

プロペラと機体胴体周りの 自動格子生成ツールの紹介

田辺 安忠

JAXA 航空技術部門 航空利用拡大イノベーションハブ
エアモビリティ設計技術チーム

発表内容

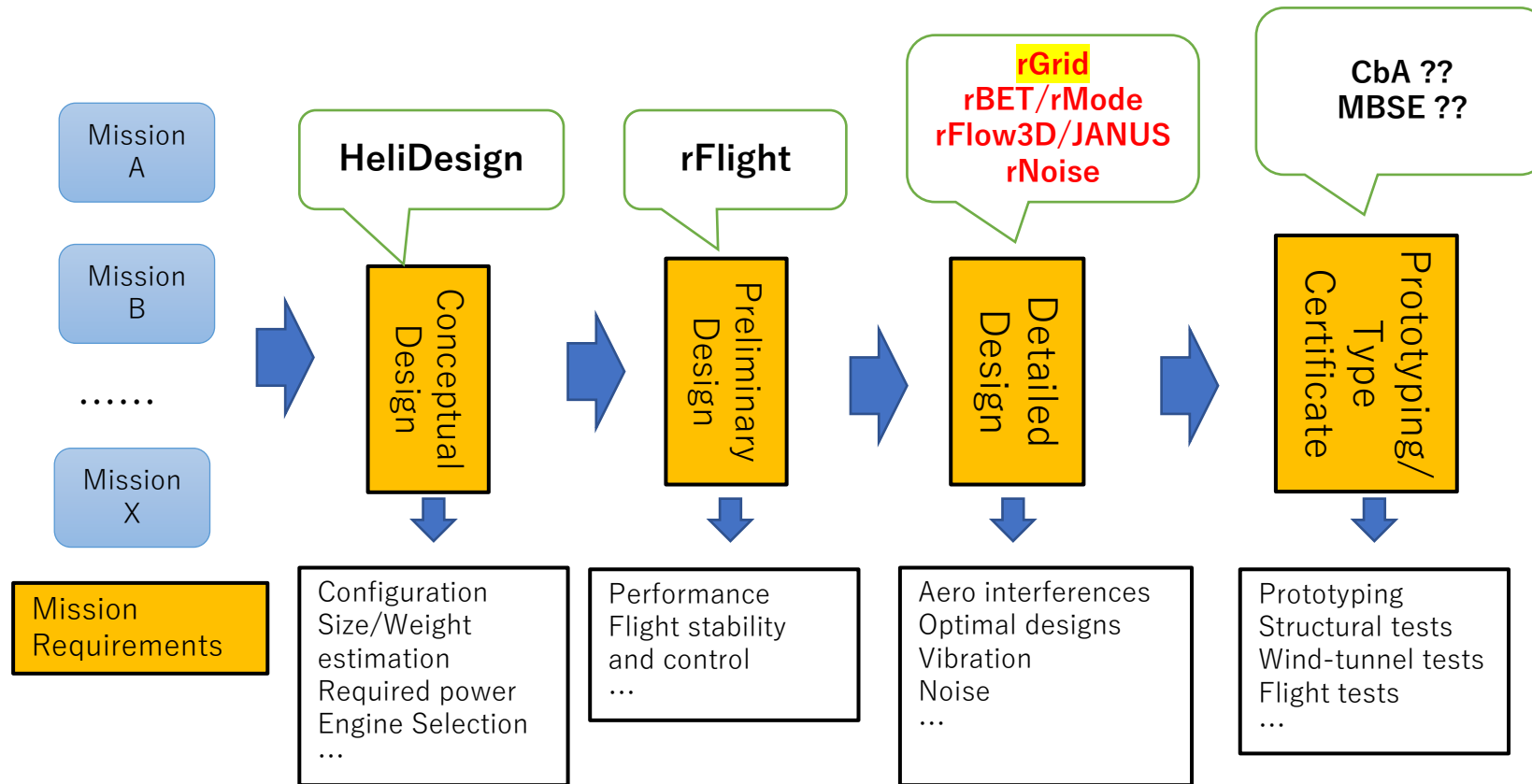
- 背景
 - JAXAが開発提供している回転翼機向け解析ツール群
 - 現在のrGridツール群概要
- プロペラ周りの自動格子生成ツール<GridGen_Propeller>
- 胴体周りの自動格子生成ツール<GridGen_Fuselage>
- 計算例
- まとめ

JAXAが開発提供している回転翼機向け解析ツール

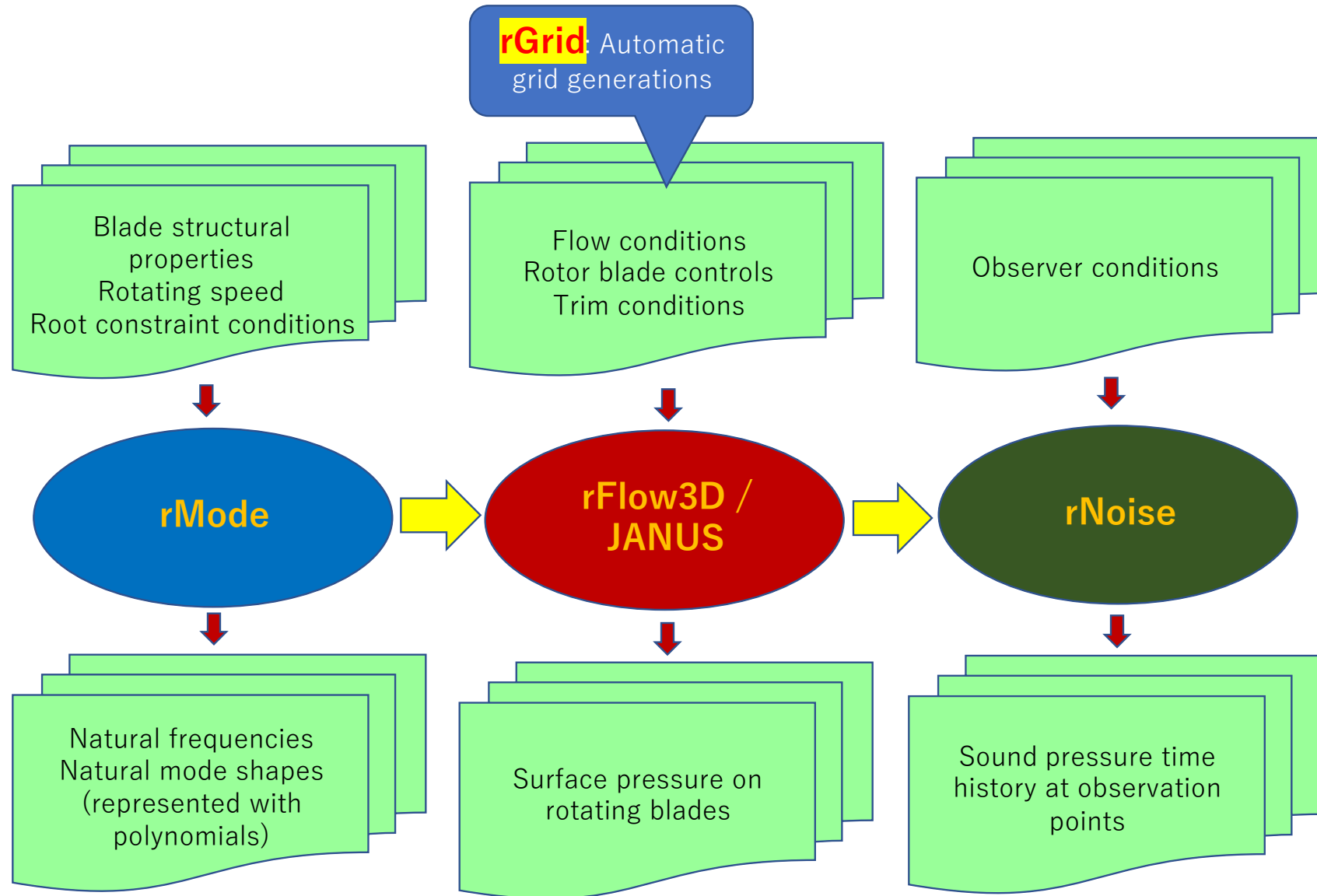


- **HeliDesign** – Sizing of a rotorcraft (内部利用)
- **rFlight** – Trim, performance, flight dynamics modelling (内部利用)
- **rBET/RMT** – Low fidelity fluid/structure coupling analysis
- **rMode** – Natural frequencies and modes of a rotating blade
- **rGrid** – Automatic grid generation for CFD
- **rFlow3D/JANUS** – CFD/CSD/Trim coupling Analysis
- **rNoise** – Noise prediction

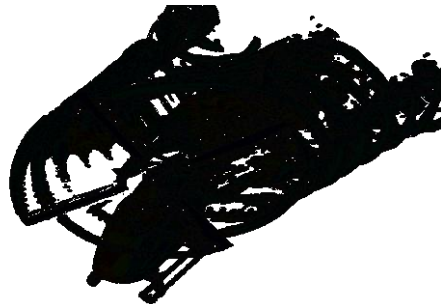
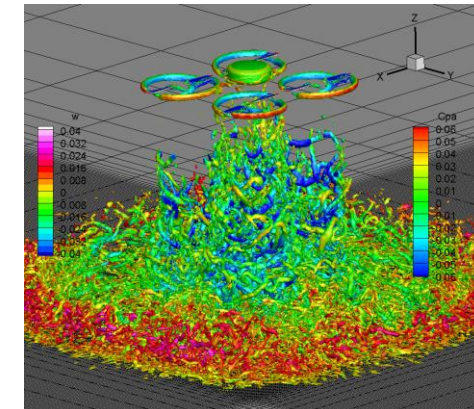
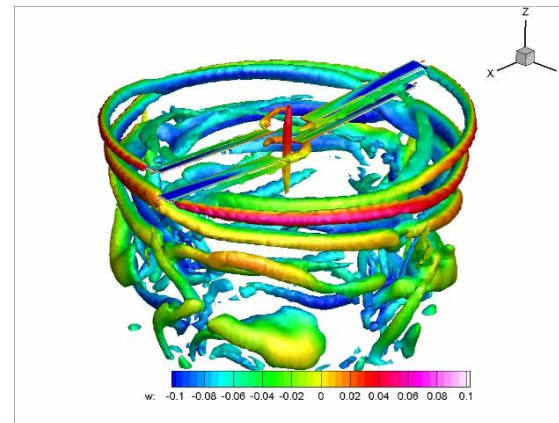
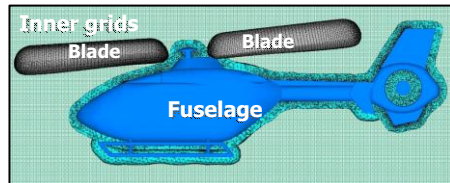
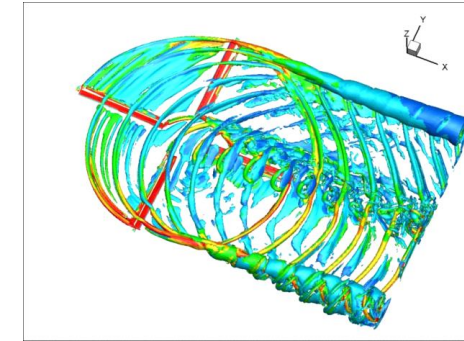
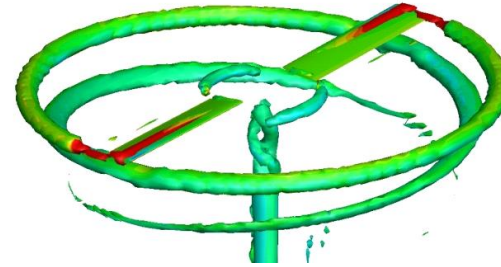
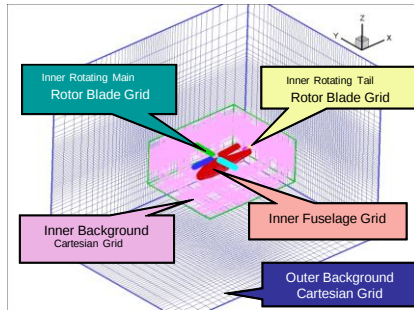
Rotorcraft Analysis Tools vs Design & Development Phase



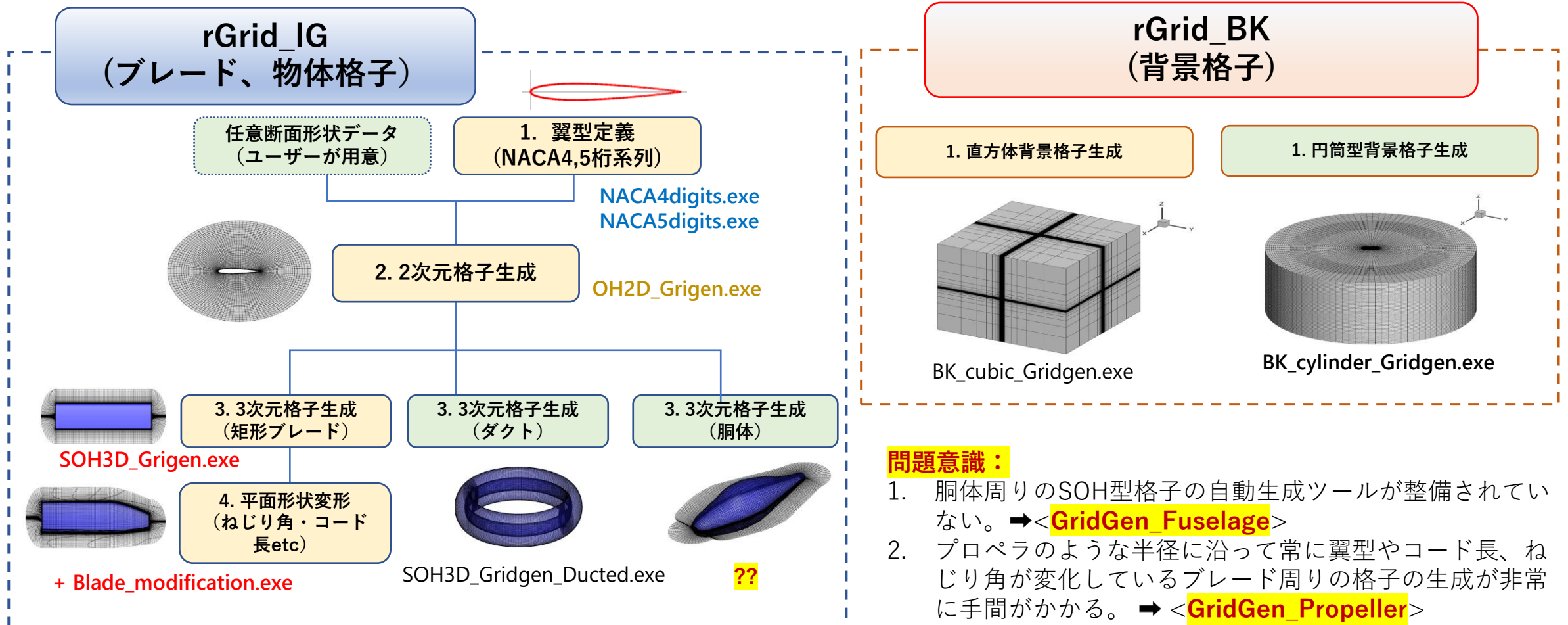
High-Fidelity Analysis Toolchain at JAXA



rFlow3D/JANUS Samples



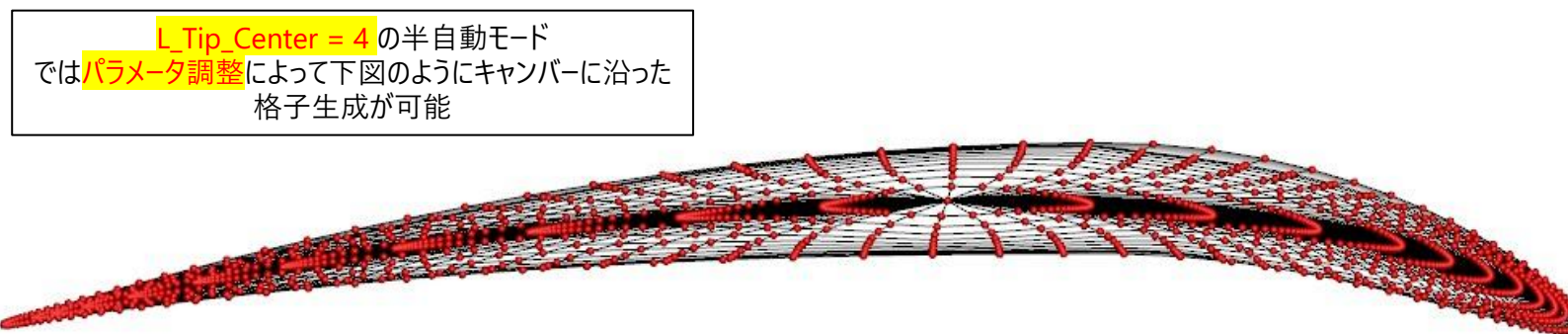
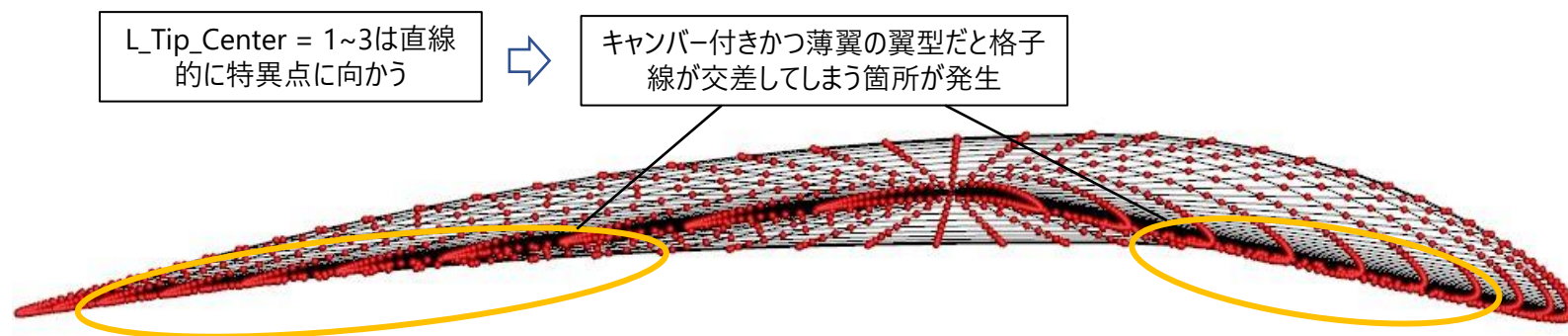
rGrid 機能一覧



