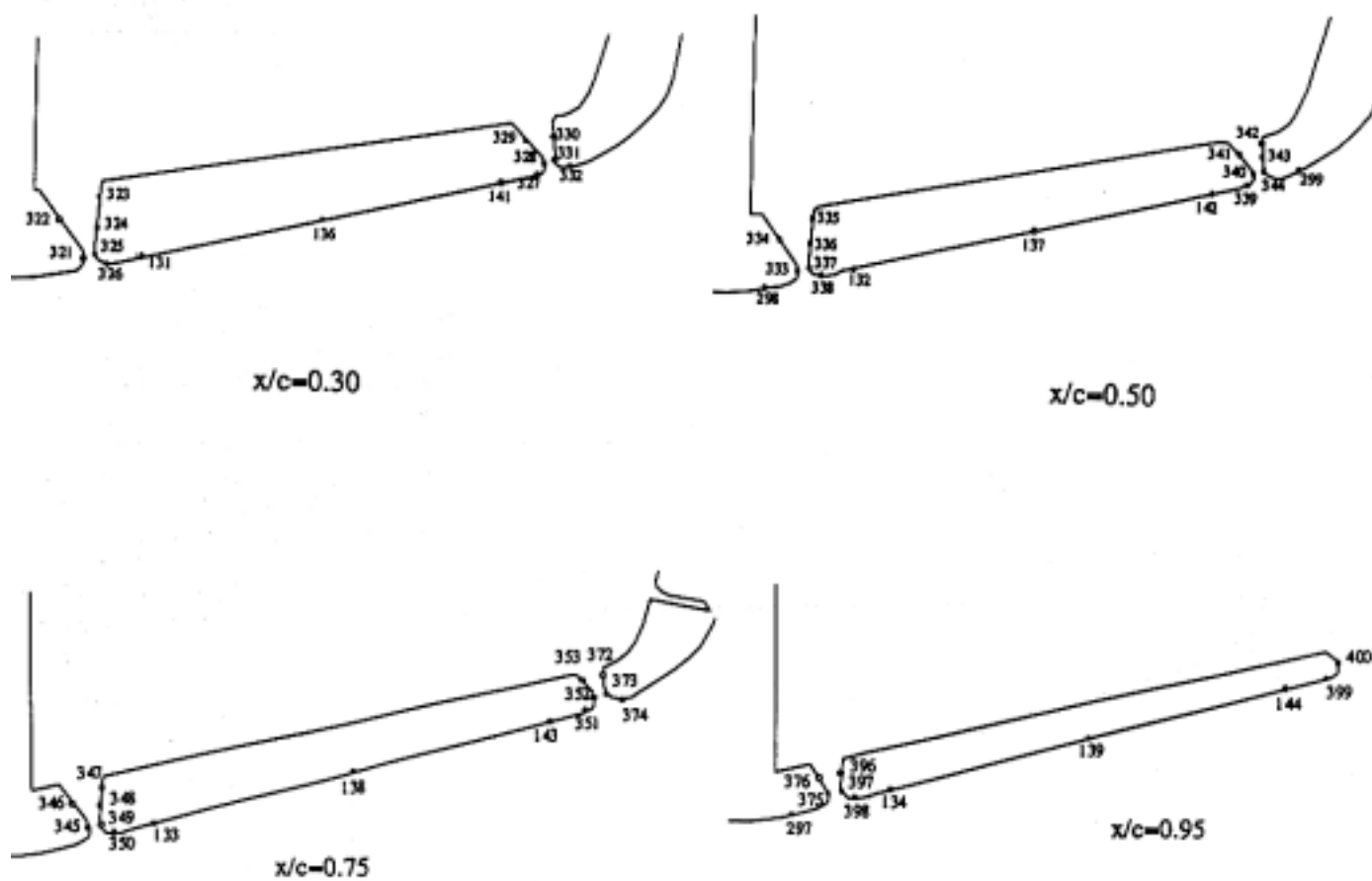


図 1-6.エレボン、エレボン端部センサ





不具合センサ #1, #113, #334, #364

断線#344 (Run653,654,655,656)

断線#341 (Run653)

通風中に断線したもの(Run656, $\beta=3\text{deg}$ ) #397

模型投入後のデータの安定が遅いもの (初めの 2step は過渡状態での平均) #318

計測値の時間変化が収まらないことがあったセンサ #147, #150, #153, #300,  
#301, #319, #352, #383, #400

ブレーク直前のために影響が出たセンサ

Run655  $\alpha=40\text{deg}$  121,124,129,145-153,306-310,391,317-319,322-324,364,365,383-386

Run658  $\alpha=40\text{deg}$  147-153,299,302-310,317-319,322,341,363,372,376,384-386

Run660  $\alpha=40\text{deg}$  145-153,306-308,318,363,365,372,384-386,391

Run662  $\alpha=40\text{deg}$  18,19,117-124,132-134,145-153,297,298,300-310,317-  
320,322,335,363,364,375,383-386,391

$\alpha=30\text{deg}(2)$  117-124

Run663  $\alpha=40\text{deg}$  220,224,227,395 (,おそらくベース内も)

