

# **Etude d'un écoulement hypersonique sur une rampe**

HE Bingran

ZHANG Xunjie

l'UE Simulation en mécanique des fluides avec Fluent

8 avril 2018

# Table des matières

1	Introduction . . . . .	2
1.1	Sujet . . . . .	2
1.2	Notions théorique . . . . .	2
1.3	Objectif . . . . .	3
1.4	Hypothèses . . . . .	3
2	Méthode . . . . .	4
2.1	Maillages . . . . .	4
2.2	Quantité du maillage . . . . .	4
3	Résultats et Discussion . . . . .	5
3.1	Pression . . . . .	5
3.2	Température . . . . .	5
3.3	Densité du Mach 5 . . . . .	6
3.4	Adaptation en M=5 . . . . .	7
4	Conclusion . . . . .	9

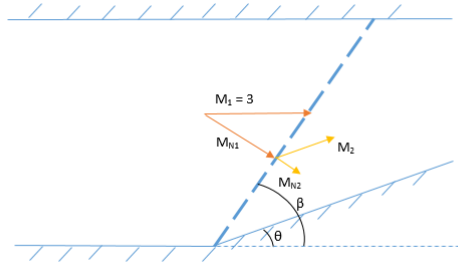
# 1 Introduction

## 1.1 Sujet

Les effets de compressibilité sont rencontrés dans les flux de gaz à haute vitesse et / ou dans lesquels il existe de grandes variations de pression. Lorsque la vitesse d'écoulement approche ou dépasse la vitesse du son ou lorsque le changement de pression dans le système ( $\Delta p/p$ ) est important, la variation de la densité du gaz avec la pression a un impact significatif sur la vitesse d'écoulement, pression et température.

Quand le nombre de Mach est inférieur à 1.0, le flux est appelé subsonique. Pour des nombres de Mach beaucoup inférieurs à 1,0 ( $M < 0,1$  ou plus), les effets de compressibilité sont négligeables et la variation de la densité de gaz avec pression peut être ignorée en toute sécurité dans votre modélisation d'écoulement. Lorsque le nombre de Mach s'approche de 1.0 (que l'on appelle le régime d'écoulement transsonique), les effets de compressibilité deviennent importants. Lorsque le nombre de Mach dépasse 1.0, le flux est appelé supersonique (dans notre étude,  $M$  est à partir de 3, 5, 7 et 9. Alors, on est dans les cas hypersoniques) et peut contenir des chocs et des ventilateurs d'expansion qui peuvent avoir un impact significatif sur le diagramme d'écoulement.

## 1.2 Notions théorique



**Figure 1** – schéma simple du problème

A partir de l'équation de conservation de masse, l'énergie et quantité de mouvement. On a :

$$\begin{aligned}\frac{\partial e}{\partial t} + \mathbf{u} \nabla e + \frac{p}{\rho} \nabla \mathbf{u} &= 0 \\ \frac{\partial \rho}{\partial t} + \mathbf{u} \nabla \rho + \rho \nabla \mathbf{u} &= 0 \\ \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \mathbf{u} \nabla \mathbf{u} + \frac{\nabla p}{\rho} &= 0\end{aligned}$$

On fait l'annonce des paramètres :

- $M_1, M_2$  nombre de Mach d'amont et d'aval.
- $T_1, T_2$  température d'amont et d'aval.
- $P_1, P_2$  pression d'amont et d'aval
- $M_n$  nombre de mach normal
- $\theta$  l'angle oblique

- $\beta$  l'angle du choc
- $\gamma$  rapport des chaleurs spécifiques

On trouve :

$$M_{2n}^2 = M_{1n}^2 \frac{(\gamma - 1)M_{1n} + 2}{2\gamma M_{1n} - (\gamma - 1)}$$