* 市販格子生成ソフトウェアPointwiseを利用する：任意の物体周りの格子生成が可能。ライセンス費が高価。作成に時間がかかる。

課題: キャンバー+薄翼の格子生成

- ✓ SOH3D_Gridgen.exeのインプットファイル L_Tip_Centerのパラメータによる特異点周りの格子線の作られ方の違い



プロペラ周りの自動格子生成ツール <GridGen_Propeller>

APC E Series Propeller Geometry (例: APC 6x4E)

<Geometry_6x4E-PERF.PE0.txt> からの抜粋

6x4E (6x4E.dat)

v2022-0915 Simulation Date: 09/22/2022

----- AIRFOIL SUMMARY DATA -----

DEFINITIONS:

THE QUOTED PITCH REFLECTS, IN GENERAL, ANGULAR MEASURE AS DEFINED WITH A FLAT BOTTOM SURFACE. THIS WILL AGREE WITH A PRATHER GAGE MEASUREMENT OVER MOST OF THE EFFECTIVE PORTION OF THE BLADE. (NOTE: QUOTED=INPUT) THE LE-TE MEASURE IS DEFINED IN TERMS OF LEADING EDGE AND TRAILING EDGE (MOLD) PARTING LINE DATUMS. THE PRATHER MEASURE REFLECTS THE MOST LIKELY PITCH INTERPRETATION FROM A PITCH MEASUREMENT DEVICE. THAT RESTS AGAINST THE LOWER SURFACE. SWEEP IS DEFINED WITH (MOLD) LE PARTING LINE. ZHIGH IS HIGHEST ELEVATION ON TOP SURFACE. TWIST IS DEFINED WITH (MOLD) LE AND TE PARTING LINE DATUMS. CHORD IS THE LENGTH BETWEEN (MOLD) LE AND TE PARTING LINES. CGY IS MASS OFFSET, FORE-AFT. CGZ IS MASS OFFSET, ELEVATION.

STATION (IN)	CHORD (IN)	PITCH (QUOTED)	PITCH (LE-TE)	PITCH (PRATHER)	SWEEP (IN)	THICKNESS RATIO	TWIST (DEG)	MAX-THICK (IN)	CROSS-SECTION (IN**2)	ZHIGH (IN)	CGY (IN)	CGZ (IN)
0.7325	0.6274	4.0000	4.0000	3.6433	0.2353	0.1159	40.9929	0.0727	0.0333	0.2809	0.0279	0.1265
0.7727	0.6264	4.0000	4.0000	3.7070	0.2363	0.1152	39.4852	0.0722	0.0310	0.2753	0.0255	0.1290
.....												
2.9801	0.0897	4.0000	4.0000	3.7918	-0.0764	0.0790	12.0583	0.0071	0.0005	-0.0900	-0.1168	-0.0991
3.0000	0.0001	4.0000	4.0264	4.0248	-0.1617	0.0787	12.0574	0.0000	0.0000	-0.1118	0.0000	0.0000
RADIUS: 3.00 PROPELLER RADIUS (IN)												
HUBTRA: 0.73 HUB TRANSITION (IN)												
BLADES: 2 NUMBER OF BLADES												

----- INERTIA AND AREA DATA -----

TOTAL WEIGHT (Kg) = 0.004540

MOMENT OF INERTIA (Kg-M**2) = 0.000004

----- AIRFOIL SECTIONS -----

AIRFOIL1: 0.80, E63 (Transition Start, Airfoil 1)

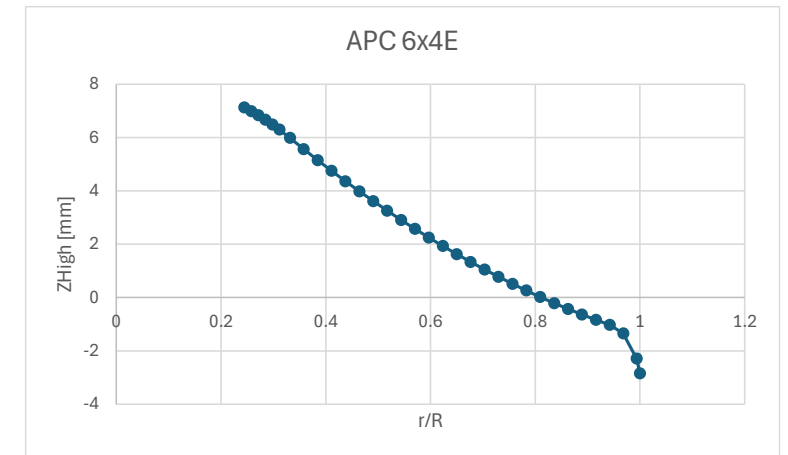
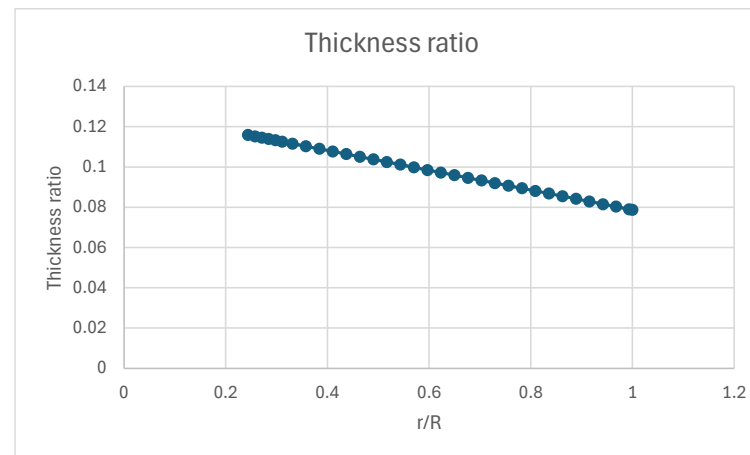
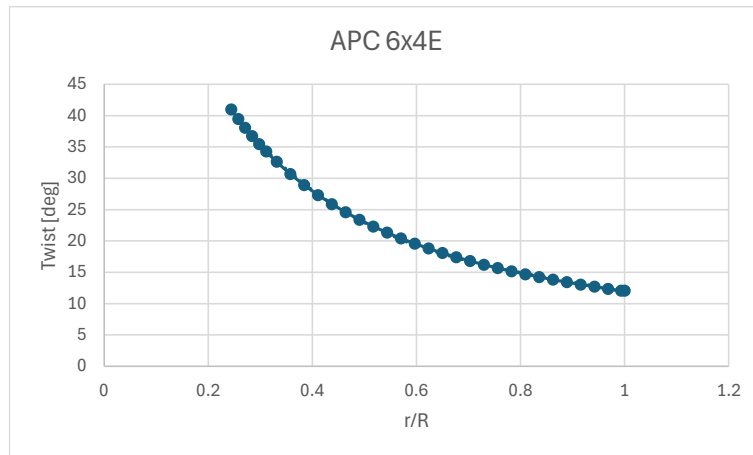
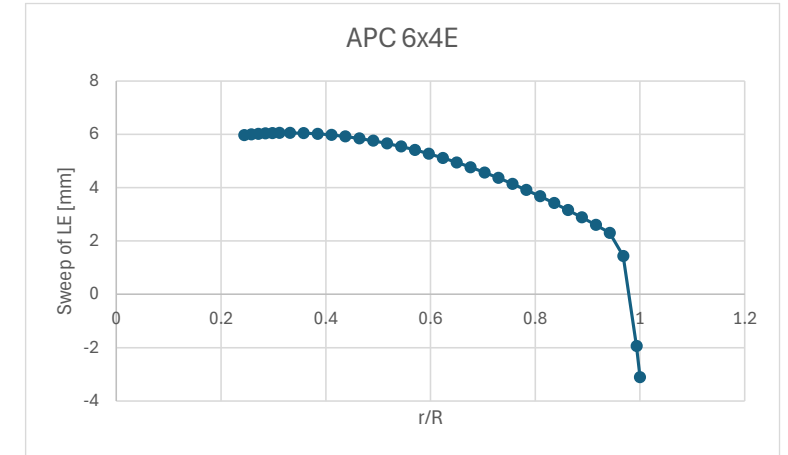
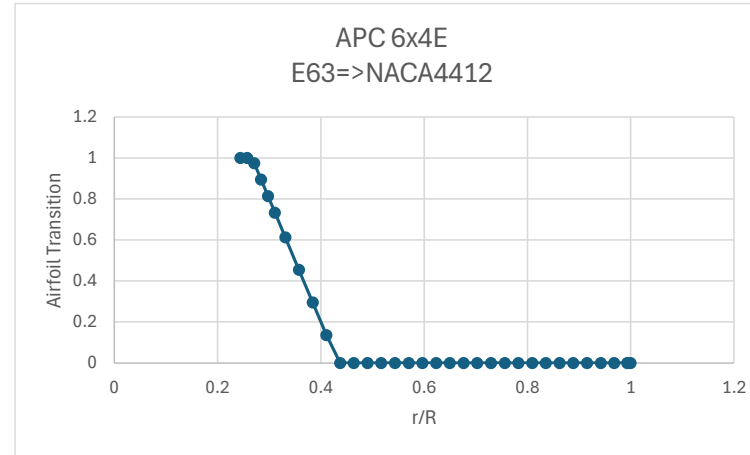
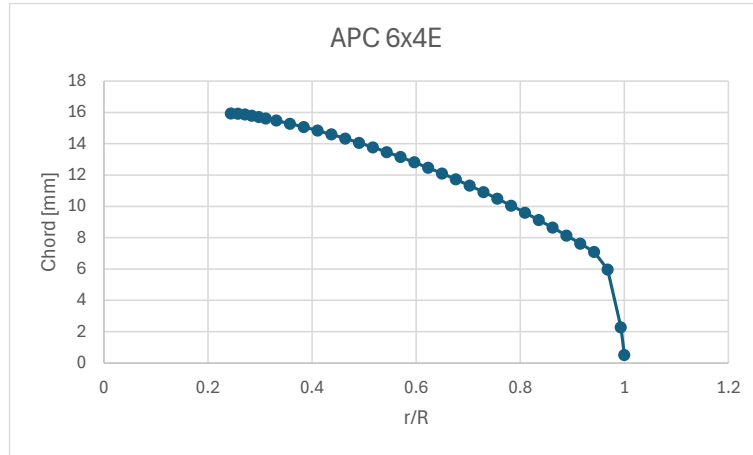
AIRFOIL2: 1.30, APC12 (Transition End, Airfoil 2)

AIRFOILS ARE SCALED BASED ON THICKNESS RATIO IN TABLE ABOVE.

NOTE: APC12 airfoil is equivalent to NACA 4412

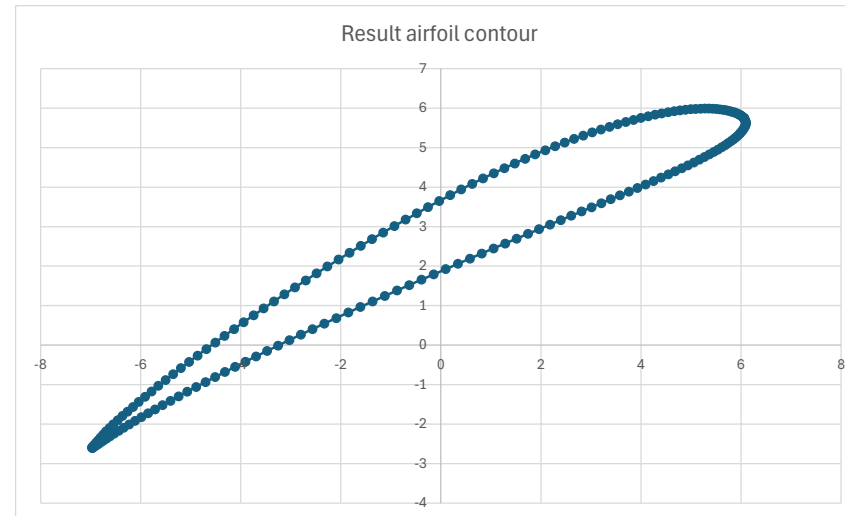
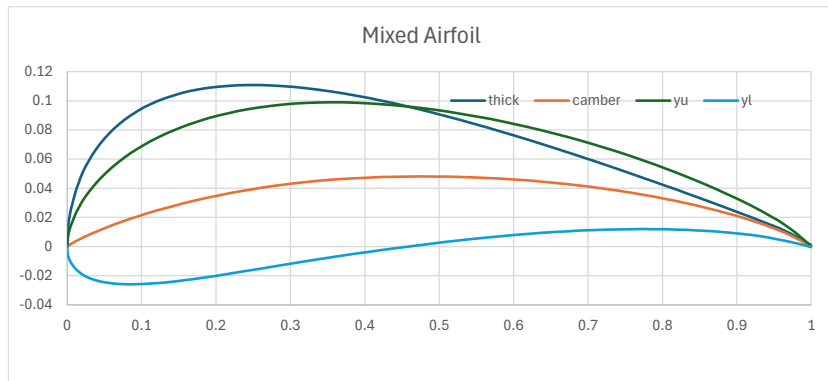


Geometry of APC 6x4E



Airfoil mix for APC E series propellers

	Number	STATION	CHORD	PITCH	PITCH	SWEEP	THICKNESS	TWIST	MAX-THICK	CROSS-SECTION	ZHIGH	CGY	CGZ		E63=>NACA4412	r	x	Chord	Sweep	Zhigh	
	of STN	(IN)	(IN)	(QUOTED)	(LE-TE)	(PRATHER)	(IN)	RATIO	(DEG)	(IN)	(IN**2)	(IN)	(IN)	(IN)		ratio	[mm]	(r/R)	[mm]	[mm]	[mm]
	7	0.994	0.6092	4	4	3.833	0.2385	0.1116	32.6376	0.068	0.0271	0.2358	0.0122	0.1126	0.612	25.2476	#DIV/0!	15.47368	6.0579	5.98932	
			Ratio			Ratio			Thickness ratio	0.1116		Twist [deg]	32.6376	Chord (mm)	15.47368	Sweep(mm)	6.0579	Zhigh(mm)	5.98932		
	NACA4412		0.388		E63	0.612			Mixed Airfoil												
	Thick_max		6.00E-02		Thick_max		4.27E-02														
i	x	thick	camber		x	thick	camber		x	thick	camber	yu	yl								
1	0	0.000E+00	0.00E+00		0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00		0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00								
2	3.88E-06	3.504E-04	7.75E-07		3.88E-06	1.84E-05	1.28E-06		3.88E-06	2.82E-04	1.09E-06	1.42E-04	-1.40E-04								
3	3.1E-05	9.894E-04	6.20E-06		3.10E-05	1.47E-04	1.03E-05		3.10E-05	9.50E-04	8.69E-06	4.84E-04	-4.66E-04								
4	0.000105	1.813E-03	2.09E-05		1.05E-04	4.97E-04	3.46E-05		1.05E-04	2.10E-03	2.93E-05	1.08E-03	-1.02E-03								
5	0.000248	2.784E-03	4.95E-05		2.48E-04	1.18E-03	8.20E-05		2.48E-04	3.89E-03	6.94E-05	2.02E-03	-1.88E-03								



		result contour		
	201	x (mm)	y (mm)	z (mm)
	1	25.2476	6.06E+00	5.74E+00
	2	25.2476	6.06E+00	5.74E+00
	3	25.2476	6.06E+00	5.74E+00
	4	25.2476	6.07E+00	5.73E+00
	5	25.2476	6.07E+00	5.72E+00
	6	25.2476	6.08E+00	5.70E+00
	7	25.2476	6.09E+00	5.68E+00
	8	25.2476	6.09E+00	5.65E+00
	9	25.2476	6.09E+00	5.63E+00
	10	25.2476	6.09E+00	5.61E+00

