UNIVERSITE DE MONTREAL

MODELISATION GEOMETRIQUE D'AVION ET DE MAILLAGES TRIDIMENSIONNELS AUTOUR D'HELICES

par

Yves Lauzé

ECOLE POLYTECHNIQUE

DEPARTEMENT DE MATHEMATIQUES APPLIQUEES

MEMOIRE PRESENTE EN VUE DE L'OBTENTION

DU GRADE DE MAITRE ES SCIENCES APPLIQUEES (M.Sc.A.)

Février 1989

©Yves Lauzé 1989

UNIVERSITE DE MONTREAL

ECOLE POLYTECHNIQUE

Ce mémoire intitulé:

MODELISATION GEOMETRIQUE D'AVION ET DE MAILLAGES TRIDIMENSIONNELS AUTOUR D'HELICES

présenté par: Yves Lauzé

en vue de l'obtention du grade de: MAITRE ES SCIENCES APPLIQUEES (M.Sc.A.)

a été dûment accepté par le jury d'examen constitué de:

M. Patrick Vasseur ..... , Ph.D., président

M. Dominique Pelletier ..... Ph.D.

M. Marcelo Reggio ..... Ph. D.

Sommaire

Ce travail se divise en deux parties. La première est la conception d'un logiciel de design de maillage autour d'une hélice marine (HELIX). Ce logiciel est un instrument de travail interactif, il a donc été développé en pensant en fonction de l'utilisateur. Sa principale qualité est d'être très dynamique en plus de générer des maillages d'une grande qualité. Les détails de génération de ces maillages sont donnés dans le Chapitre 2, mais on peut déjà souligner ici qu'il s'agit de maillages structurés (i, j, k), et que la spécification des caractéristiques physiques des maillages est faite à l'aide de supports axisymétriques.

La deuxième partie est la conception d'un logiciel de conception géométrique des composantes de base d'un avion ainsi que l'assemblage (ICARE). Le genre d'avion visé est le type subsonique commercial. Le Challenger (CL 600), par exemple, est un avion qui peut très bien être généré par ICARE. Ce logiciel vise un

premier design qui devra par la suite être raffiné. Le troisième Chapitre s'applique à expliquer les paramètres de base qui serviraient à générer l'avion et des exemples d'avions sont présentés.

Abstract

This work is made-up of two parts. The first part contains the description of a 3D grid generation program for marine propellers (HELIX). This program is an interactive and very dynamic user friendly package. The details about the mesh itself are given in Chapter two but we can already state here that high quality structured mesh (i, j, k) are generated with the help of support surfaces.

The second part contains, the description of a geometric modeler (ICARE) for the basic entities of an airplane and the assembly of these entities to make a complete aircraft. Subsonic transport aircraft are the kind of aircraft that can be designed with (ICARE). The program will be useful for a first design and would need some refinement in the "corners" to get a real airplane. The third Chapter gives the basic parameters that are needed to generate the airplane and some examples of airplanes.

Remerciements

Je voudrais remercier mes parents pour m'avoir montré à travailler et donné le goût de continuer.

Je voudrais aussi remercier mon directeur Ricardo Camarero et mon co-directeur Dominique Pelletier pour m'avoir fourni la motivation ainsi que les ingrédients nécessaires à la réalisation de ce projet.

D'un point de vue plus technique, je remercie Benoit Ozell pour ses conseils informatiques ainsi que Line Duquette pour ses conseils linguistiques.

Merci aussi au CRSNG ainsi qu'au CRIM pour l'appui financier à ce projet.

Merci à Manon pour le dernier coup de pied.