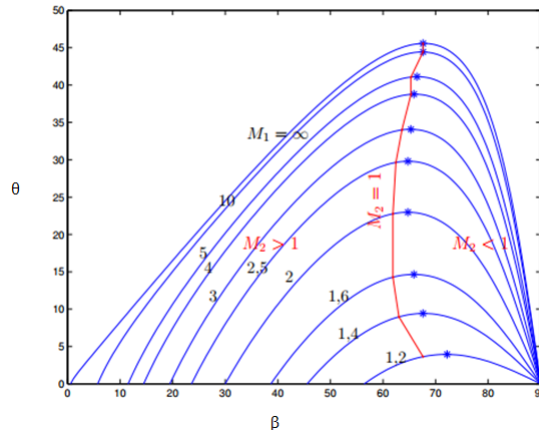
$$M_2 = \frac{M_{2n}}{\sin \beta - \theta}$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2\gamma M_{1n}^2 - (\gamma - 1)}{\gamma + 1}$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{(2\gamma M_{1n}^2 - (\gamma - 1))((\gamma - 1)M_{1n}^2 + 2)}{(\gamma + 1)^2 M_{1n}^2}$$

Et on a relation entre  $\theta, \beta$  et le nombre de Mach :

$$\frac{\tan(\beta - \theta)}{\tan(\beta)} = \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} + \frac{2}{(\gamma + 1)M_1^2 \sin^2(\theta)} \quad (1)$$



**Figure 2** – Relation entre  $\theta$ ,  $\beta$  et Nombre de Mach

Donc si on sais le nombre de mach en amont et l'angle oblique, on peut calculer la température en aval et la pression en aval de choc oblique.

### 1.3 Objectif

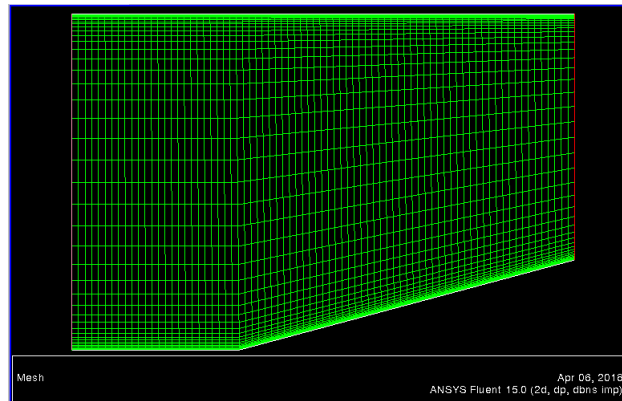
Etude de cet écoulement hypersonique consiste à prédire les caractéristiques du choc et la répartition de pression à la paroi sur une rampe. Les différences entre le modèle de gaz parfait et gaz réel seront aussi étudiés

### 1.4 Hypothèses

- Écoulement compressible et stationnaire
- Équations d'Euler (non-visqueux) avec équation de l'énergie
- Régime hypersonique ( $M \geq 3$ ) : les effets thermiques dû à la compressibilité sont importants
- Modèle gaz parfait et gaz réel
- Condition de non-adhérence et adiabatique en paroi de l'aile

## 2 Méthode

### 2.1 Maillages



**Figure 3** – Maillage original du choc oblique

Figure ci dessus, à gauche c'est l'entre de l'aire. On ajoute le "Nombre de Mach" comme la condition d'entrée. A la frontière droite, c'est la sortie de pression. En haut et en bas du maillage, on ajoute "wall" pour les conditions de la paroi.