表 3. 不具合センサ及びブレーク直前のために影響の出たセンサ

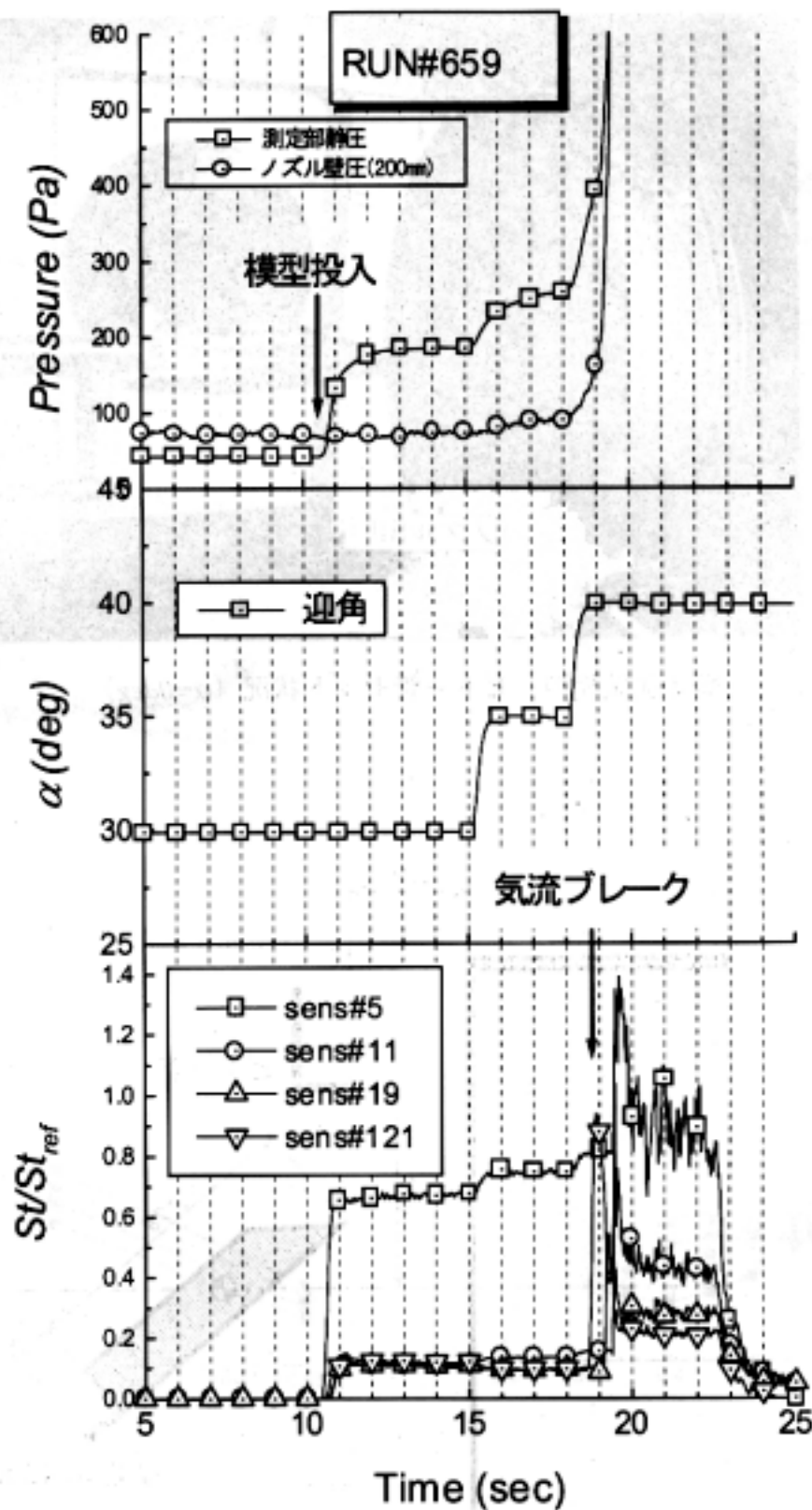


図 3. 実験結果例

(Run#659,  $Re_\infty = 1.07 \times 10^6$ ,  $\delta_{civon} = 20 \text{ deg}$ ,  $\delta_{BF} = \delta_{SB} = 0 \text{ deg}$ ,  $\alpha = 30, 35, (40) \text{ deg}$ )  
 測定室圧力、ノズル壁圧、迎角、胴体下面上中心線上加熱率の関係