Table des Matières

Sommaire iv

Abstract vi

Remerciements vii

Table des matières xii

Liste des figures xii

1 Introduction 1

1.1 Description du processus d'IAO 2

1.1.1 Modélisation géométrique 3

1.1.2 Modélisation du domaine de calcul 3

1.1.3 Résolution de l'équation différentielle 4

1.1.4 Visualisation des résultats 4

1.2 Description de Helix 5

1.2.1 Introduction 5

1.2.2 Définition du problème 7

1.3 Description de Icare 12

2 Première partie: HELIX **17**

2.1 Arbre du menu 18

2.2 Fonctionnement général 19

2.2.1 Lecture d'une géométrie 19

2.2.2 Visualisation deux dimensions 20

2.2.3 Ecriture des résultats 20

2.3 Description des utilitaires 21

2.3.1 Lire 21

2.3.2 Calcul - nbr - pales 22

2.3.3 Calcul - init.param 22

2.3.4 Calcul - def. supports 23

2.3.5 Calcul - def. supports - axisym. 26

2.3.6 Calcul - def.support - inter-pale 35

2.3.7 Calcul - inter-trans 43

2.3.8 Calcul - concentrer 48

2.3.9 Calcul - relaxer 52

2.3.10 Visua 2D 55

2.3.11 Ecrire - éléments finis 56

2.3.12 Ecrire - fit 58

2.3.13 Ecrire - Movie 62

3 Deuxième partie: ICARE **64**

3.1 Arbre du menu 66

3.2 Fonctionnement général 68

3.2.1 Niveau 1 68

3.2.2 Niveau 2 76

3.2.3 Niveau 3 95

3.3 La visualisation dans le programme ICARE 98

3.4 Banque de données 101

Conclusion **105**

Bibliographie **108**

A Génération des points sur les limites inter-pales **110**

A.1 Première étape 111

A.1.1 Description des profils de la pale 111

A.2 Deuxième étape 113

A.2.1 Définition des limites inter-pales 113

A.2.2 Discrétisation des supports inter-pales 114

A.2.3 Extension de la ligne de cambrure du profil 115

A.3 Troisième étape 116

A.3.1 Re-paramétrisation des courbes du domaine 116

A.4 Quatrième étape 117

A.4.1 Définition des limites inter-pales 117

A.5 Cinquième étape 119

B Banque de données pour Icare **121**

B.1 Profils 122

B.1.1 Joukowski 122

B.1.2 NACA4 122

B.1.3 Quelconque 123

B.2 Aile 123

B.3 Empennage de profondeur 124

B.4 Empennage de direction 124

B.5 Fuselage 125

B.6 Avion 125

C Transformation de Joukowski **126**

D Profil NACA4 **130**

D.1 NACA à quatre chiffres 132

D.1.1 Système de numérotation 132

D.1.2 Distribution d'épaisseur 134

D.1.3 Ligne de cambrure 134

E Super-ellipses **136**

E.1 Calcul des points 139

E.2 Calcul des bornes 139

Figures

1.1 Méthodologie de l'IAO 2

1.2 Hélice marine 6

1.3 Direction relative de l'écoulement 8

1.4 Surfaces axisymétriques 9

1.5 Cylindre développé 10

1.6 Alignement des limites inter-pales 11

1.7 1. Visualisation technique 15

1.8 2. Visualisation 3D (sommaire) 15

1.9 Visualisation réaliste 16

2.1 Système de coordonnées 22

2.2 Projection $(r \circ z)$ 24

2.3 Limites dans le plan $(r * \theta \circ z)$ 25

2.4 Point d'ancrage 29

2.5 Profil d'épaisseur nulle 31

2.6 Position des points d'ancrage 32

2.7 Projection $(r \circ \theta)$ 32

2.8 Génération de surfaces intermédiaires 34

2.9 Définition d'une hélice 37

2.10 Intersection support/pale 39

2.11 Limites inter-pales 41

2.12 Maillage sur un support et concentration 48

2.13 Fonction sinus 49

2.14 Association des lois 50

2.15 Définition d'une brique 59

3.1 Profil Joukowski 70

3.2 Profil NACA4 71

3.3 Section de fuselage d'un 707 72

3.4 Sections 75

3.5 Choix d'un profil 78

3.6 Séquence de points sur un profil 78

3.7 Paramètres d'une aile 79

3.8 Matrice de transformation 81

3.9 Aile 83

3.10 Empennage de profondeur 85

3.11 Empennage de direction 86

3.12 Points du contour 88

3.13 Discontinuité au point de raccordement 90

3.14 Continuité au point de raccordement 90

3.15 Contour "spliné" 91

3.16 Définition des sections 92

3.17 Interpolation selon la spline 93

3.18 Fuselage 94

3.19 Avion vu de côté 96

3.20 Avion vu d'en haut 97

3.21 Avion: Critère de la normale 99

3.22 Avion (MOVIE.BYU) 100

A.1 Première étape 112

A.2 Deuxième étape: première partie 114

A.3 Séquence des points d'un profil 116

A.4 Quatrième étape 118

A.5 Maillage final 120

C.1 Profils de Joukowski [ref. 1] 129

D.1 Profil NACA4 [ref. 2] 131

E.1 Points d'une super ellipse 138

E.2 Bornes d'une section pour Δc négatif 140

E.3 Bornes d'une section pour Δc positif 142

Chapitre 1

Introduction

1.1 Description du processus d'IAO

Le processus de résolution de problèmes d'ingénierie, ou ingénierie assistée par ordinateur (IAO), comporte quatre étapes principales : la modélisation géométrique d'un domaine, la modélisation du domaine de calcul, la résolution des équations différentielles et, en dernier lieu, la visualisation de la solution. Cette démarche est illustrée à la figure 1.1,