<GridGen_Propeller.input.txt> for APC 6x4E

```
!! GridGen_Propeller.input.txt
!! Input file for <GridGen_Propeller> for APC 6x4E at 14,000 rpm
!! 2024/11/22 for APC6x4E propeller, by tanabe.yasutada@sist.ac.jp
!! Length in [mm], should be scaled 1.0e-3 in <rFlow3D_input.txt>
!!
```

```
&FILES
```

```
    FN_Output='GridGen_Propeller_APC6x4E.output_241204yp2.txt'
    Propeller_Contours='APC6x4E_Contours_241130mod.csv',
    FN_Grid_out='APC6x4E_121x81x31yp2.x',
```

```
&END
```

```
&GridPoints
```

```
    lmax=121, Jmax=81, Kmax=31, !! l: x, stn-wise; J: phi, contour-wise, cw?, BL; K: h: body-wise
    lroot=7, ltip=3,
```

```
&END
```

```
&GridSizes
```

```
    dHmin=9.5e-3,          !! [mm], chord_max=15 mm, dHmin=>y_plus=2
    dRx0=15.0, dRx1=15.0, dRy0=15.0, dRy1=15.0, dRz0=15.0, dRz1=15.0,
    sen=2.0,
    RNx=0.75, RNy=0.75, RNz=0.7,
```

```
&END
```

	Mtip	0.32829														
	動粘性係数 ν	1.46070E-05														
	Vinf	0.0														
	Minf	0.00000														
	r/R	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.75	0.8	0.9	1				
	U_local	11.172	22.343	33.515	44.686	55.858	67.029	78.201	83.786	89.372	100.544	111.715				
	M_local	0.033	0.066	0.098	0.131	0.164	0.197	0.230	0.246	0.263	0.295	0.328				
	Blade chord	0.01000	0.01000	0.01570	0.01400	0.01500	0.01260	0.01130	0.01050	0.00960	0.00780	0.00000				
laminar	Section Re	7.648E+03	1.530E+04	3.602E+04	4.283E+04	5.736E+04	5.782E+04	6.050E+04	6.023E+04	5.874E+04	5.369E+04	1.912E+01			Max Re	6.050E+04
	Cf_laminar	7.594E-03	5.370E-03	3.499E-03	3.209E-03	2.773E-03	2.762E-03	2.700E-03	2.706E-03	2.740E-03	2.866E-03	1.519E-01				
	Tau_w_lami	5.805E-01	1.642E+00	2.407E+00	3.925E+00	5.299E+00	7.601E+00	1.011E+01	1.164E+01	1.341E+01	1.775E+01	1.161E+03				
	U_tau_lami	0.688	1.158	1.402	1.790	2.080	2.491	2.873	3.082	3.308	3.806	30.786				
turbulenc e	Cf_turb	9.632E-03	8.385E-03	7.065E-03	6.825E-03	6.437E-03	6.427E-03	6.369E-03	6.375E-03	6.407E-03	6.523E-03	3.192E-02				
	Tau_w_turb	7.363E-01	2.564E+00	4.860E+00	8.347E+00	1.230E+01	1.769E+01	2.386E+01	2.741E+01	3.134E+01	4.039E+01	2.440E+02				
	U_tau_turb	0.775	1.447	1.992	2.610	3.169	3.800	4.413	4.730	5.058	5.742	14.114				
	target y+	2														
	Δy_{ref}	5.717E-05	4.043E-05	2.634E-05	2.416E-05	2.088E-05	2.079E-05	2.033E-05	2.037E-05	2.063E-05	2.158E-05	1.143E-03	0.005/sqrt(Re)	min Δy		2.033E-05
	$\Delta y_{laminar}$	4.244E-05	2.523E-05	2.084E-05	1.632E-05	1.405E-05	1.173E-05	1.017E-05	9.479E-06	8.831E-06	7.675E-06	9.490E-07		min Δy		9.490E-07
	Δy_{turb}	3.768E-05	2.019E-05	1.467E-05	1.119E-05	9.219E-06	7.688E-06	6.620E-06	6.176E-06	5.775E-06	5.088E-06	2.070E-06		min Δy		2.070E-06

13

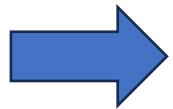
Parameter : dRx0, dRx1, dRy0, dRy1, dRz0, dRz1 ブレードから外部境界までの距離

胴体から外部境界までの距離dRは背景格子の解像度を参照して決める必要がある。最低でもdRの範囲内に6点以上背景格子の点数が入る必要がある。

また、胴体格子の外周付近での格子サイズは背景格子のサイズよりも若干小さいことが望ましい。

‘GridGen_Fuselage_output.txt’ を参照して、格子外周での格子サイズを確認してください。

“Outer layer max grid size: di_km= 58.589 ; dj_km=63.311 ; dk_km= 71.151”のような出力が最後にある。



胴体周りの背景格子の解像度は約40~60mmに決定

* 背景格子のサイズがプロペラなどの要因ですでに決まっている場合は、lmax, jmax, kmaxを調整してください。

Propeller_Contours='APC6x4E_Contours_241130mod.csv'

i	x	y	z	(mm)				
39		number of sections			APC6x4E	200	76.03151	-2.69391 -2.67461
						201	76.03151	-2.69385 -2.67487
201	x (mm)	y (mm)	z (mm)		1	201	x (mm)	y (mm) z (mm) 39
1	18.6055	5.97662	6.923604			1	76.2	-3.18 -2.85429
2	18.6055	5.976822	6.923278			2	76.2	-3.17998 -2.85441
3	18.6055	5.978233	6.920995			3	76.2	-3.17994 -2.85463
.....								
200	18.6055	5.976298	6.92388			200	76.2	-3.18003 -2.85416
201	18.6055	5.97662	6.923604			201	76.2	-3.18 -2.85429
201	x (mm)	y (mm)	z (mm)		2			
1	19.62658	6.00202	6.767048					
2	19.62658	6.002211	6.766718					
3	19.62658	6.003549	6.764416					
.....								
200	19.62658	6.001708	6.76733					
201	19.62658	6.00202	6.767048					
201	x (mm)	y (mm)	z (mm)		3			
1	20.64512	6.02234	6.600959					
2	20.64512	6.022599	6.600529					
3	20.64512	6.023977	6.598072					
.....								

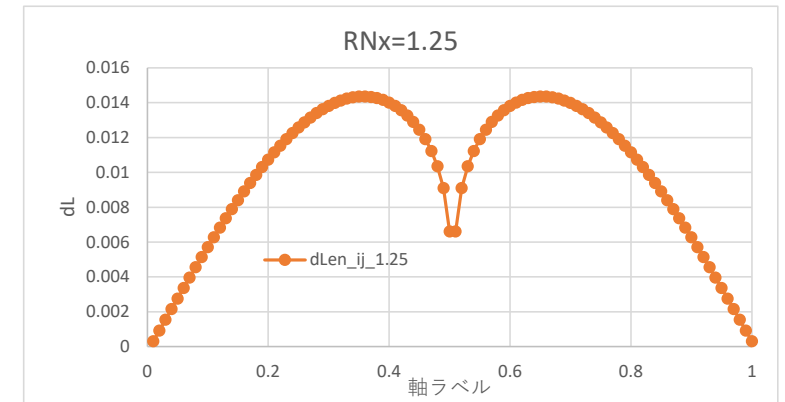
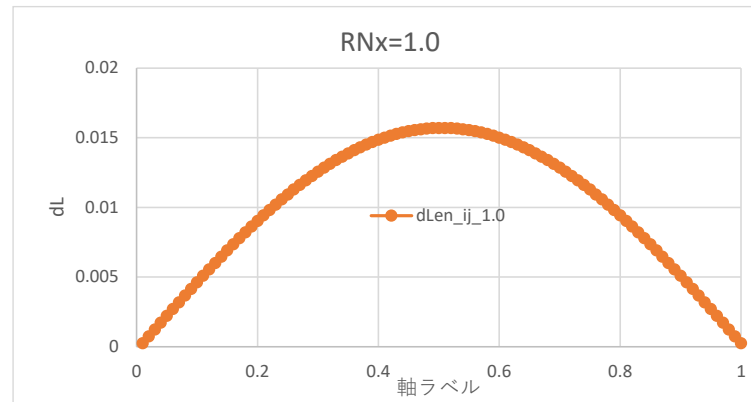
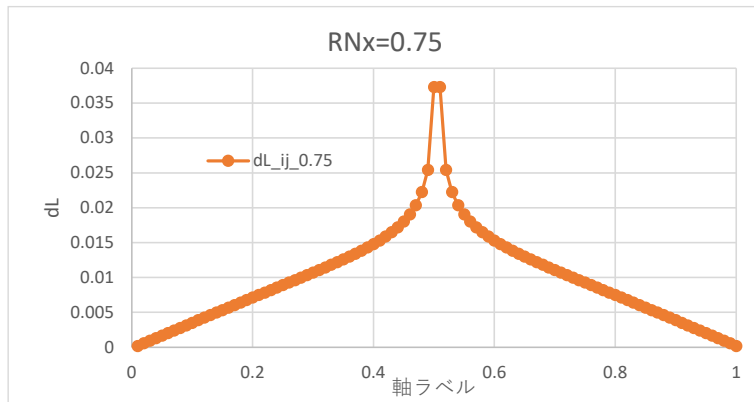
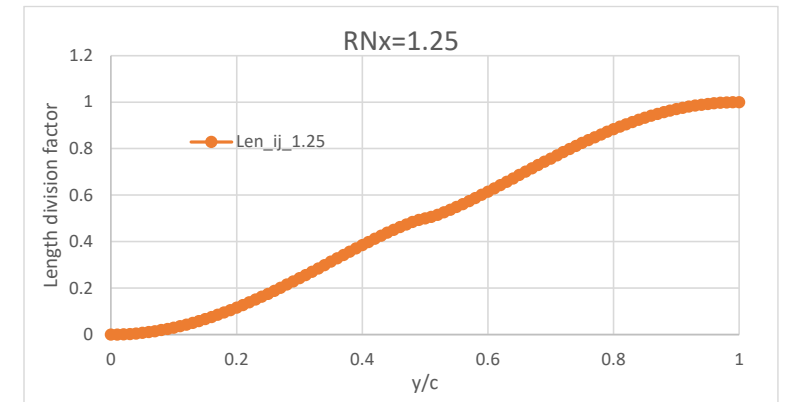
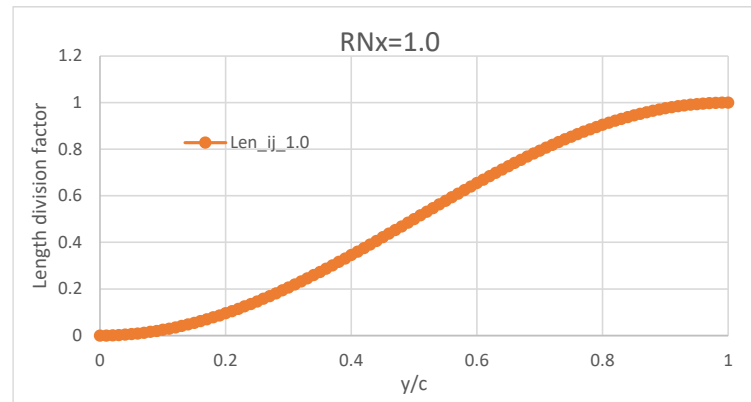
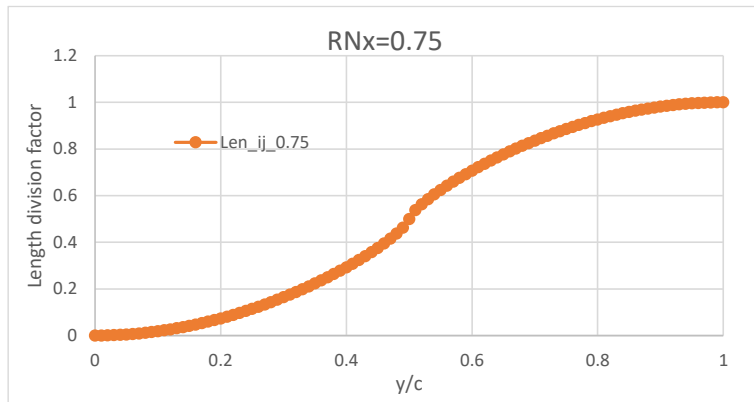
* 赤い数値が実際に読み込まれているところ。
他はコメント扱い

GridGen_Propeller 格子作成手順

- Step 1: Read contours.
- Step 2: Sections obtained from contour data, from LE to TE on lower surface, then from TE to LE on upper surface. Concentrate grid around LE and TE using **RNx**.
- Step 3:
 - 3-1) at root section, singular line at camberline center. Use **RNy** for clustering at root.
 - 3-2) at tip section, singular line at camberline center. Use **RNy** for clustering at tip.
 - 3-3) from lroot to lmax-ltip, on blade. Mildly concentrate at tip and root (cosine function grid distribution).
- Step 4: Define outer boundary with a super-elliptic sphere, index **sen**. Center and range adjusted based on dRx0, dRx1, dRy0, dRy1, dRz0, dRz1. **Twisted and shifted with blade twist and center position.**
- Step 5: Divide bodywise lines starting with dHmin from the surface to the outer boundary. Mixing straight line with normal line from surface with adjustment by **RNz**.

RNx

- $0.5(?) \leq RNx \leq 1(?)$
- 翼型のLEとTEへの格子への集中配置をコントロール



RNy

!! mixing skewed elliptic circle with airfoil interpolation

RNy=1: Linear mixing of straight line with a skewed circle.

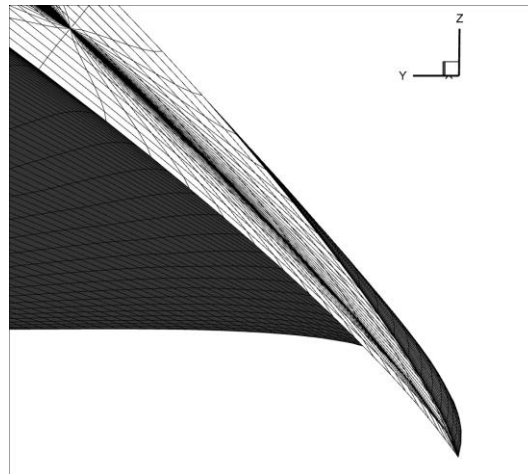
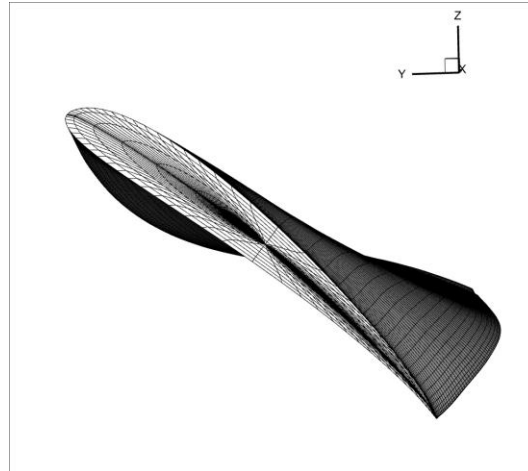
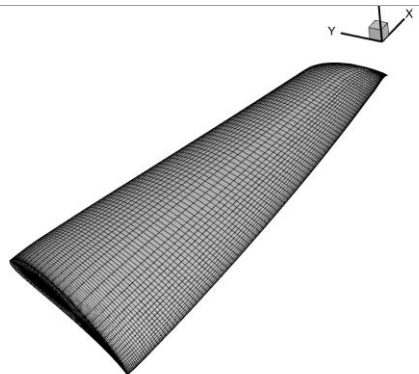
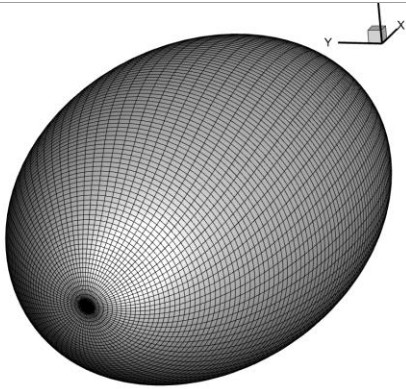
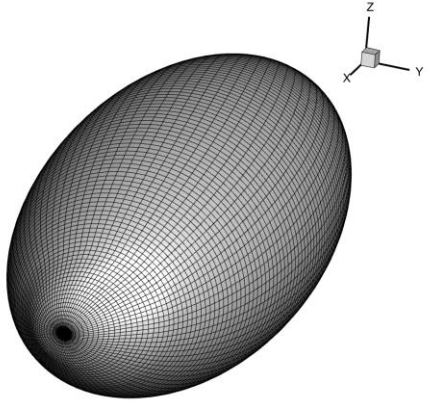
RNy =0: Straight line interpolation from a focal point on the camberline to the edge.