### 2.2 Quantité du maillage

```
Mesh Quality:
Orthogonal Quality ranges from 0 to 1, where values close to 0 c
Minimum Orthogonal Quality = 9.60896e-01
Maximum Aspect Ratio = 2.07517e+02

Domain Extents:
x-coordinate: min (m) = -5.000000e-01, max (m) = 1.000000e+00
y-coordinate: min (m) = 0.000000e+00, max (m) = 1.000000e+00
Volume statistics:
minimum volume (m3): 1.922113e-06
maximum volume (m3): 1.331034e-03
total volume (m3): 1.366025e+00
Face area statistics:
minimum face area (m2): 9.988293e-05
maximum face area (m2): 6.655538e-02
Checking mesh.....
```

**Figure 4** – Verifier de quantité du maillage

On étudie cet maillage par examiner mesh quantifié, on trouve cet maillgae est situé dans le domaine  $(-0.5, 2) \times (0, 1)$ , le maillage est divisé en rectangle. Et approche les parois en haut et en bas, les retangles sont plus raffinés.

### 3 Résultats et Discussion

D'abord, on utilise le maillage de la partie précédent pour effectuer la simulation.

#### 3.1 Pression

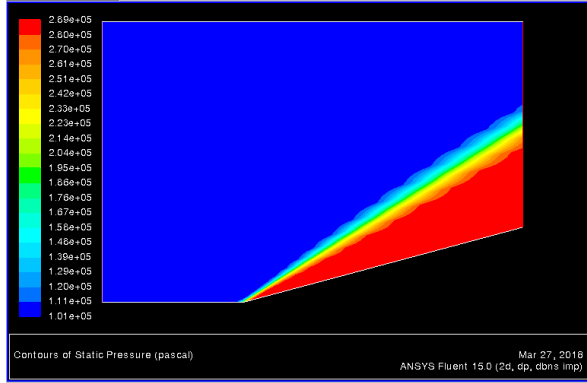


Figure 5 – Mach = 3

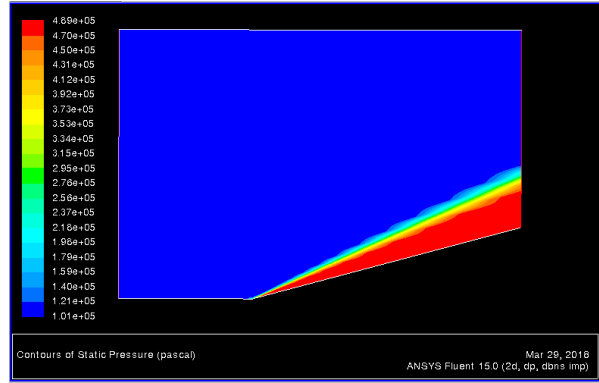


Figure 6 – Mach = 5

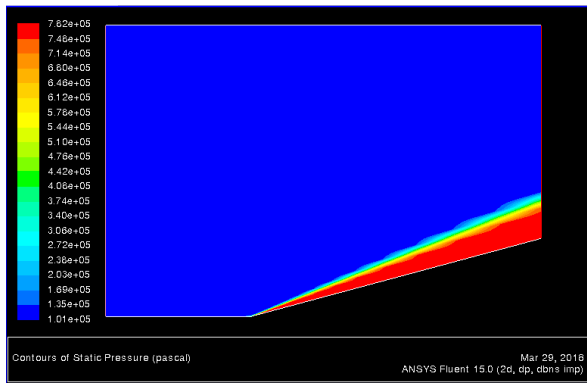


Figure 7 – Mach = 7

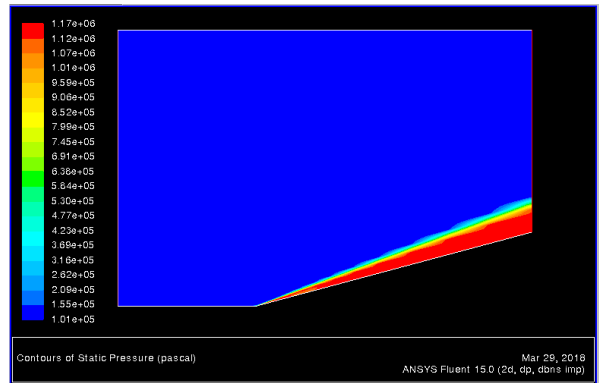


Figure 8 – Mach = 9

Figures ci-dessus, on trouve que l'angle entre la choc oblique et la rampe diminue en augmentant le nombre de mach. Et l'épaisseur du choc de plus en plus amoindrit aussi. C'est facile à comprendre si on regarde la figure