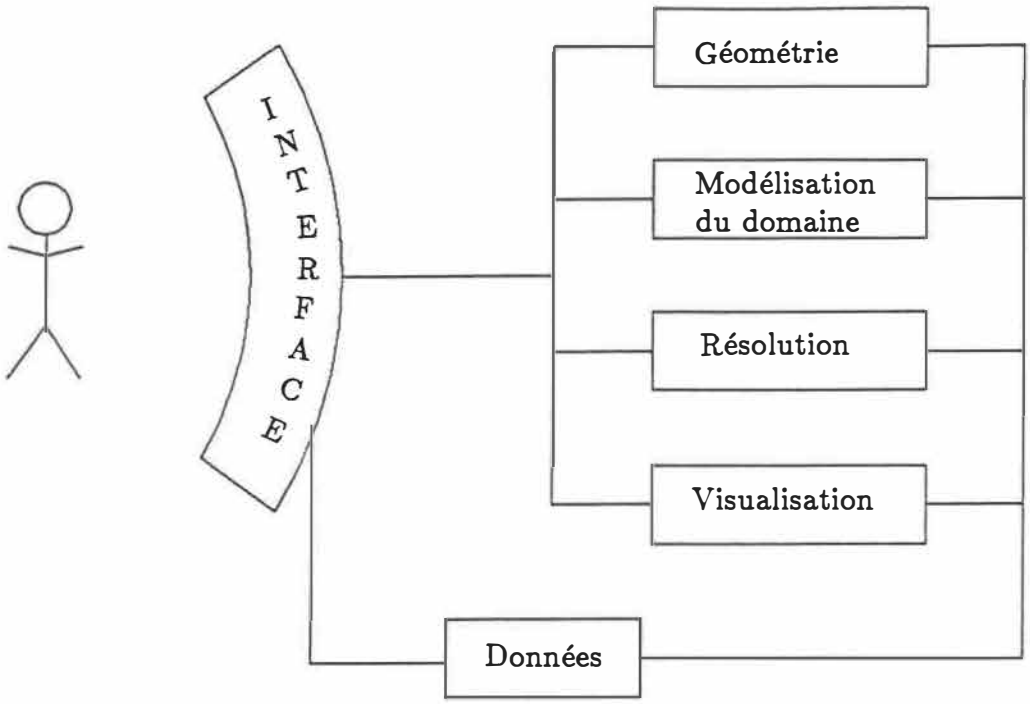


Figure 1.1: Méthodologie de l'IAO

1.1.1 Modélisation géométrique

Pour pouvoir effectuer des calculs sur une composante physique, il faut d'abord construire un modèle informatique de sa géométrie. Cela consiste à transformer les caractéristiques géométriques d'un objet en caractéristiques informatiques pouvant être traitées par un ordinateur. Puisque la géométrie constitue la base de la génération du maillage, il ne faut pas perdre de vue les liens étroits entre la modélisation géométrique et la génération de maillage. Dans cette étape il s'agit de décrire un objet par des entités géométriques de base telles que des courbes, surfaces et de structurer celles-ci en un ensemble cohérent et non-ambigue.

1.1.2 Modélisation du domaine de calcul

Par modélisation géométrique du domaine de calcul on entend la définition des limites qui bornent la région d'intérêt et la génération d'un maillage à l'intérieur du domaine de calcul. On cherchera, par conséquent, à organiser le domaine de calcul en un ensemble de points ayant une structure logique. Les caractéristiques du maillage, la concentration et le nombre de points, notamment, sont fonction des besoins du problème. Cette discrétisation géométrique prépare la discrétisation de la physique du phénomène étudié.

1.1.3 Résolution de l'équation différentielle

Bien que les quatre étapes décrites ici soient importantes, c'est l'étape de résolution qui est au coeur de l'IAO. En effet, cette dernière vise à fournir des réponses que l'ingénieur peut utiliser lors de la conception d'une pièce. Les méthodes de résolution numériques sont variées et souvent coûteuses. Les résultats de cette étape doivent être écrits dans un fichier selon un format préétabli par les programmes de visualisation des résultats. Le présent travail portant sur les deux premières étapes de l'IAO, on comprendra que les questions relatives à la résolution des équations différentielles n'y sont pas exposées.

1.1.4 Visualisation des résultats

Cette étape est de loin la plus spectaculaire. Elle consiste à transformer les variations numériques du problème en images. L'objectif étant de faciliter l'interprétation des résultats, la couleur est un élément clé qui maximise la quantité et la qualité de l'information transmise à l'ingénieur en une seule image.