RNy >1: Higher weight of the skewed circle

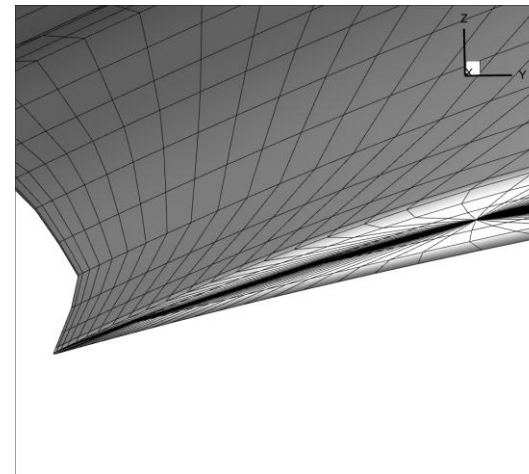
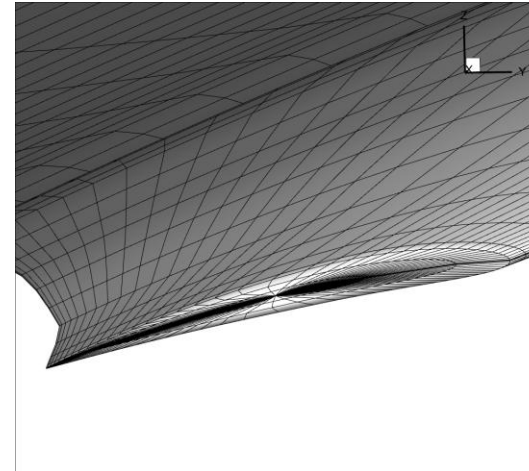
Parameter: RNz

- 0: straight line division only （物体と外周を直線で結び、指数関数で分割したもの）
- 1: Linear transition from normal line to straight line （表面と外周を結ぶ直線と表面からの垂直線をk indexによる線形関数で重みを変えていく）
- RNzが“Negative volume”を避けるために、比較的に敏感なパラメータである。
 - ブレード表面から外周まで、結んだ直線が物体と交差したりしていない場合は、比較的に高めの数値を設定できる。
- 周囲方向のRange (dRy0, dRy1, dRz0, dRz1)と前後方向のRange (dRx0, dRx1)を別々に調整したり、超楕円係数senを変えたり（2より高いと外周が角ばってくるが、格子点が角に集中してくる）して、“Negative Volume”の発生している場所も参照して、パラメータの調整をしてください。

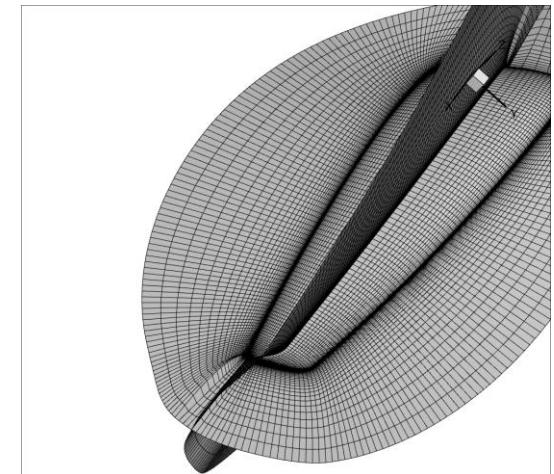
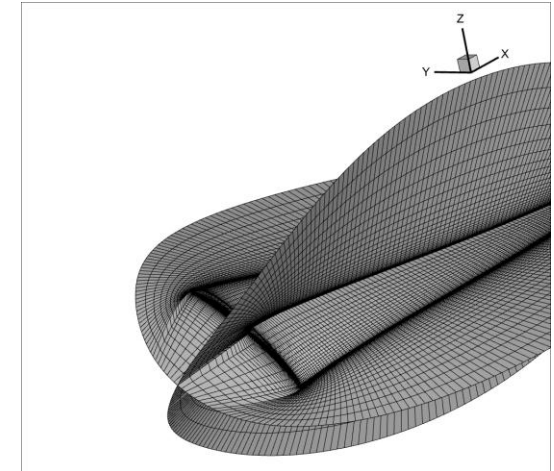
Grid for APC 6x4E



Root



Tip



GridGen_Propeller.input.txt

```
!! GridGen_Propeller.input.txt
!! Input file for <GridGen_Propeller_250203>
!! 2025/02/03 for CRIEPI Drone 20 inch propeller, by tanabe.yasutada@jaxa.jp
!!
```

&FILES

```
FN_Output='GridGen_Propeller_CRIEPI20in.output_250203m.txt'
Propeller_Contours='CRIEPI20in_Slices52_250203m.csv',
FN_Grid_out='CRIEPI20in_121x121x41m.x',
```

&END

&GridPoints

```
lmax=121, Jmax=121, Kmax=41, !! l: x, stn-wise; J: phi, contour-wise, cw?, BL; K: h: body-wise
lroot=5, ltip=5,                !! Points on root / tip section
```

&END

&GridSizes

```
dHmin=1.0e-2,                !! [mm] chord_max.=40 mm, chord_tip=15.0, dHmin=>y_plus=2
dRx0=25.0, dRx1=25.0, dRy0=25.0, dRy1=25.0, dRz0=25.0, dRz1=25.0,
sen=2.5,    !! super-elliptic index
RNx=0.75, RNy=0.75, RNz=0.45,
```

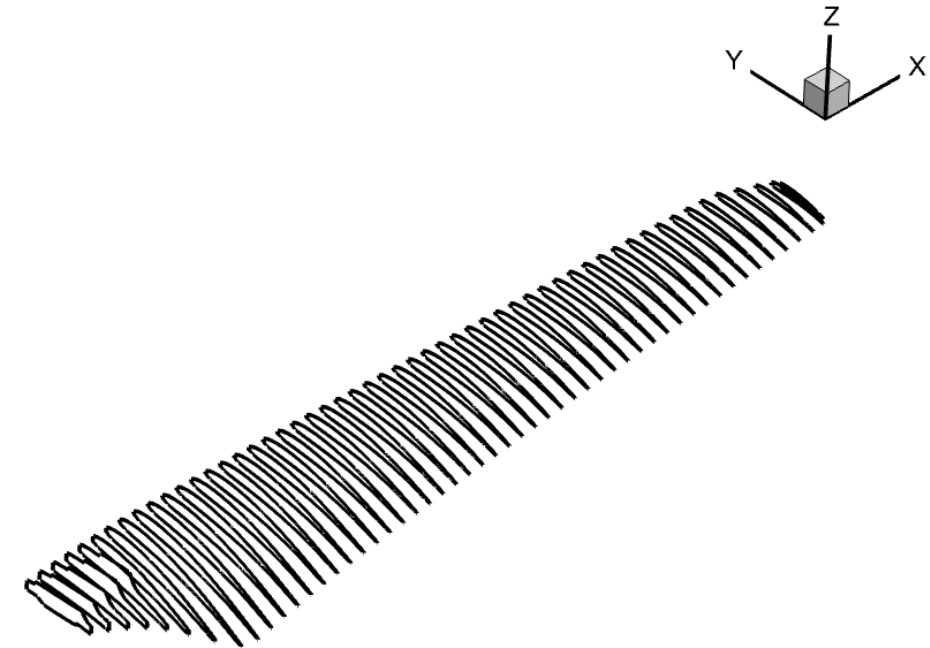
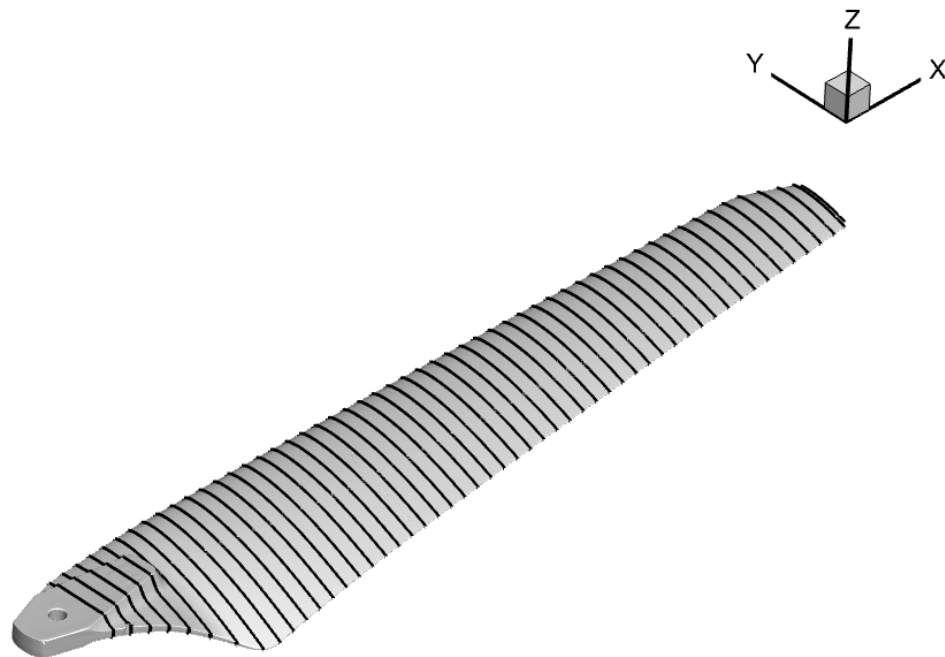
&END

ブレードをスキャンした**STL**から**Section**を抽出例

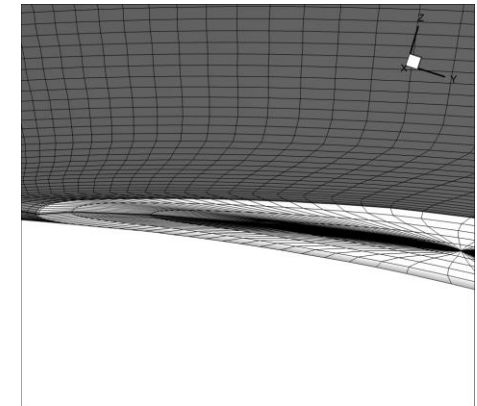
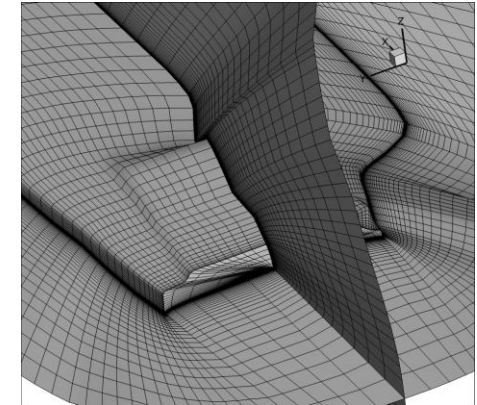
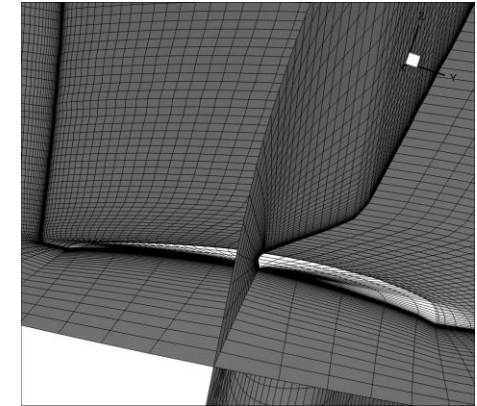
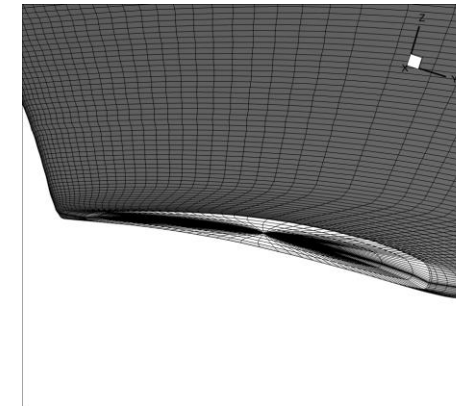
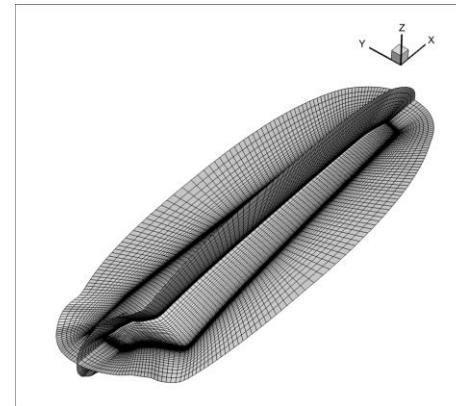
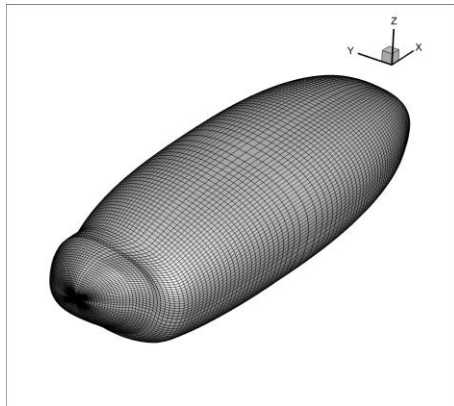
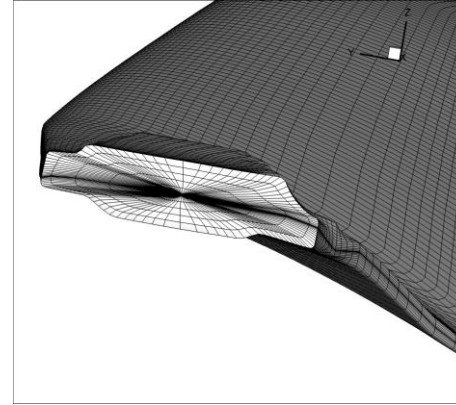
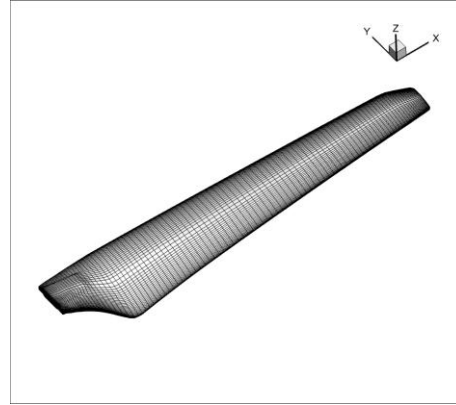
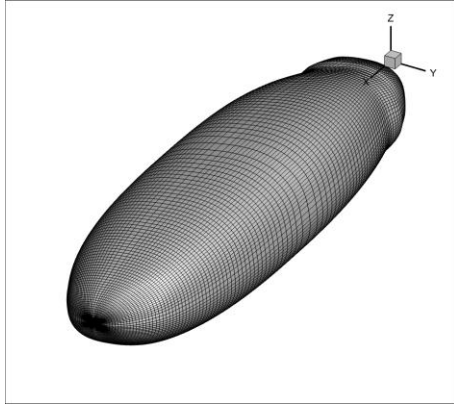


T-MOTOR Polymer Folding Propellers | 折りたたみプロペラ MF2009

MF2009 20.4"x7.3" Wb: 59g 7,000rpm(max) 9kg T(max)



<GridGen_Propeller>格子生成例 for T-Motor MF2009R

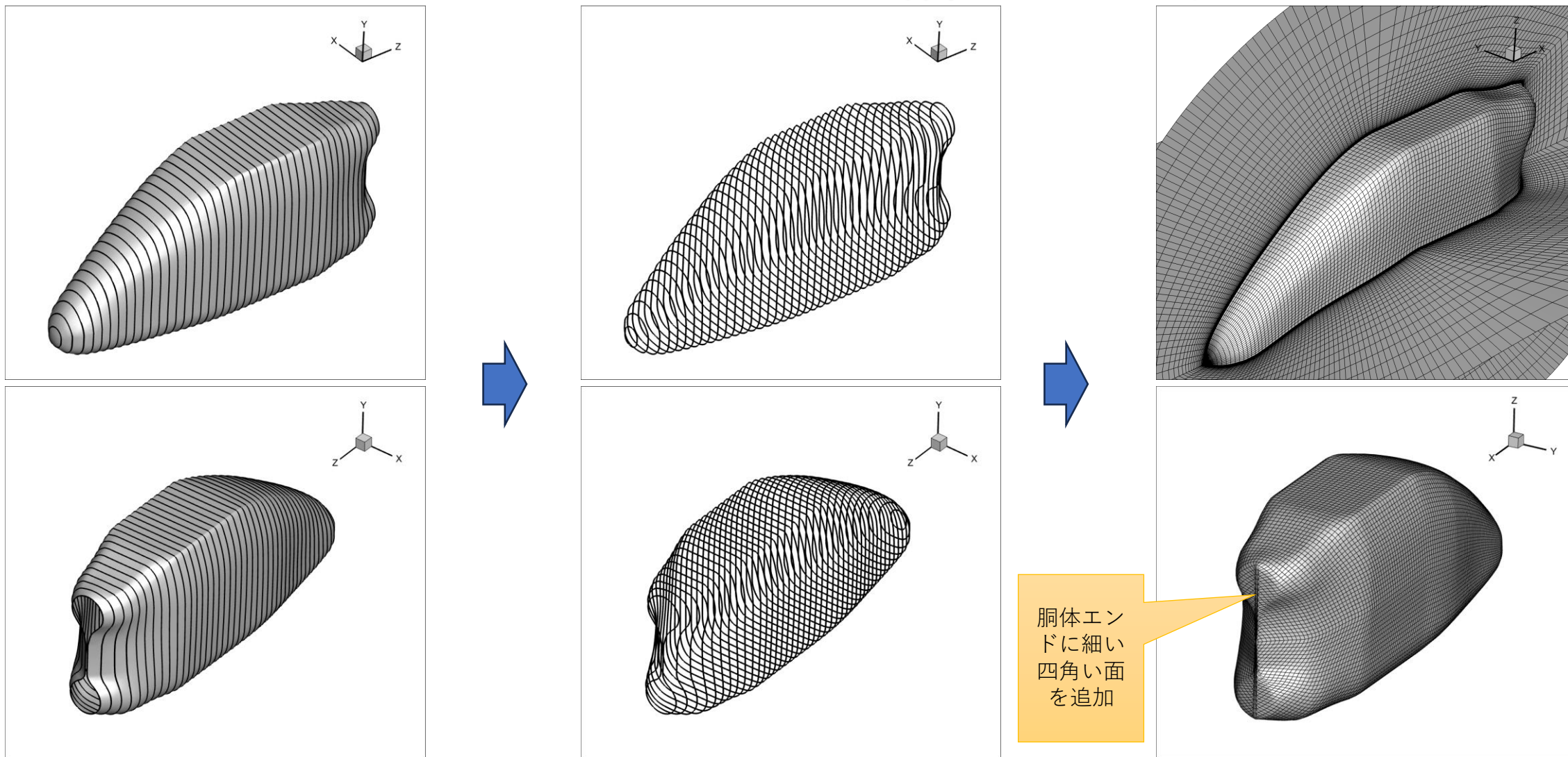


胴体周りの自動格子生成ツール <GridGen_Fuselage>

<GridGen_Fuselage> の概要

- 航空機の**ほぼ流線形**の胴体周りのSOH型構造格子の自動生成ツールである。
- 入力は胴体の複数の代表的なステーション位置でのコンター座標(CW方向に並んでいる)を並べた.csv or .txtファイル。
 - 任意形状の場合、CADが出力するSTLなどのファイルフォーマットで、<tecplot>に読み込み、slice抽出機能で作成可能。場合によっては、CW方向順番に手動で並べ替えたり、不要な点を削除したりする必要がある。
 - 単純な形状の場合、<Excel>を使って、断面座標を作る。
- 作りたい格子の点数(I_{max} , J_{max} , K_{max})、胴体表面からの最小格子高さ、格子の胴体表面からの広がりなどを入力パラメータファイル: GridGen_Fuselage.input.txtに記入し、プログラムを実行することにより、胴体周りの格子が生成される。
- 基本は各断面での**コンター線の等分割**、**先端と後端でのSingularポイント間を結ぶ線の等分割**で胴体表面の格子を生成する。表面の格子点のコンター座標からの補間方法としては線形1次と3次Splineの曲率による切り替えを指定可能。ただ、急な物体の角周りは3次補間Splineで、形状が膨らんでしまうことがある。十分な断面数を入力できた場合は、1次補間の方が元の形状に忠実である。
- 空間格子作成の基本は、胴体表面近くは法線ベクトル方向への押し出した点と、胴体表面と外周楕円での対応点を直線で結び、分割することで得られた点とのマージであり、急な形状変化や突出点があるコンターなどによって、内部の格子線が交差してしまうことがある。その場合、プログラムの最後の格子チェックで、エラーメッセージ "Volume is negative!!" が表示される。設定パラメータの調整でエラーの解消を図ることになるが、最悪の場合、形状自体の調整や専用格子作成ソフトウェア<Pointwise>などで内部の格子配置を修正する必要がある。