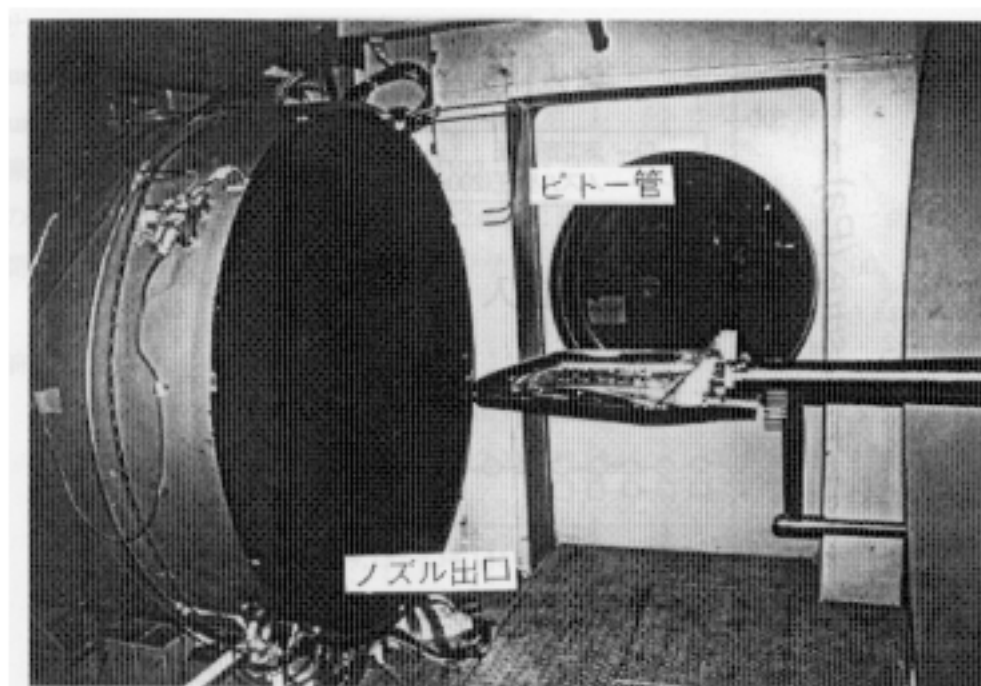


図 4. 風試模型、ピトー管セット状況 ( $\alpha=0deg$ )