#### 3.2 Température

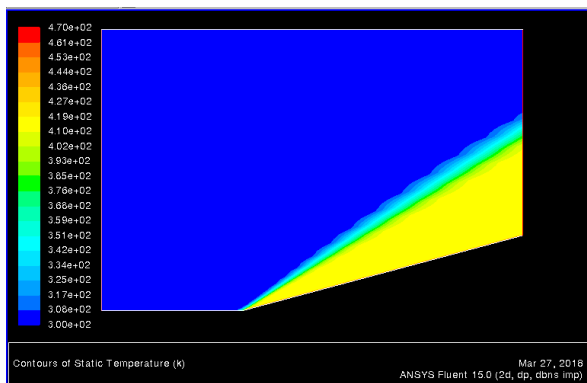


Figure 9 – Mach = 3

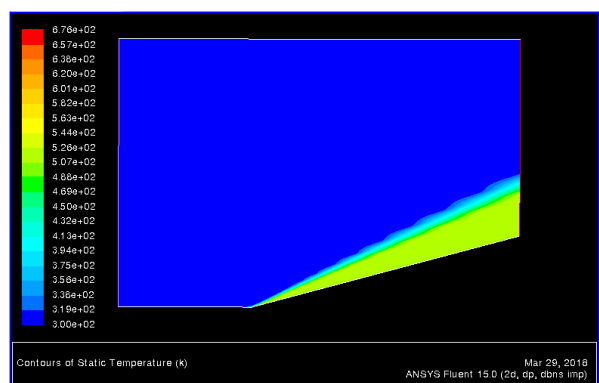
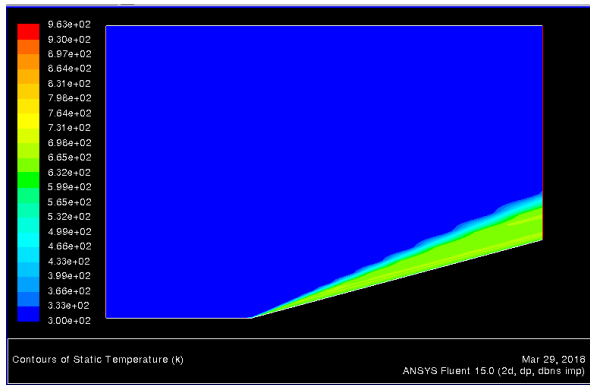
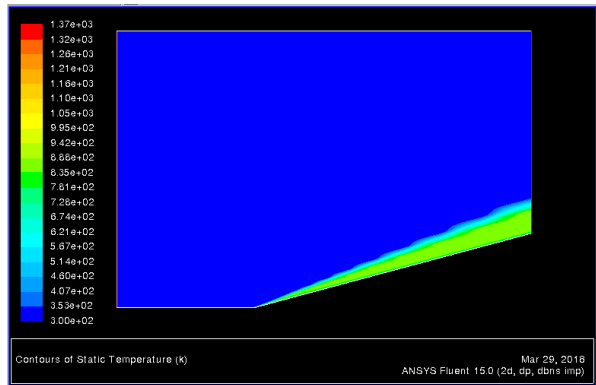