STLモデルからの格子生成例



STLモデルを<tecplot>でSlice抽出

<GridGen_Fuselage>

入力パラメータ例 1 : GridGen_Fuselage.input.txt

```
!! GridGen_Fuselage.input.txt
!! Input file for <GridGen_Fuselage>
!! 2025/03/12 by tanabe.yasutada@sist.ac.jp
!! For full-size isolated fuselage calculation
```

```
&FILES
```

```
FN_Output='GridGen_Fuselage.output_250312n.txt'
Fuselage_Contours='LC_Fuse_Contours_final_241108.csv',
FN_Grid_out='SIST_LC_Fuselage3_121x121x51fn.x',
```

```
&END
```

```
&GridPoints
```

```
lmax=121, Jmax=121, Kmax=51, !! l: x, stn-wise; J: phi, contour-wise, cw?, BL; K: h: body-wise
```

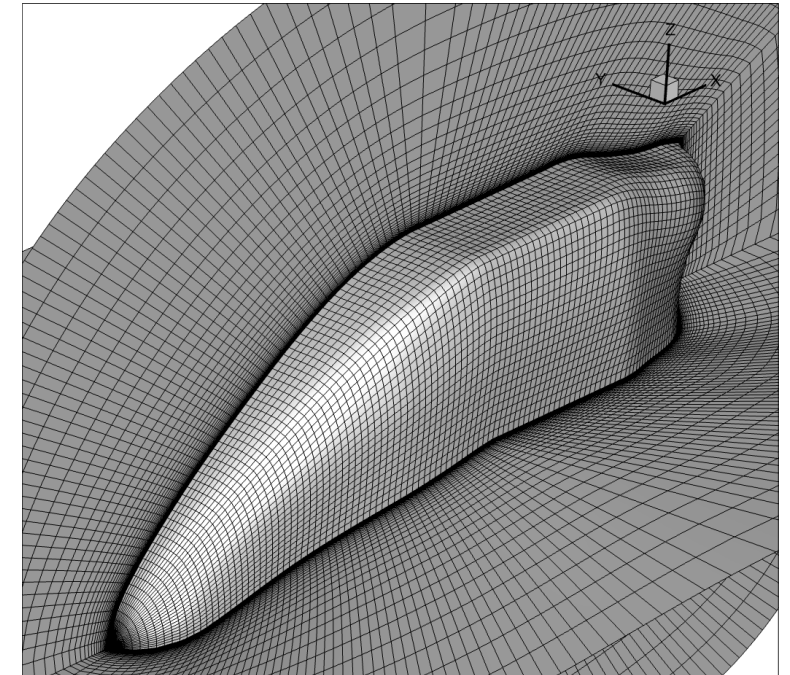
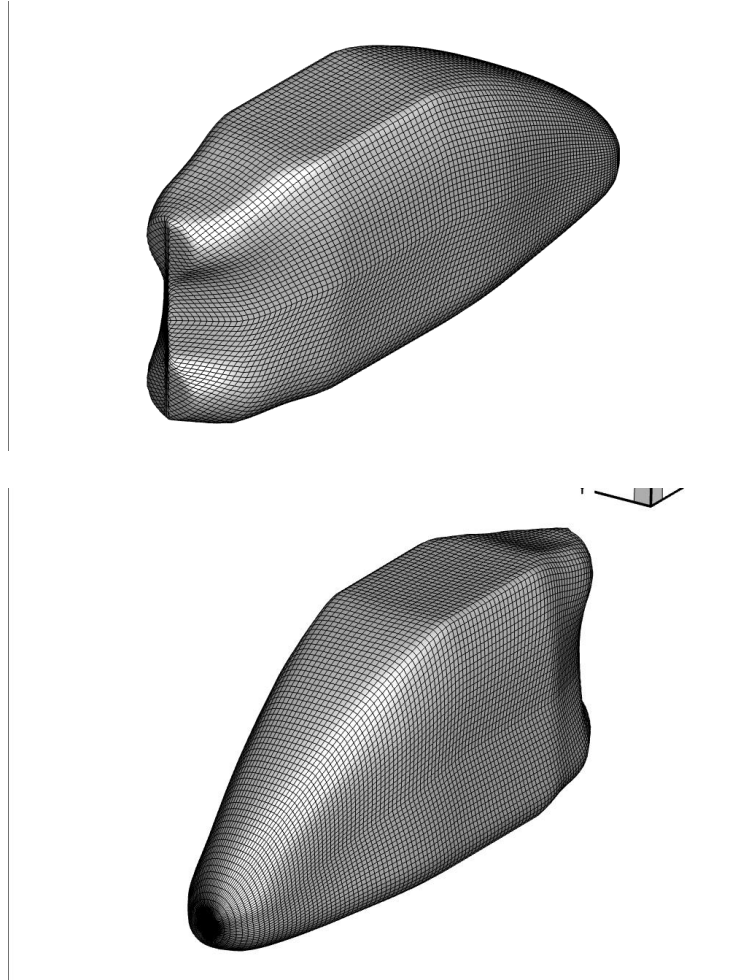
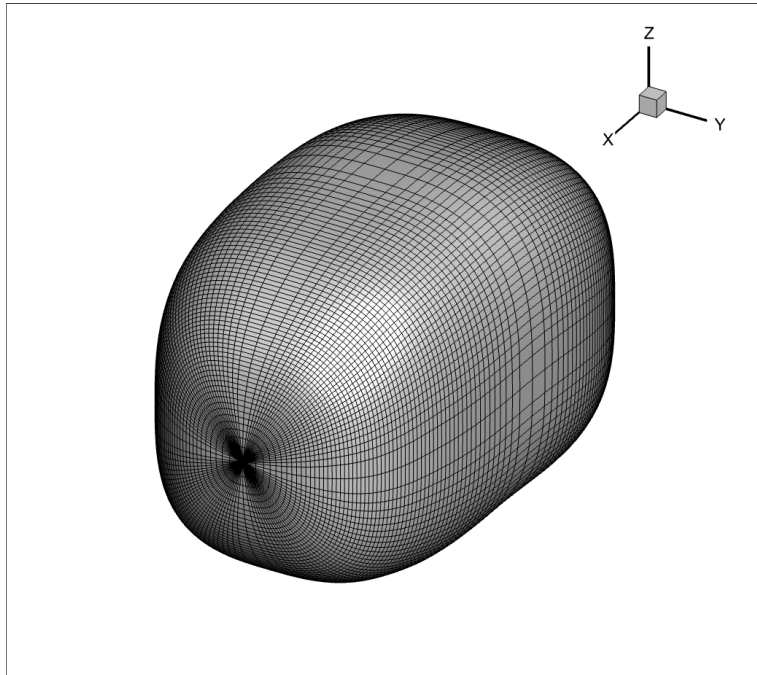
```
&END
```

```
&GridSizes
```

```
Curve_LimitD=0.0,    !! Only use 1st-order interpolation
dHmin=2.5e-2,        !! [mm]
dRx0=300.0, dRx1=300.0,
dRy0=300.0, dRy1=300.0,
dRz0=300.0, dRz1=300.0,
sen=3.0,             !! super-elliptic power index, 2 is normal ellipse
RNz=0.4,             !! 0: straight line division; 1: Linear transition from normal line to straight line
```

```
&END
```

胴体周りの格子例



入力パラメータ例 2 : **GridGen_Fuselage.input.txt**

```
!! GridGen_Fuselage.input.txt
!! Input file for <GridGen_Fuselage>
!! 2025/01/31 by tanabe.yasutada@sist.ac.jp
!! 1/2 scaled for wind-tunnel testing
```

```
&FILES
```

```
    FN_Output='GridGen_Spinner_121x121x41.output_250131n.txt'
    Fuselage_Contours='Spinner_Contours121.csv',
    FN_Grid_out='Spinner_121x121x41n.x',
```

```
&END
```

```
&GridPoints
```

```
    lmax=121, Jmax=121, Kmax=41, !! l: x, stn-wise; J: phi, contour-wise, cw?, BL; K: h: body-wise
```

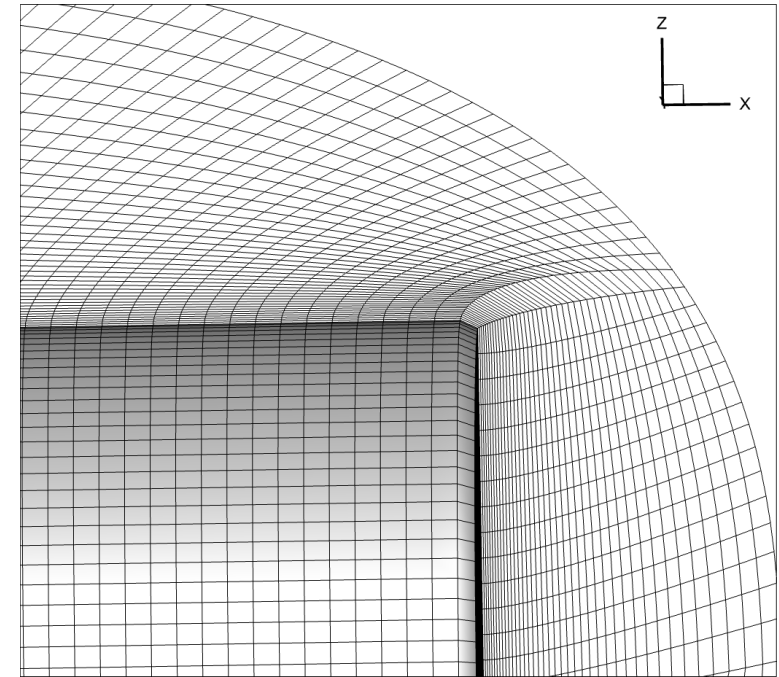
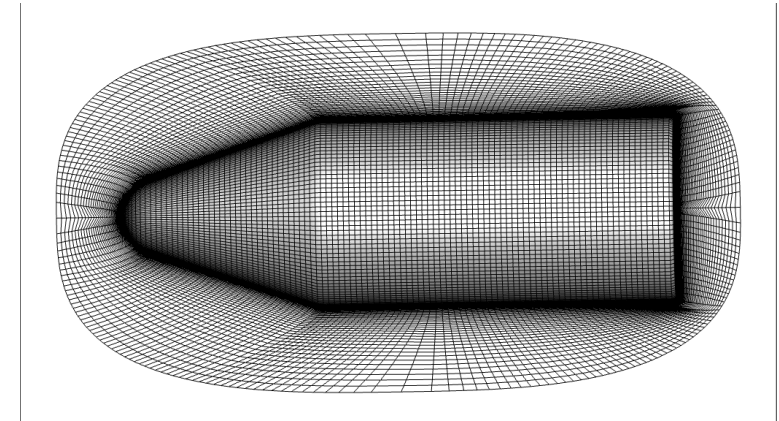
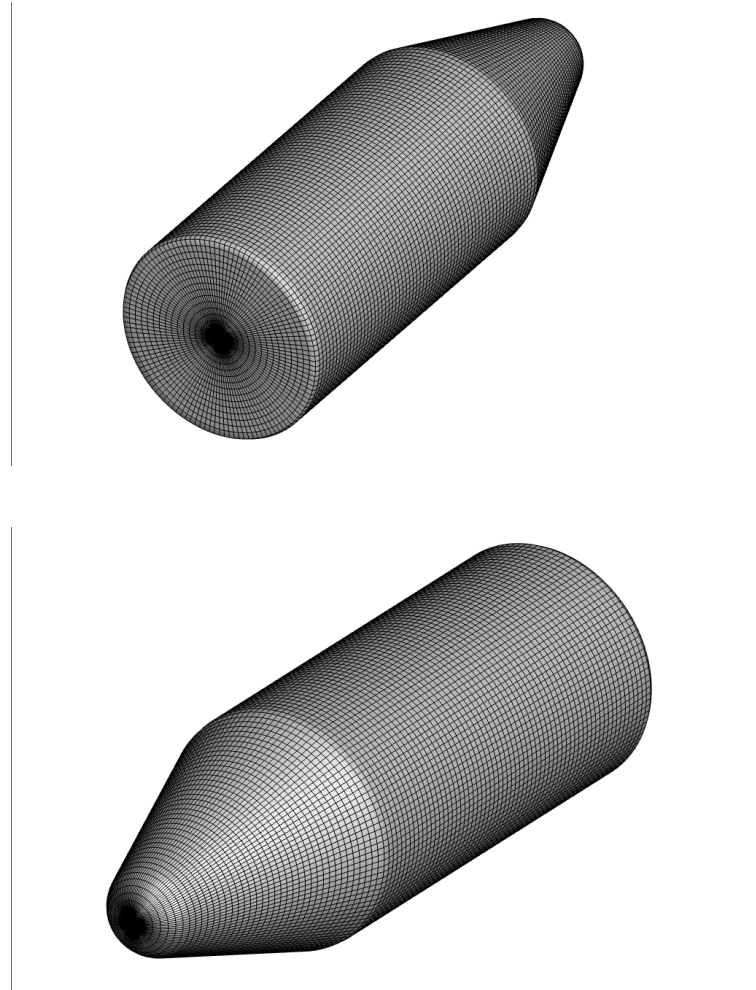
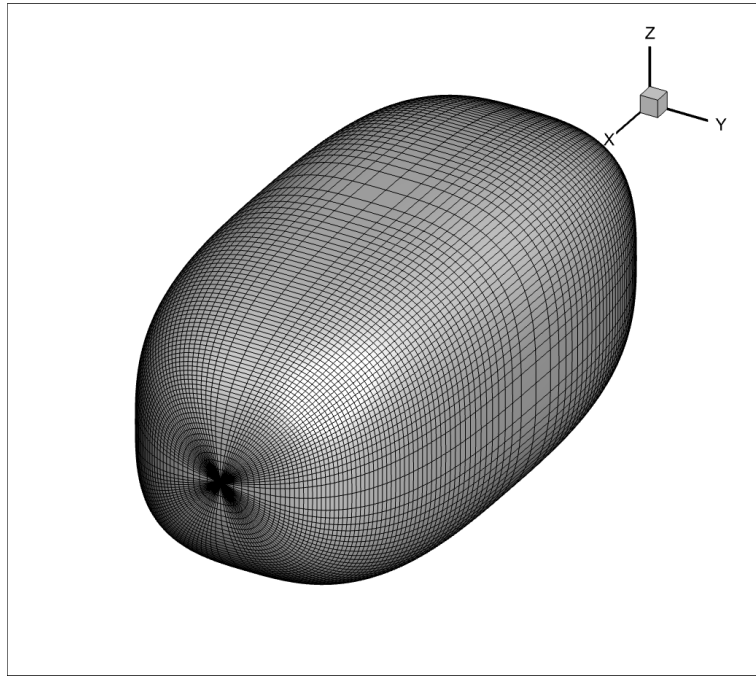
```
&END
```

```
&GridSizes
```

```
    Curve_LimitD=0.0, dHmin=1.0e-1, !! [mm] , y_plus=2
    dRx0=15.0, dRx1=15.0, !!
    dRy0=20.0, dRy1=20.0,
    dRz0=20.0, dRz1=20.0,
    sen=3.0,                !! super-elliptic power index, 2 is normal ellipse
    RNz=0.7,
```