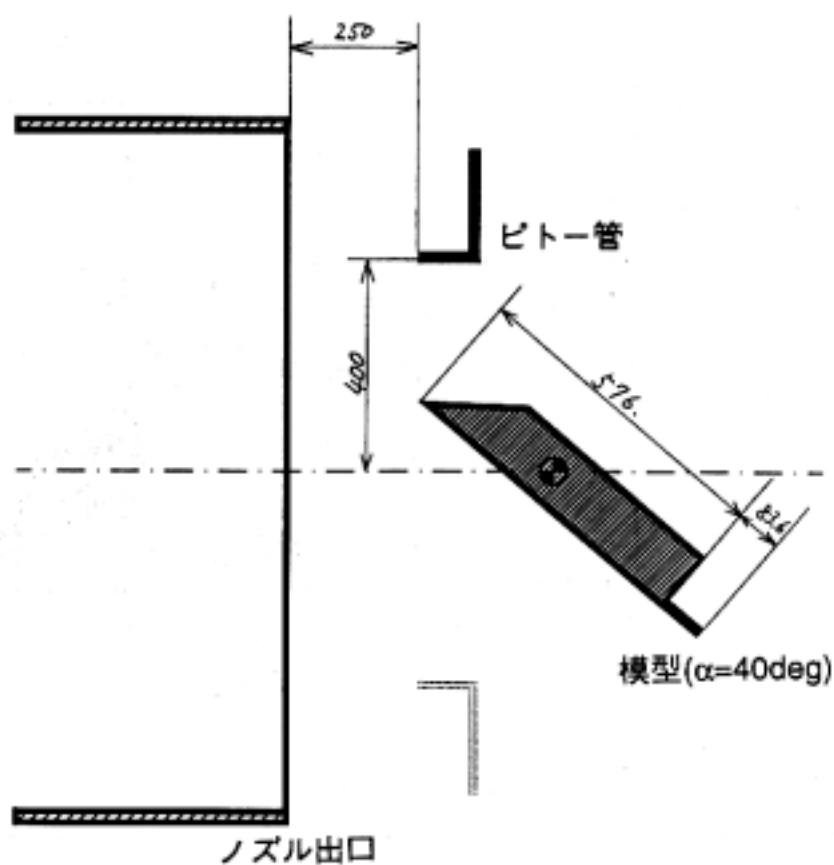


図 5. 模型 ( $\alpha=40deg$ )、ピトー管、ノズルの位置関係





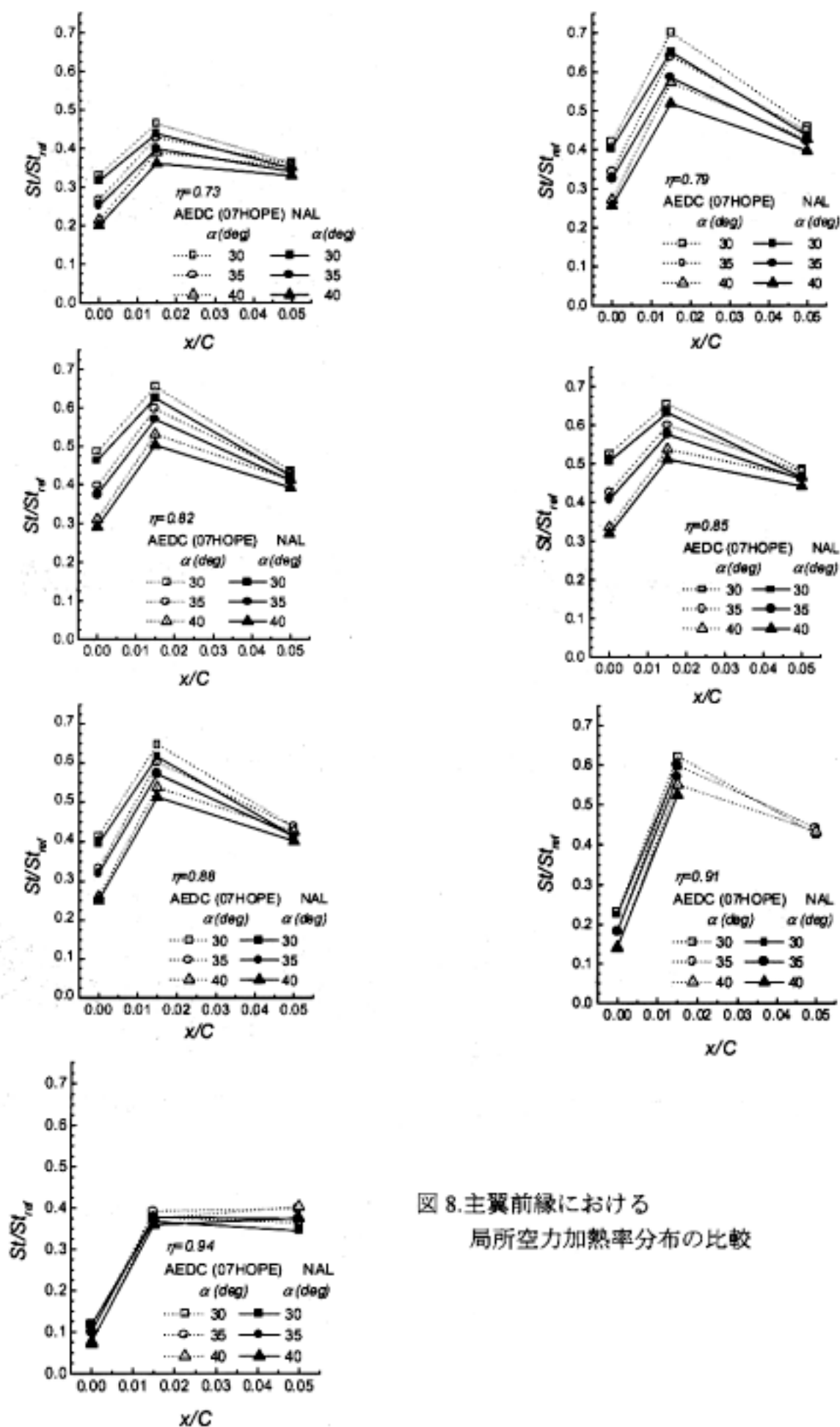


図 8.主翼前縁における  
局所空力加熱率分布の比較