Figure 10 – Mach = 5



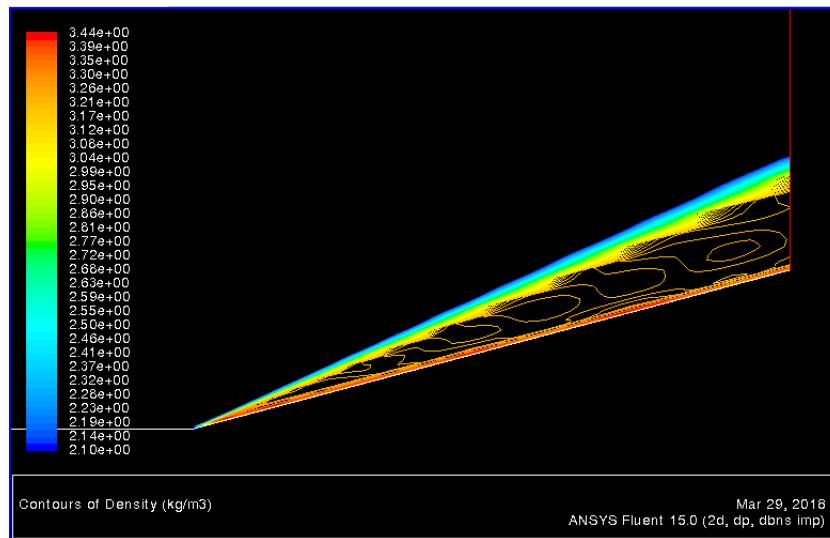
**Figure 11** – Mach = 7



**Figure 12** – Mach = 9

Figures ci-dessus, on trouve que l'angle entre la choc oblique et la rampe diminue en augmentant le nombre de mach. Et l'épaisseur du choc de plus en plus amoindrit aussi.

### 3.3 Densité du Mach 5



**Figure 13** – Densité en aval avec le nombre de Mach = 5

Figures ci-dessus, on trouve que la densité de choc est vers deux fois de la densité de l'air. C'est-à-dire que l'air sur le choc est en grande compression. De même sur l'aval de choc, l'air est beaucoup plus compressible du choc (vers 3.5 fois).

### 3.4 Adaptation en M=5

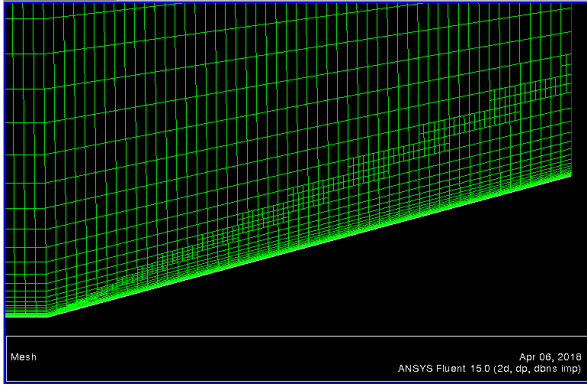


Figure 14 – 1ère adaptation

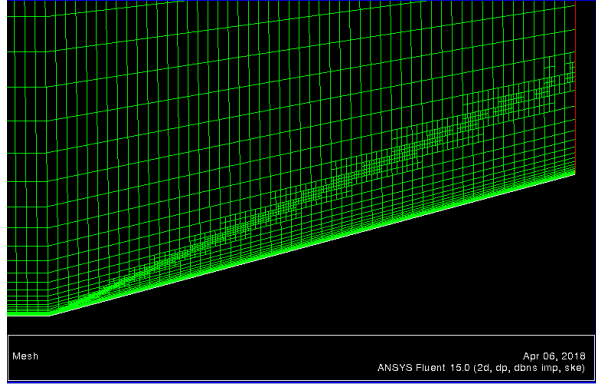


Figure 15 – 2nd adaptation

On fait la première adaptation du maillage, cette adaptation est associée par le gradient de pression. On voit que dans le domaine du choc, les rectangles des maillages sont divisés par quatre petites rectangles. En suite, on fait la second adaptation en base la première adaptation, les rectangles originaux sont divisés par 8 petites rectangles.