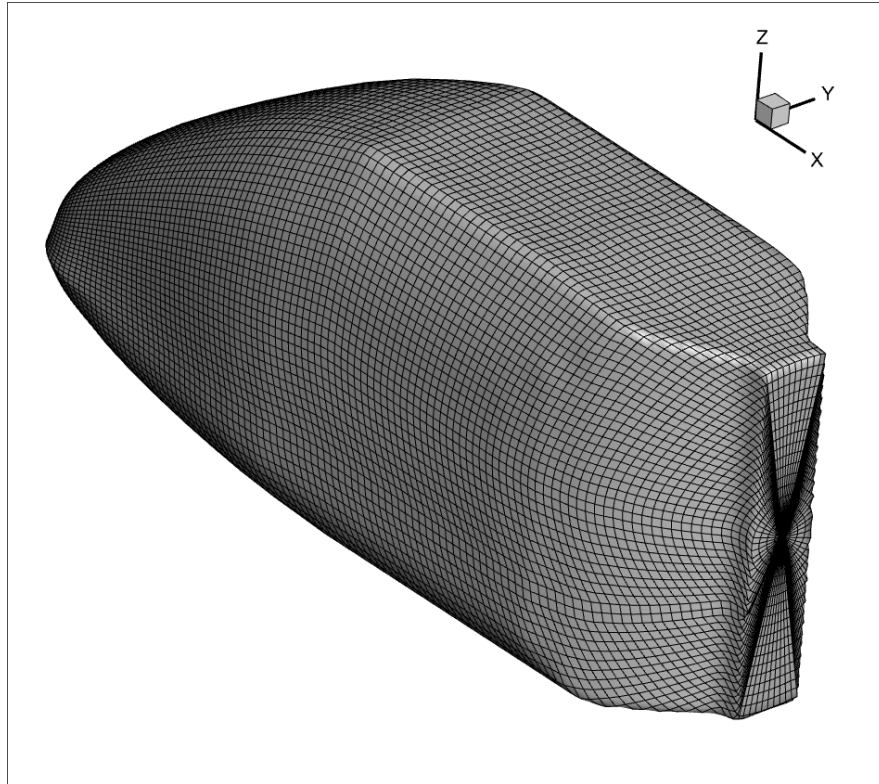
```
&END
```

Spinner 周りの格子例

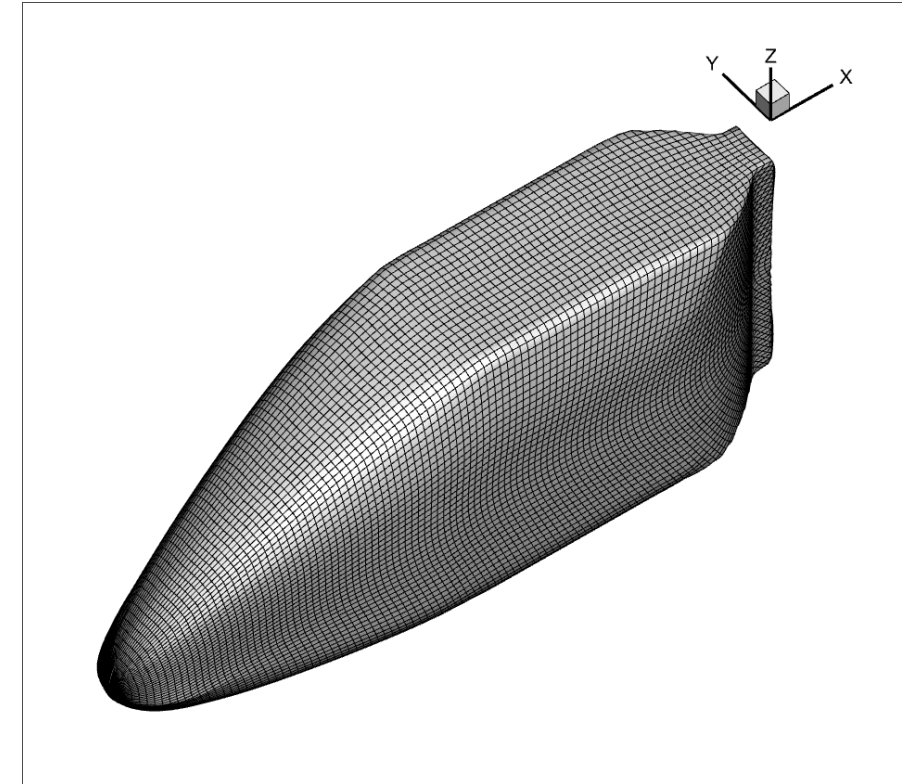


Parameter: Curve_LimitD

線形補間か3次Spline補間かの制御



Curve_LimitD=0 deg
=>full linear interpolation



Curve_LimitD=10 deg
=>後の端面が少し膨らむ

Parameter例 1 : dHmin [mm]

胴体表面からの第1層の格子の高さの制御

代表長さ（胴体の長さ） $L = 0.7$ [m]

飛行速度 $V = 30$ [m/s]

動粘性係数(nyu) $\nu = 1.4607 \times 10^{-5}$

$Re = V * L / \nu = 1.43767 \times 10^6$

Target_y+=2 !! Suitable for SST turbulence model

Air density, $\rho = 1.225$ kg/m³

$dH_{ref} = 0.005 / \sqrt{Re} = 4.17 \times 10^{-6}$ [m]

$Cf_{lami} = 0.66412 / \sqrt{Re} = 5.53882 \times 10^{-4}$

$\tau_w_{lami} = 0.5 * \rho * V^2 * Cf_{lami} = 3.053 \times 10^{-1}$

$U_{\tau_w_{lami}} = \sqrt{\tau_w_{lami} / \rho} = 4.992 \times 10^{-1}$

$dH_{lami} = (Target_y+) * \nu / U_{\tau_w_{lami}} = 5.852 \times 10^{-5}$ [m]

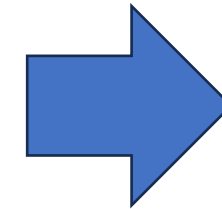
$Cf_{turb} = 0.0576 / Re^{0.2} = 3.380 \times 10^{-3}$

$\tau_w_{turb} = 0.5 * \rho * V^2 * Cf_{turb} = 1.863 \times 10^0$

$U_{\tau_w_{turb}} = \sqrt{\tau_w_{turb} / \rho} = 1.233$

$dH_{turb} = (Target_y+) * \nu / U_{\tau_w_{turb}} = 2.369 \times 10^{-5}$ [m]

単独1/1胴体モデルの例



$dH_{min} = 2.5 \times 10^{-5}$ [m]
 $= 2.5 \times 10^{-2}$ [mm]

Parameter : dRx0, dRx1, dRy0, dRy1, dRz0, dRz1

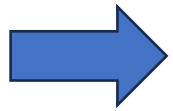
胴体から外部境界までの距離

胴体から外部境界までの距離は背景格子の解像度を参照して決める必要がある。最低でもdRの範囲内に6点以上背景格子の点数が入る必要がある。

また、胴体格子の外周付近での格子サイズは背景格子のサイズよりも若干小さいことが望ましい。

‘GridGen_Fuselage_output.txt’ を参照して、格子外周での格子サイズを確認してください。

“Outer layer max grid size: di_km= 58.589 ; dj_km=63.311 ; dk_km= 71.151”のような出力が最後にある。



胴体周りの背景格子の解像度は約40~60mmに決定

* 背景格子のサイズがプロペラなどの要因ですでに決まっている場合は、lmax, jmax, kmaxを調整してください。

Parameter: RNz

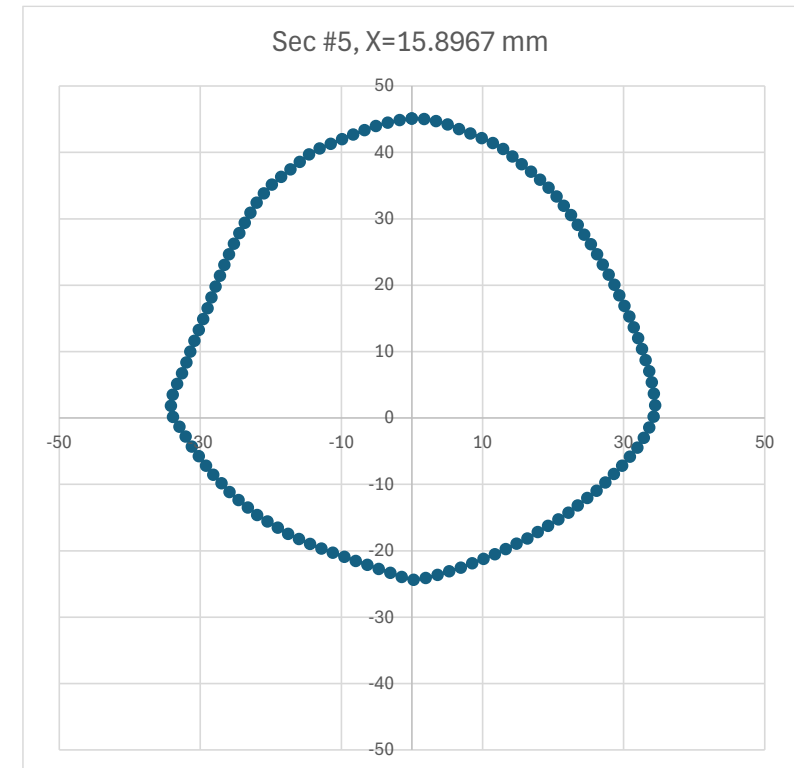
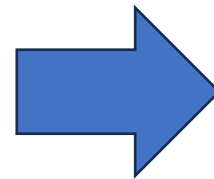
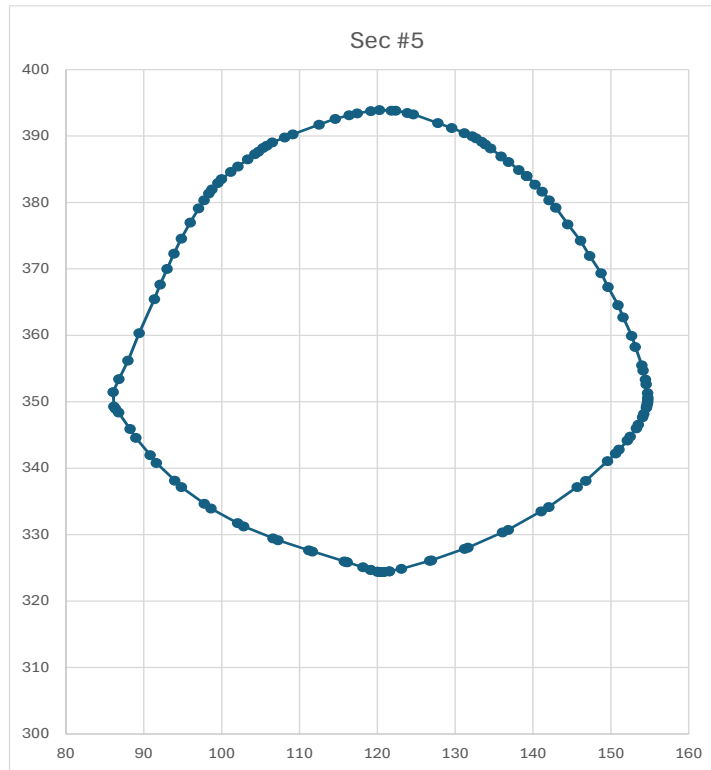
- 0: straight line division only （物体と外周を直線で結び、指数関数で分割したもの）
- 1: Linear transition from normal line to straight line （表面と外周を結ぶ直線と表面からの垂直線をk indexによる線形関数で重みを変えていく）
- RNzが“Negative volume”を避けるために、比較的に敏感なパラメータである。
 - 胴体表面から外周まで、結んだ直線が物体と交差したりしていない場合は、比較的に高めの数値を設定できる。
- 周囲方向のRange (dRy0, dRy1, dRz0, dRz1)と前後方向のRange (dRx0, dRx1)を別々に調整したり、超楕円係数senを変えたり（2より高いと外周が角ばってくるが、格子点が角に集中してくる）して、“Negative Volume”の発生している場所も参照して、パラメータの調整をしてください。

GridGen_Fuselage

格子作成手順

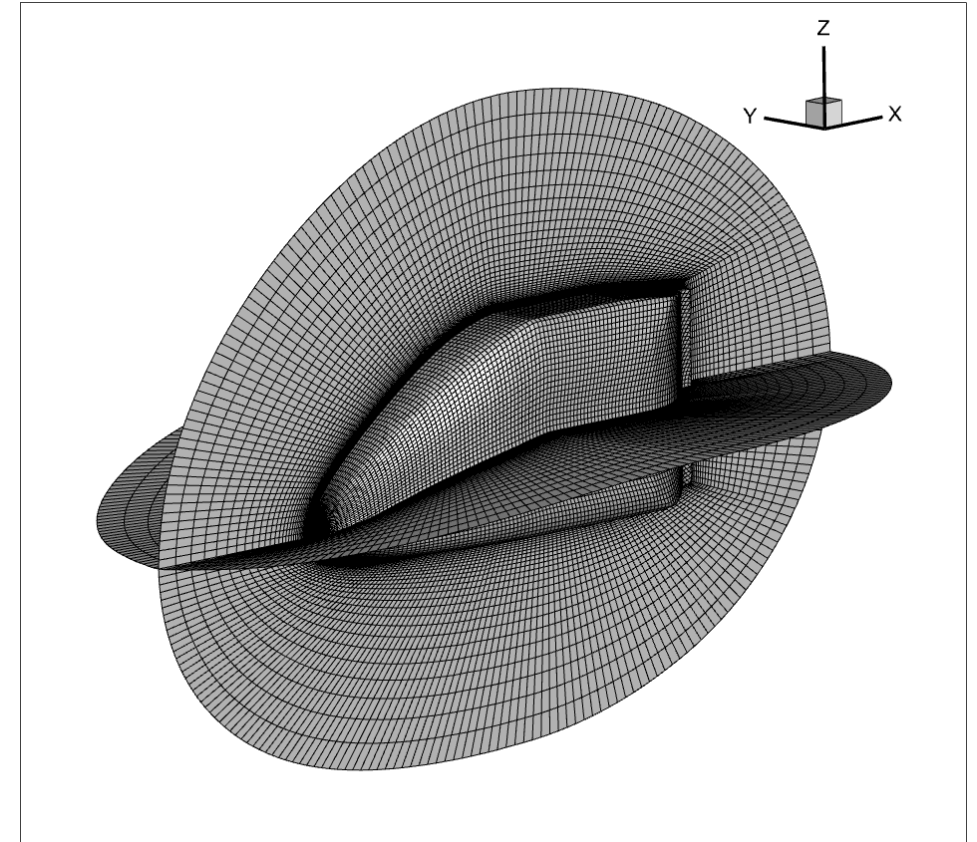
Step 1 : 断面コンターの読み込み

- 断面コンターを読み込み、
- 線形補間で周囲線分を(Jmax-1)等分割。
- Nose中心に原点を移す。
- J=1は上辺中央点にそろえる。



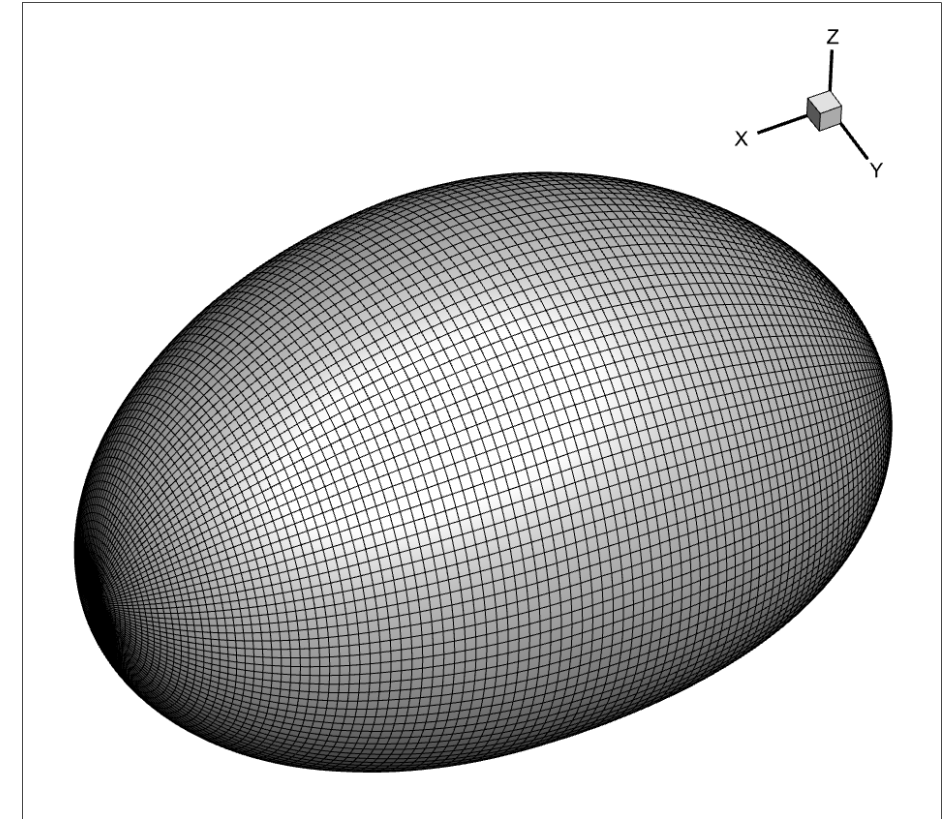
Step 2 : 縦の線上の格子点の補間

- 後端中央を起点とし、同じ j 値で先端に行き、さらに反対面上 $j + (J_{\max} - 1)/2$ の点を通して後端中央に戻る。この線に沿って、線分長さをパラメータとし、座標値を3次スプライン補間あるいは線形補間で求める。先端も3次スプラインを適用できることで、円滑な曲線が得られる。先端と後端中央を結ぶ線分は $(I_{\max} - 1)$ 等分する。