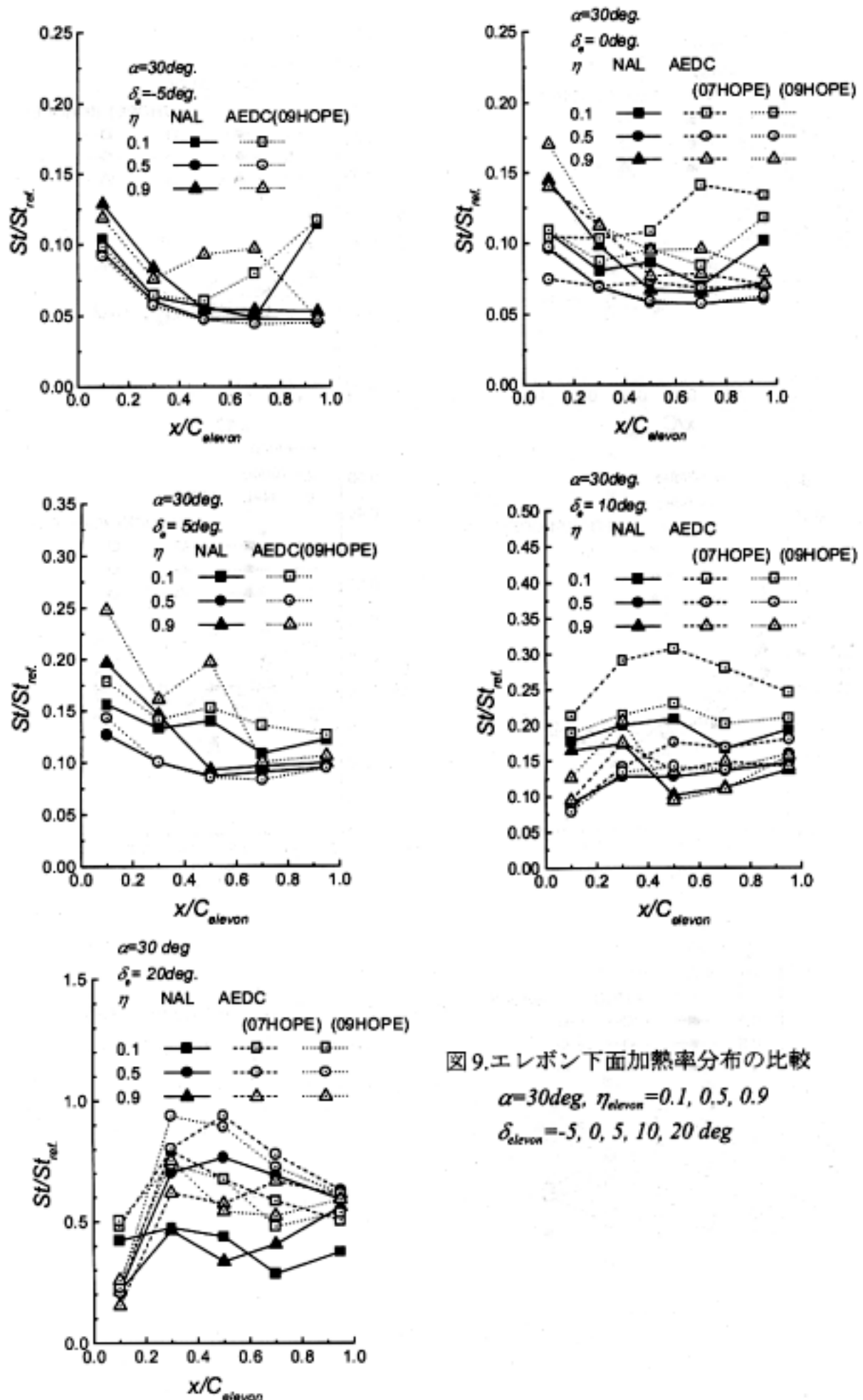
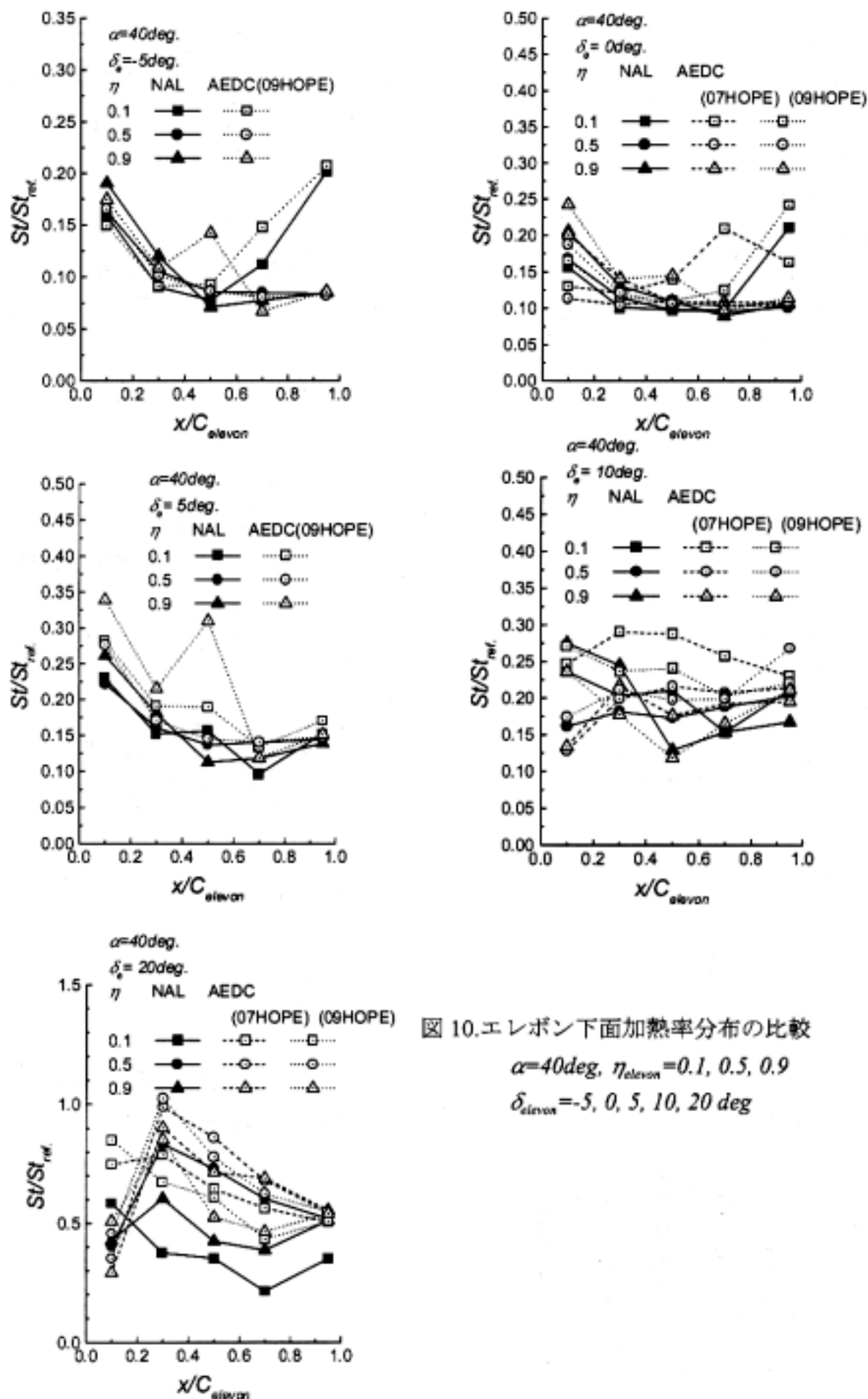


図9.エレボン下面加熱率分布の比較

 $\alpha=30deg$ ,  $\eta_{elevon}=0.1, 0.5, 0.9$  $\delta_{elevon}=-5, 0, 5, 10, 20 deg$