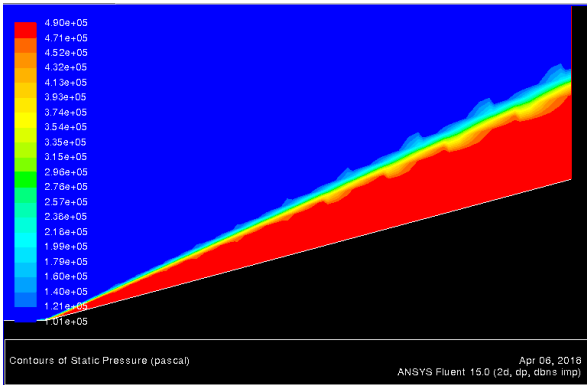


Figure 16 – pression de l'adaptation1

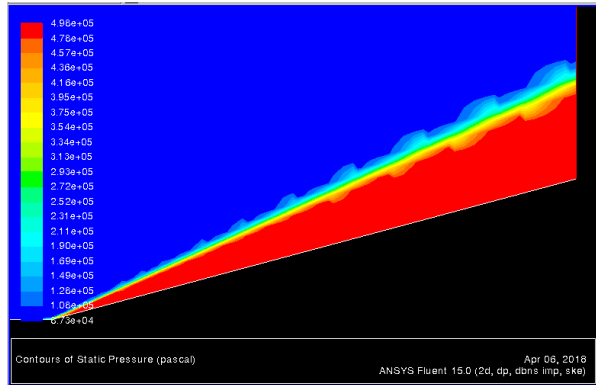


Figure 17 – pression  $k - \epsilon$  d'adaptation1

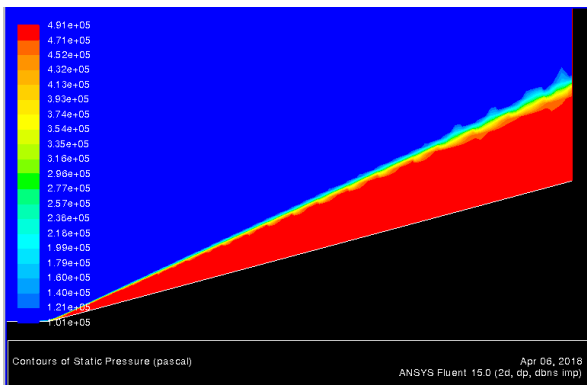


Figure 18 – pression de l'adaptation2

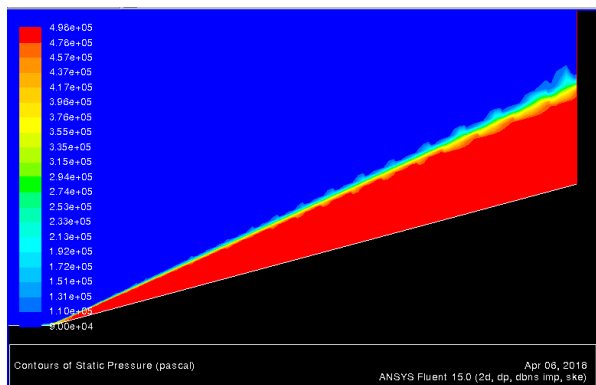


Figure 19 – pression  $k - \epsilon$  d'adaptation2

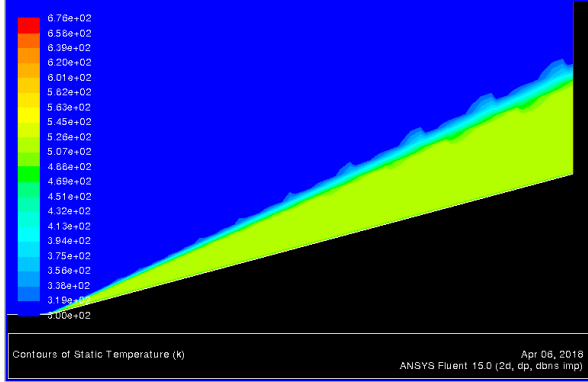
Figures ci dessus, en comparaison la Figure 16 et la Figure 17. On peut observer que le modèle  $K - \epsilon$  nous donner plus de détails car les petits "tourbillons" se trouvent plus que la Figure 16, en tant que le modèle  $K - \epsilon$  est une meilleure résolution numérique de