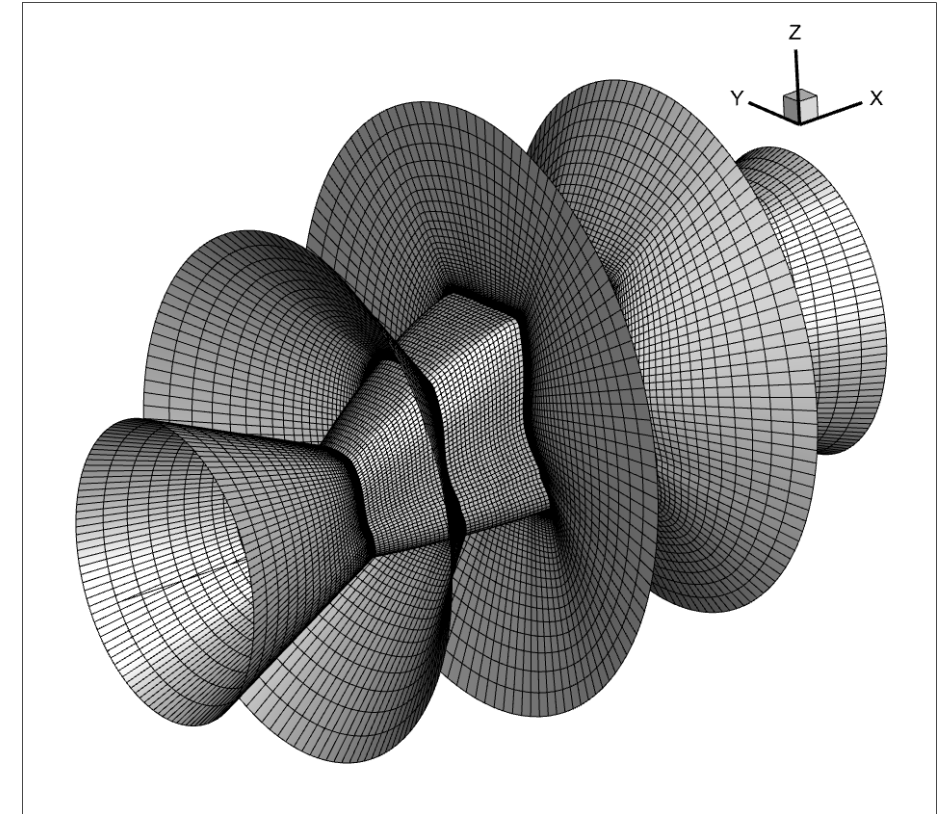
Step 3 : 外周の境界 (Kmax) の計算

- 外周超橢円球面を物体の長さ、幅、高さのそれぞれの半分に $(dR_0 + dR_1)/2$ を足した量をそれぞれ方向の半径とする。橢円球面の中央線は胴体の中央線に合わせてシフトさせる。



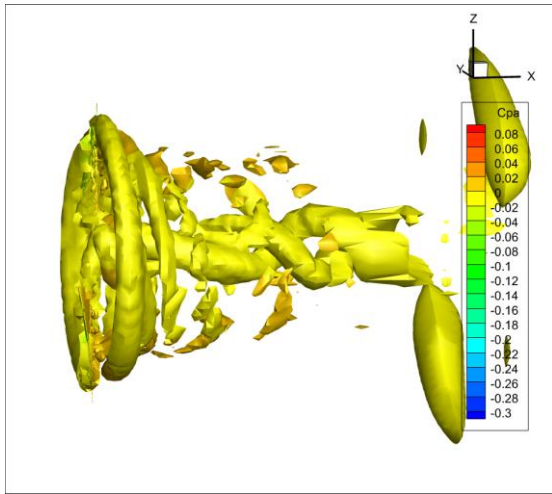
Step 4 : 内部の格子点の計算

- 外周上の(i, j)点と胴体表面上の(i, j)点直線で結び、胴体表面からの第1層の線分の長さがdHminとし、等倍比を決め、 $k=3 \sim K_{max}-1$ の点の座標点を決定する。
- 表面と外周を結ぶ直線と表面からの垂直線をk indexによる線形関数のRNz乗で重みを変えていく。
- 注意: 表面と外周を結ぶ線が物体に接触したり、線同士が交差したりすると、得られたGridで形成されるセルのVolumeがNegative / Positiveが混在し、CFD計算がエラーとなる。そのような複雑な形状の胴体については本自動生成手法が利用できない。

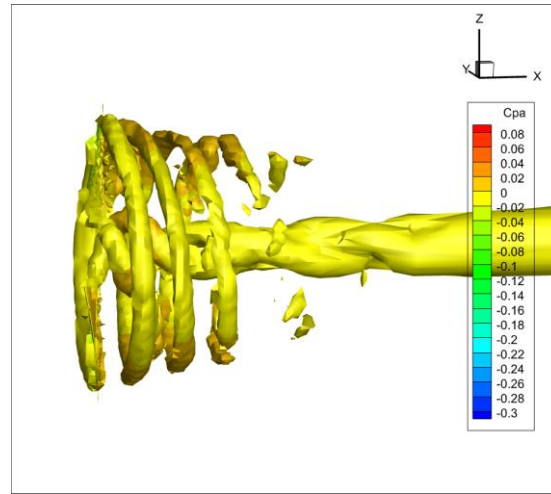


計算例

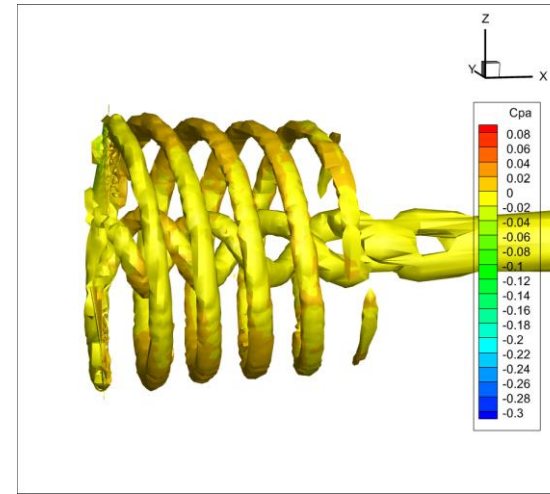
流れ場の様子 (APC 6x4E,J81yp2)



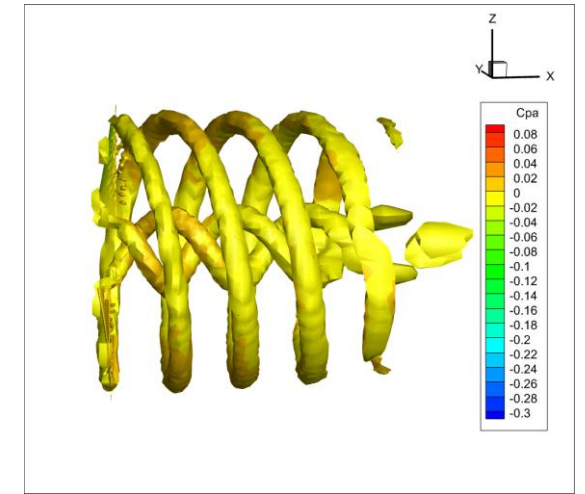
V=0m/s



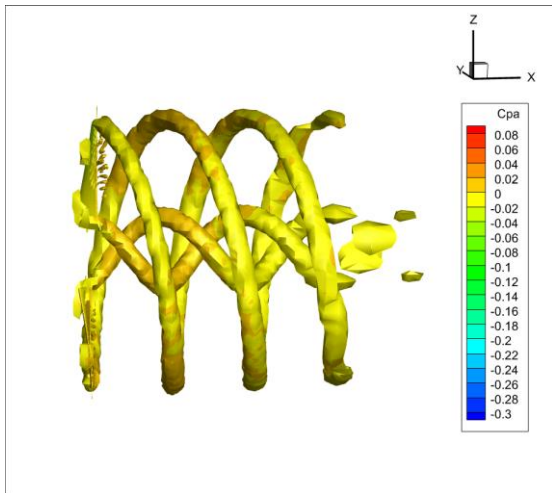
5m/s



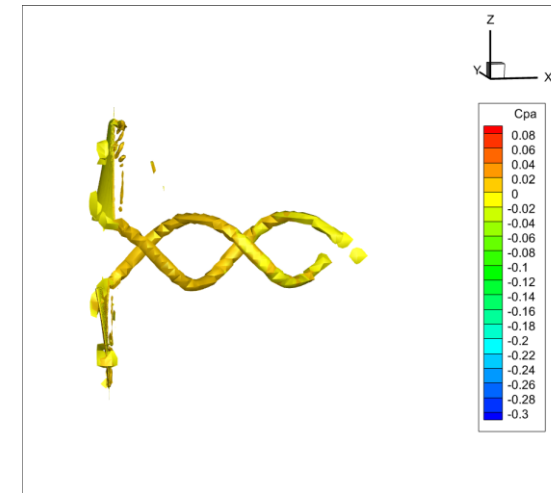
10m/s



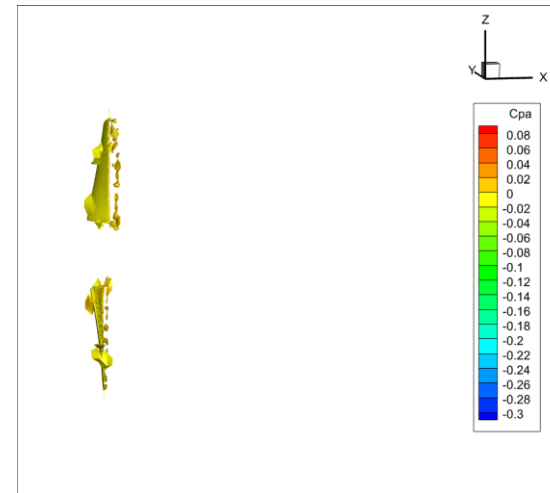
15m/s



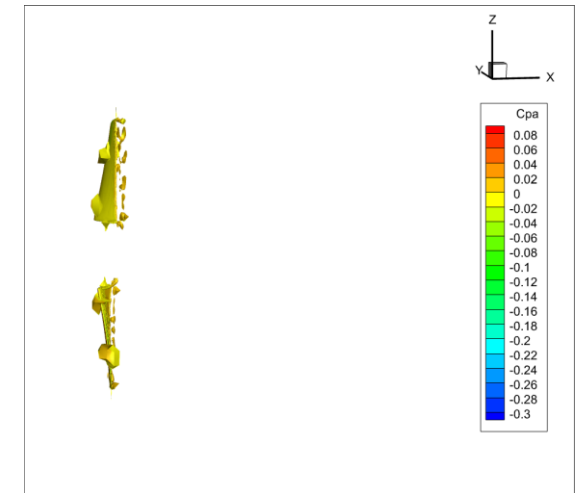
20m/s



25m/s

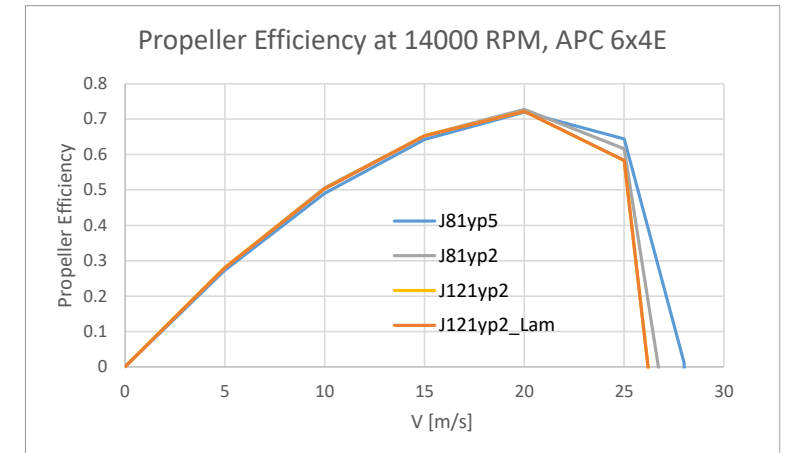
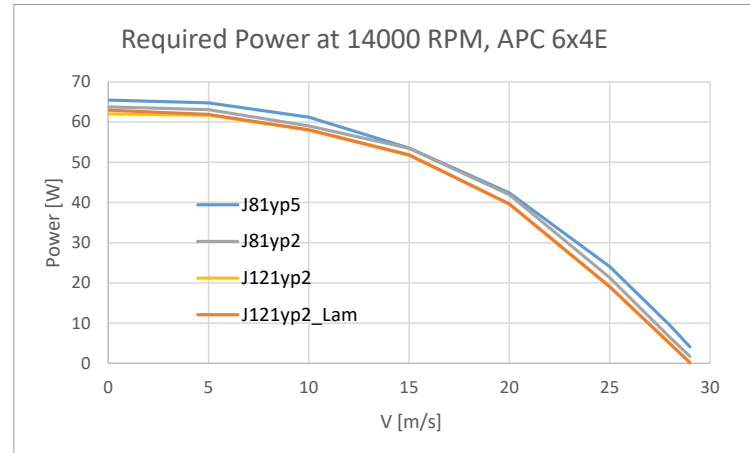
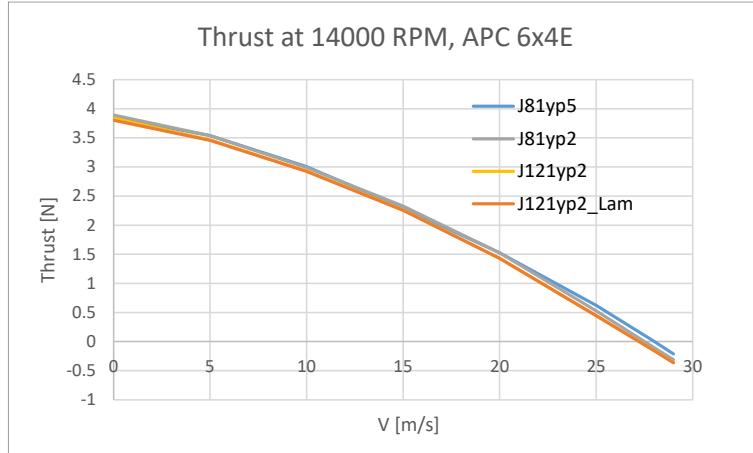


28m/s

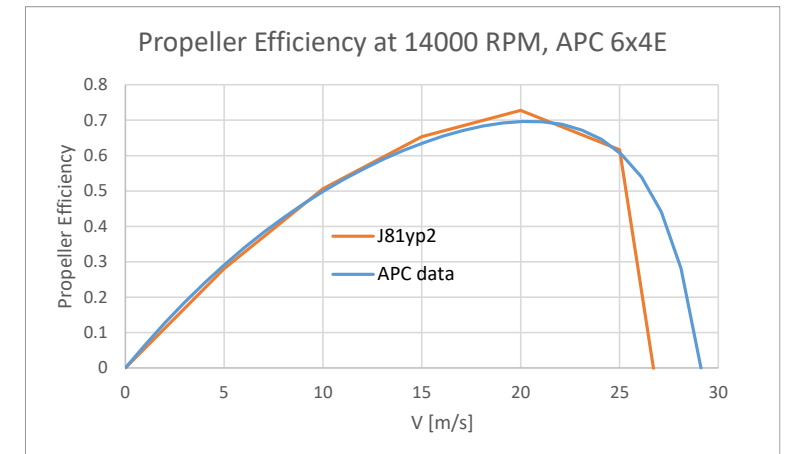
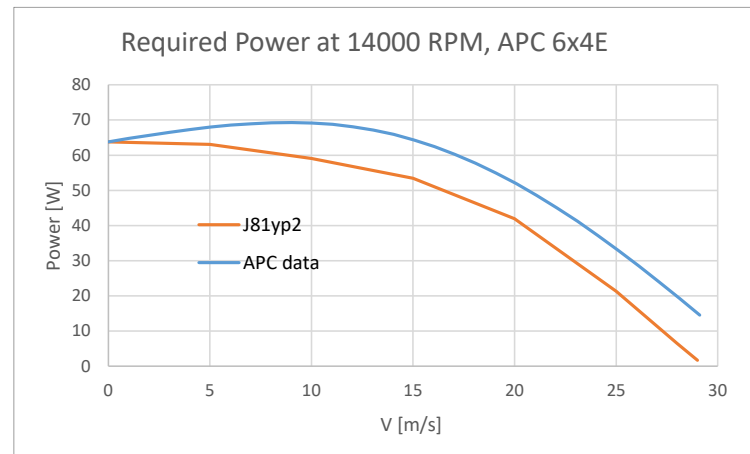
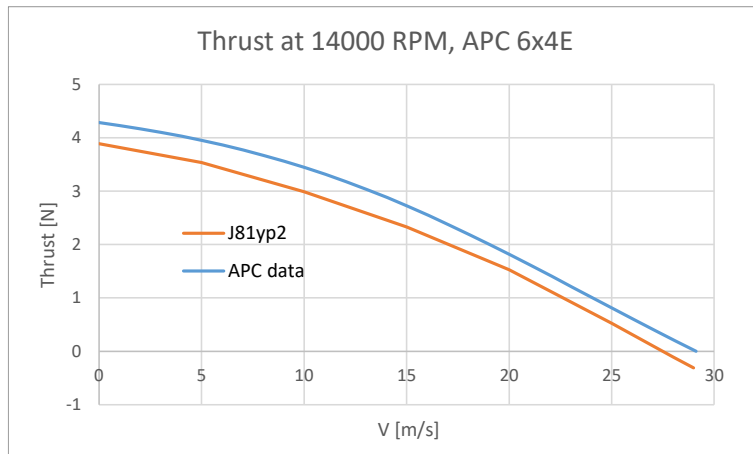