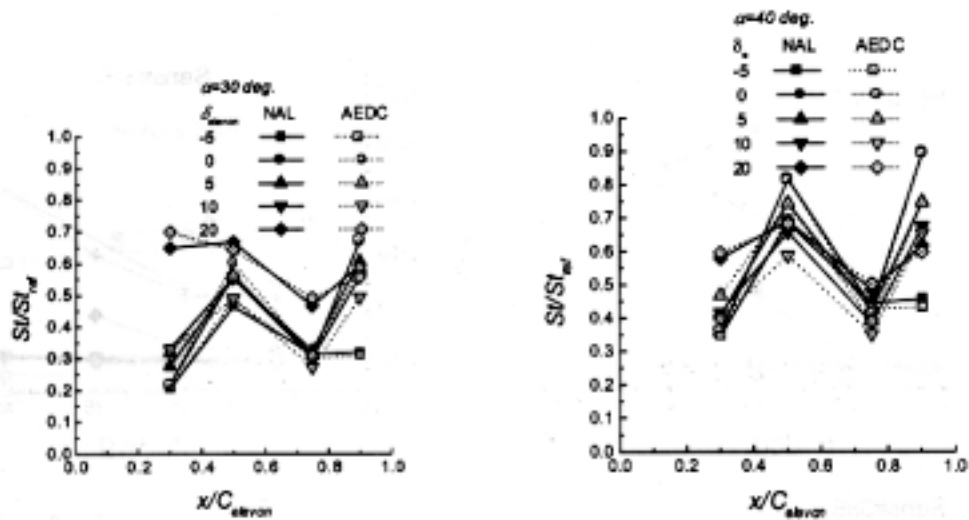
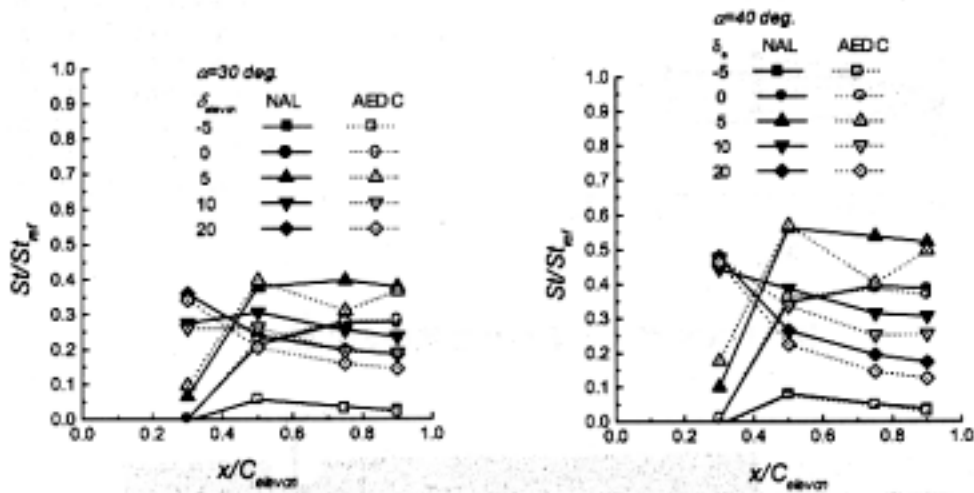
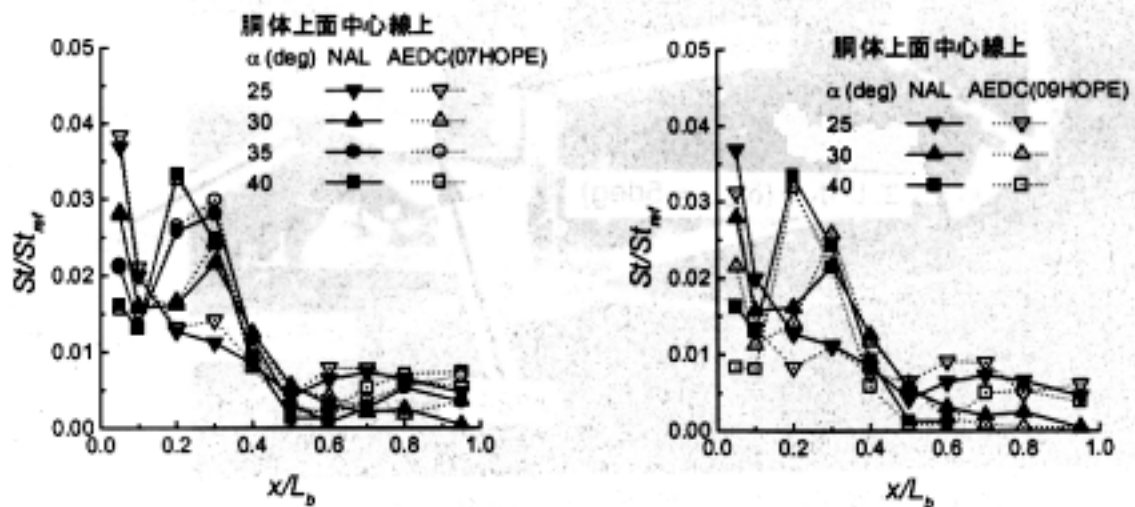
(a) エレボン内舷角 R 開始部( $\alpha=30\text{deg}$ ) (b) エレボン内舷角 R 開始部( $\alpha=40\text{deg}$ )(c) エレボン内舷側面( $\alpha=30\text{deg}$ )(d) エレボン内舷側面( $\alpha=40\text{deg}$ )