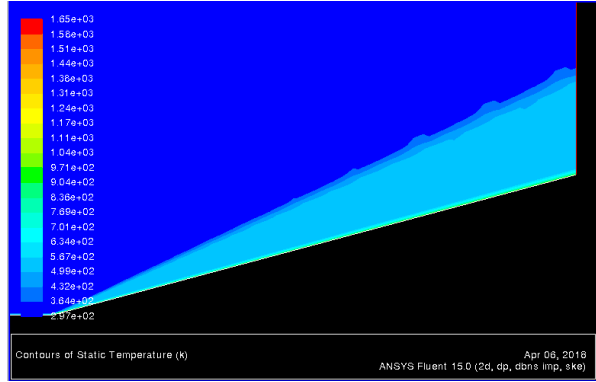
l'écoulement près de paroi.

En comparaison la Figure 16 et la Figure 18, on optimise que l'épaisseur du choc de Fig 18 est plus mince que Fig 16. C'est parce qu'on raffiner les maillages sur le domaine du choc.

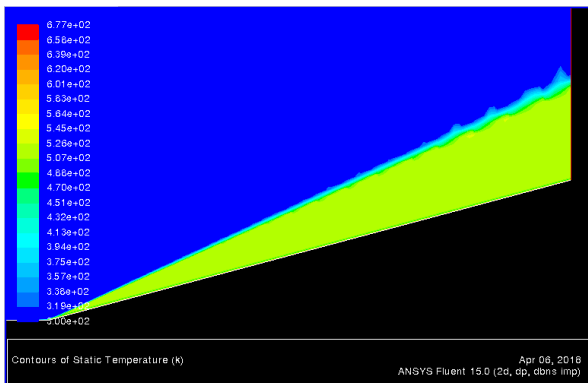
On peut conclure que le plus on augmente la qualité de maillage et le modèle de simulation, le plus exacte on peut avoir le résultat. De même pour la température.



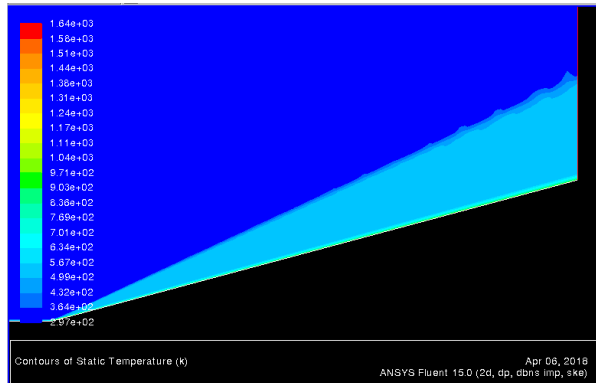
**Figure 20** – Température d'adaptation1



**Figure 21** – Température  $k - \epsilon$  d'adaptation1



**Figure 22** – Température d'adaptation2



**Figure 23** – Température  $k - \epsilon$  d'adaptation2

Pour les températures du résultat, on a même situation qu'avant. Le domaine du choc sont est plus mince quand on augmente l'adaptation du maillage.

## 4 Conclusion

Dans cette séance de projet, nous allons étudier le cas d'un choc oblique, ouvert à gauche et à droite, avec un écoulement à  $\text{Mach}=3,5,7,9$  en entrée, c'est-à-dire que les écoulements sont supersonique. Lorsque l'écoulement arrive en contact avec la paroi inclinée il y a formation d'une onde de choc qui va diviser le domaine en deux parties. L'onde de choc est donc le lieu de modifications brutales de la composante de la vitesse normale au choc, de la pression et de la température. Et en utilisant le méthode de  $k - \epsilon$  et l'application d'adaptation, on obtient une meilleure résolution de température et de pression pour cette écoulement hypersonique.