29m/s

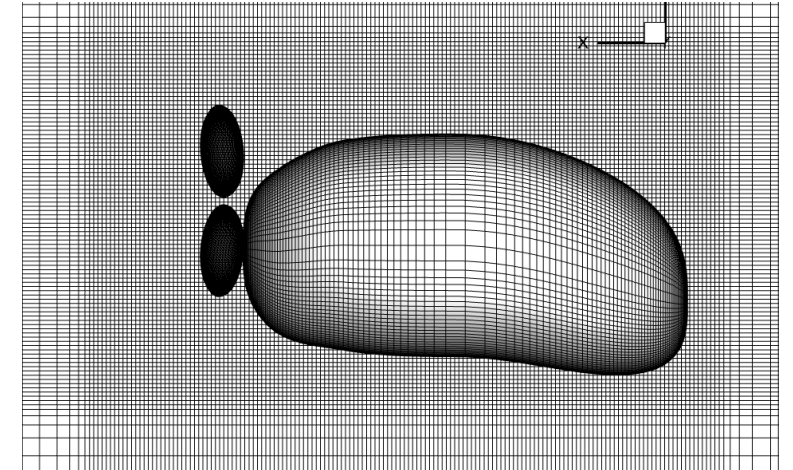
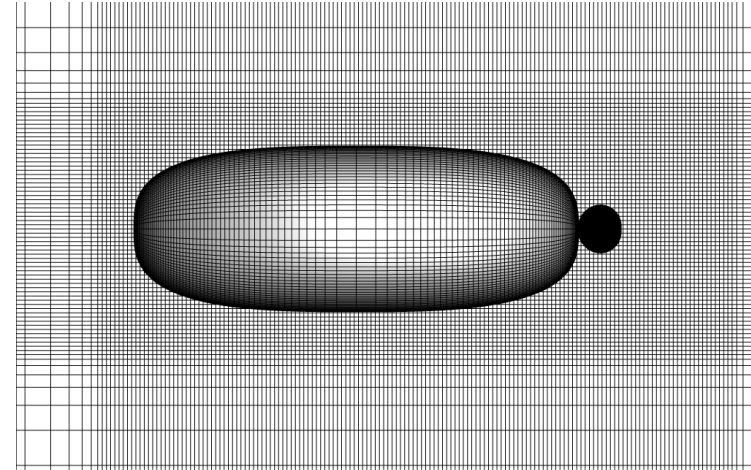
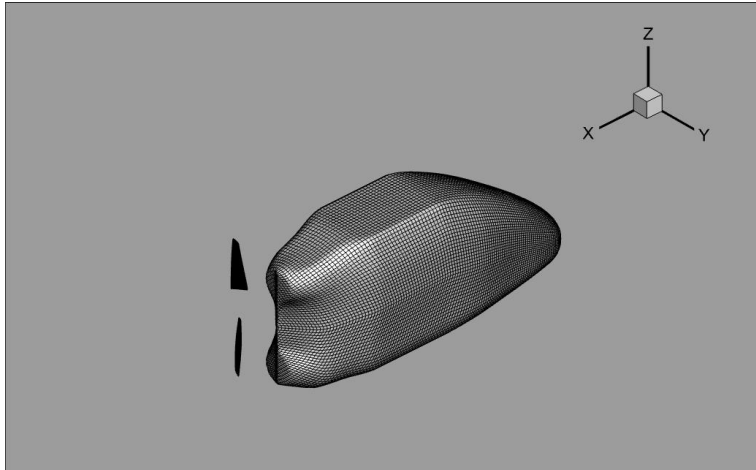
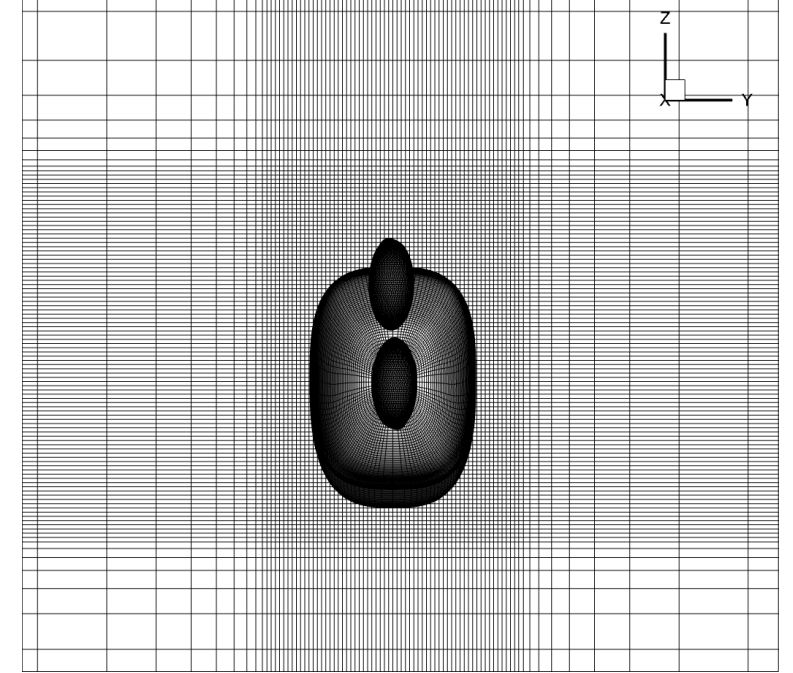
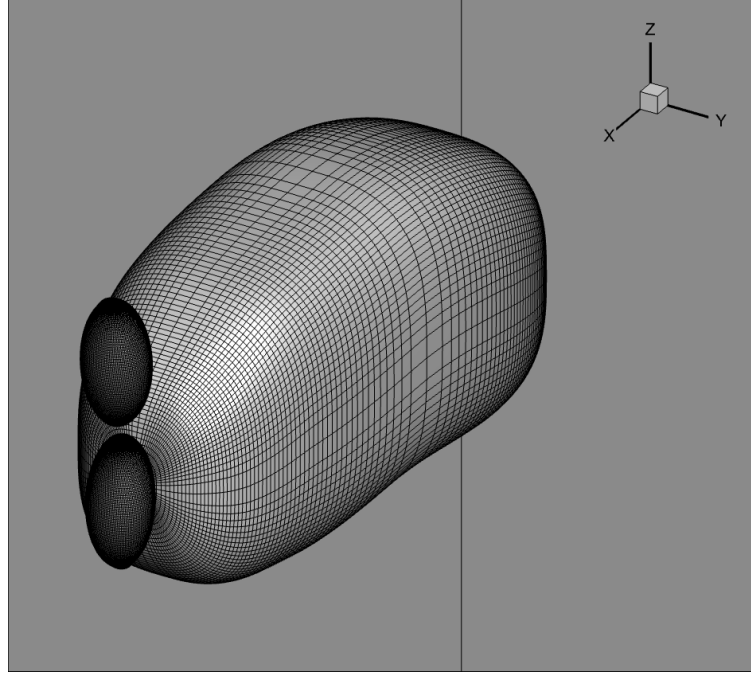
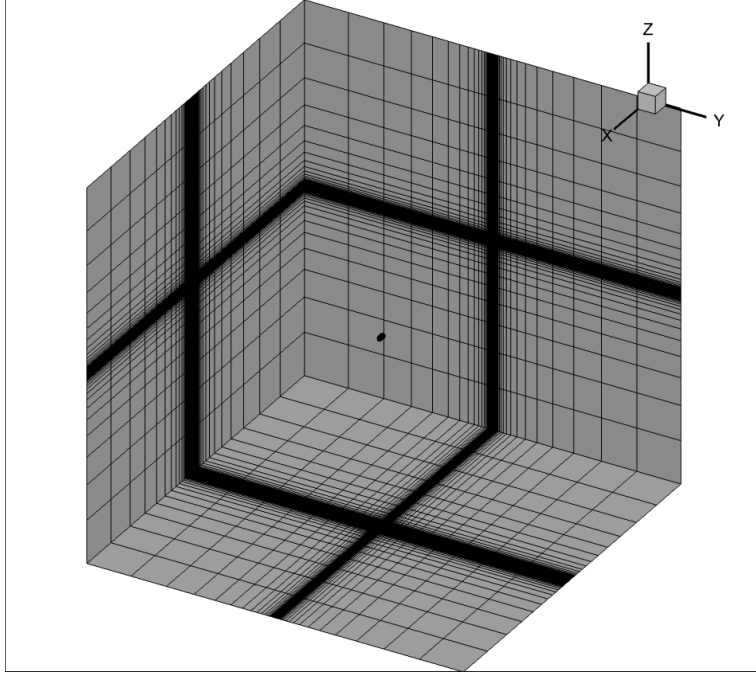
APC 6x4E, Grid Influence Study



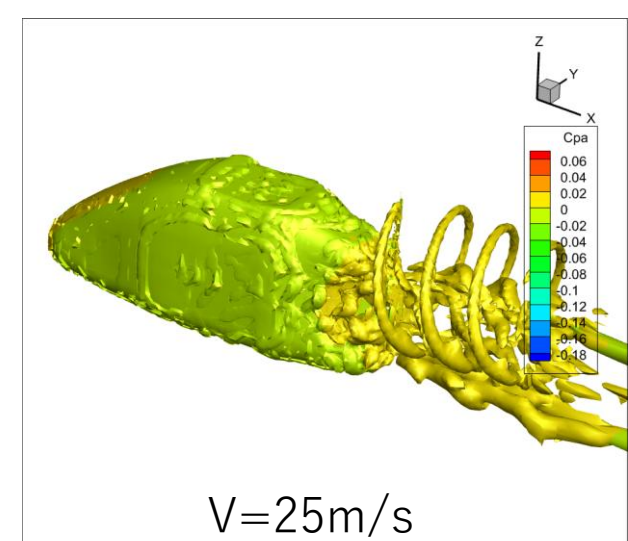
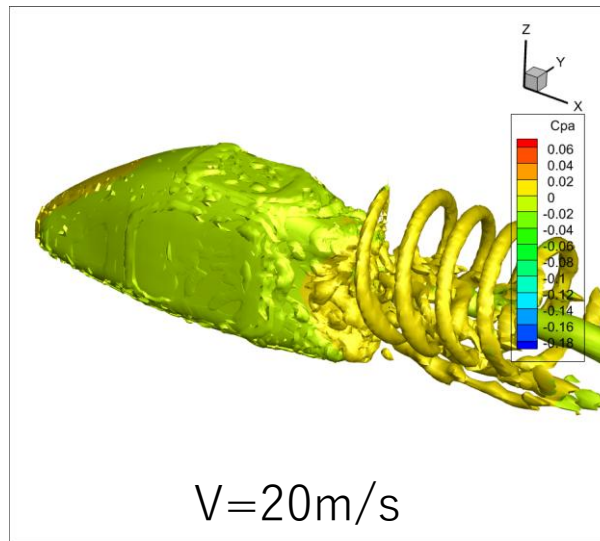
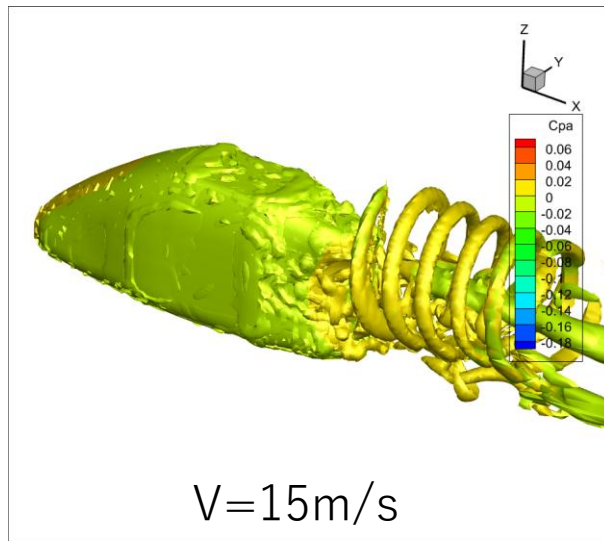
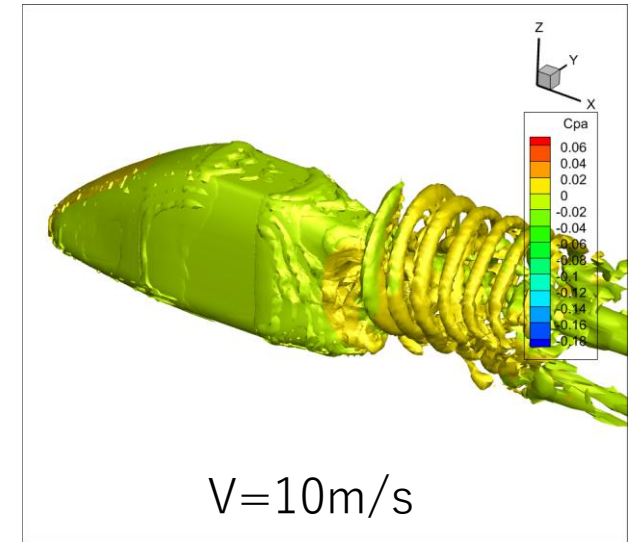
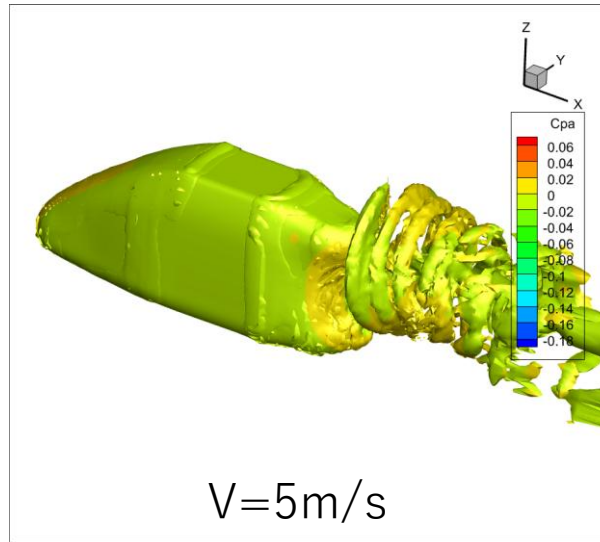
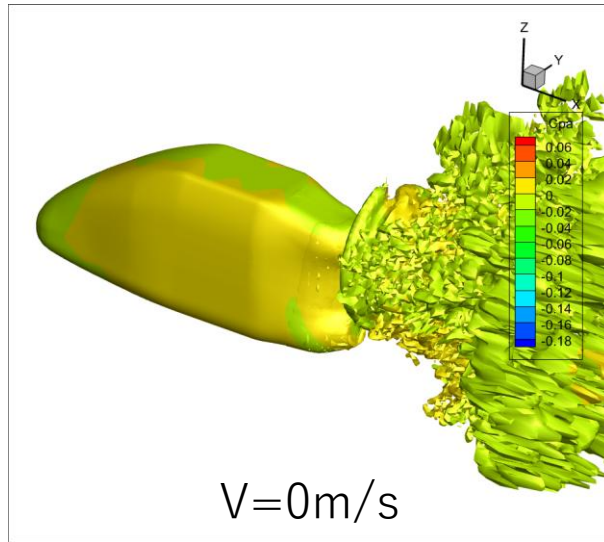
Comparison to APC published data (evaluated by Vortex Method)



Grid System for Fuselage-Propeller interaction JAXA



プロペラと胴体との干渉流れ場



まとめ

- これまでJAXAが提供してきた<rFlow3D>に対応するSOH型構造格子自動作成ツール群<rGrid>に補完するプロペラ周りと胴体周りの自動格子生成ツールを開発した。
- <GridGen_Propeller> は、LE とTEへの格子点の集中、端部でのキャンバーラインに沿う中間線の採用で、比較的キャンバーの大きい翼型への対応、ブレードのルート部と先端部への計算格子断面の集中配置などを通じて、質の良いブレード周りの格子生成を目指した。
- <GridGen_Fuselage>は胴体の断面線分を均一分割し、先端と後端を結ぶ線分も等分割することで、胴体表面に比較的均一な格子を分布させた。外周と結ぶ線を直線と垂直線を重み関数で決めることで、質の良い格子生成を目指した。
- 上記に紹介した二つのツールを利用することで、回転翼機でよく出てくるような胴体形状やプロペラ形状周りのrFlow3D向けのSOH型構造格子の生成が比較的短時間で可能になる。JAXAが開発した解析ツールがより広く社会実装できる一助になればと思う。
- 外部への提供開始時期や講習会開催については、2025年度内にユーザー様たちのご希望を聞いた上で決定したい。

Thank you for your kind attention!