図 11.エレボン端部加熱率分布の比較



(a) AEDC 07HOPE(M10)風試との比較

(b) AEDC 09HOPE(M8)風試との比較

図 12. 胴体上面对称面内加熱率分布の比較

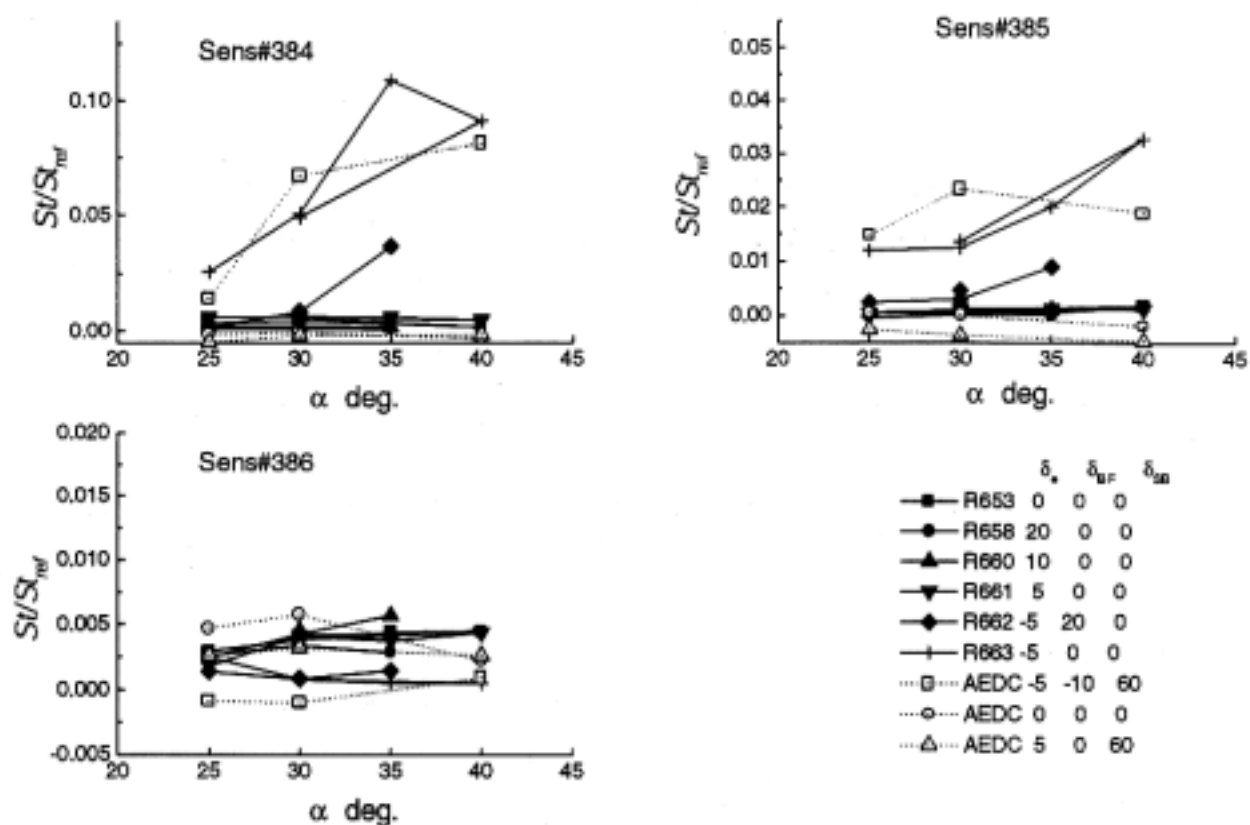


図 13.RCS ポッドまわり加熱率の比較

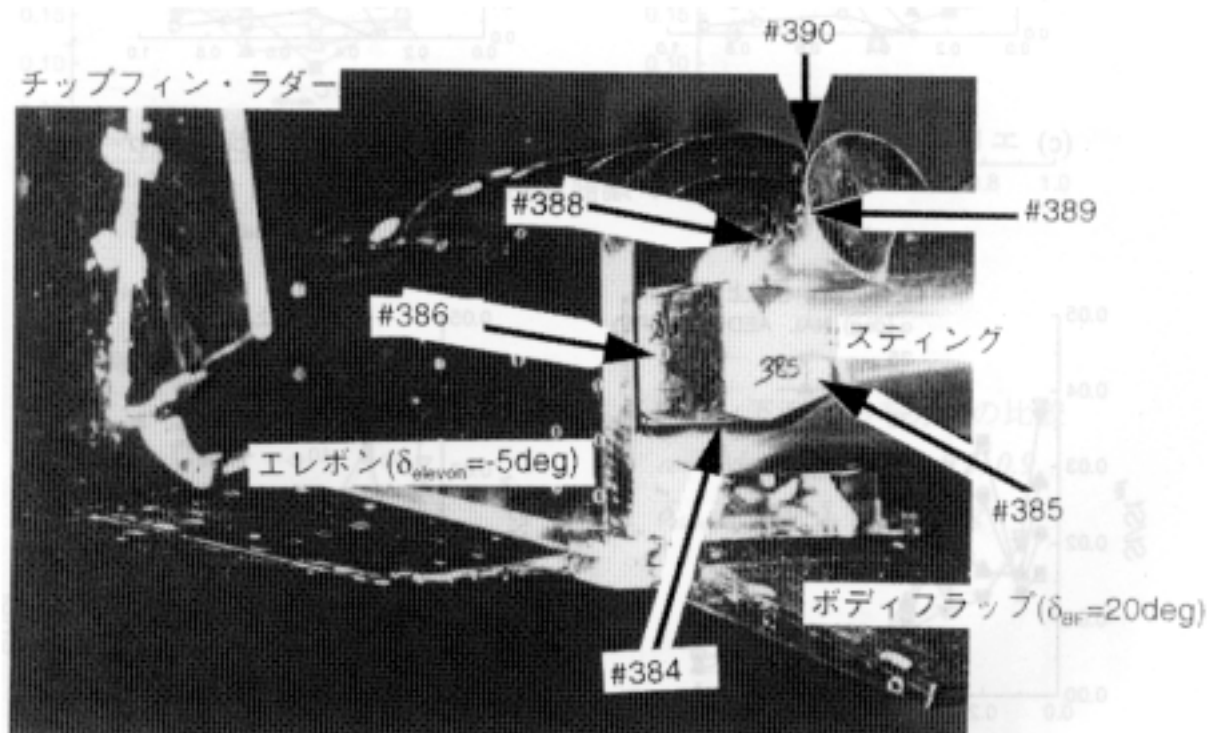


図 14. 模型底面部 (RCS ポッド、OME、スティング)

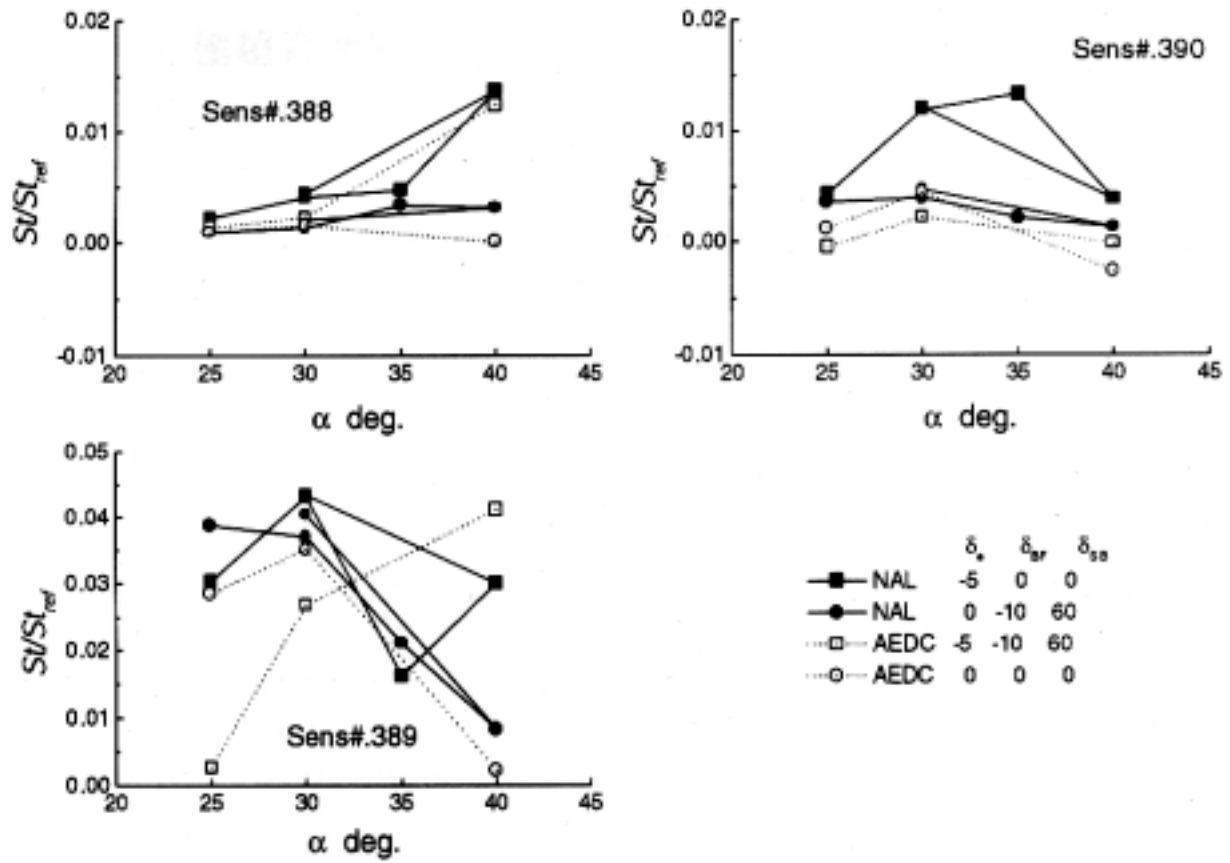


図 15. OME まわり加熱率の比較