La présentation du travail se divise en deux parties. La première décrit la réalisation d'un logiciel de modélisation géométrique d'avion (ICARE) tandis que la seconde porte sur un programme de génération de maillages appliqués aux

hélices (HELIX).

Ces remarques décrivent la structure générale de la démarche de l'IAO. Les algorithmes et les logiciels sont particuliers à chaque domaine. Dans l'étude réalisée le domaine est celui de la mécanique des fluides avec des applications vers l'aérodynamique et la construction navale. Deux logiciels ont été réalisés pour les aspects de modélisation géométrique et les aspects de design de maillages. Dans ces deux cas les objets sont en trois dimensions et généralement fort complexes.

1.2 Description de Helix

1.2.1 Introduction

Pour étudier l'écoulement autour des pales d'une hélice, il faut résoudre numériquement les équations de la mécanique des fluides qui décrivent le phénomène. On a donc besoin d'un maillage représentant le domaine de calcul. La géométrie des pales a été créée au préalable à l'aide du programme PALE. Sans donner ici tous les détails concernant la génération de la géométrie de l'hélice, il est intéressant d'en préciser les grandes lignes.

La figures 1.2 illustre le résultat final : une hélice complète.

National Library
of Canada

Canadian Theses Service

Bibliothèque nationale
du Canada

Service des thèses canadiennes

NOTICE

QUALITY OF THIS MICROFICHE
HEAVILY DEPENDENT UPON THE
LITY OF THE THESIS SUBMITTED
MICROFILMING.

ORTUNATELY THE COLOURED
USTRATIONS OF THIS THESIS
ONLY YIELD DIFFERENT TONES
GREY.

AVIS

LA QUALITE DE CETTE MICROFICHE
DEPEND GRANDEMENT DE LA QUALITE DE LA
THESE SOUMISE AU MICROFILMAGE.

MALHEUREUSEMENT, LES DIFFERENTES
ILLUSTRATIONS EN COULEURS DE CETTE
THESE NE PEUVENT DONNER QUE DES
TEINTES DE GRIS.

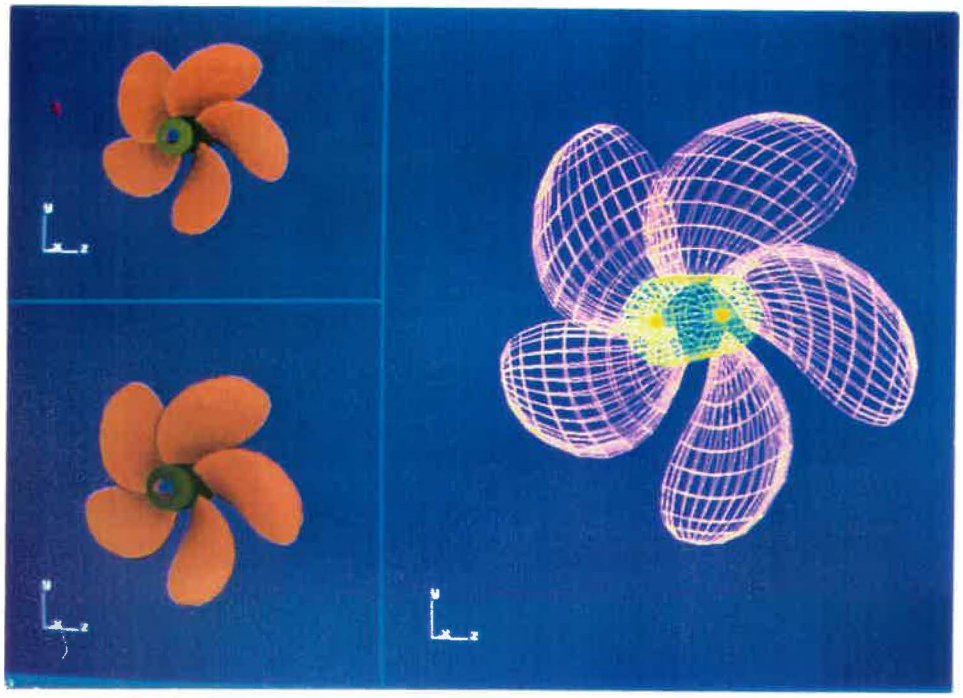


Figure 1.2: Hélice marine

Sur cette figure, on distingue deux parties topologiquement différentes : le moyeu et les pales. Le moyeu est un cylindre aux extrémités arrondies servant de support aux pales. Le mouvement de rotation est transmis du moteur aux pales par un arbre de transmission relié au moyeu. Les pales servent d'éléments hydrodynamiques pour transformer l'énergie mécanique en poussée sur le véhicule. La géométrie des pales doit être conçue de façon à transformer l'énergie avec le meilleur rendement propulsif possible.

Du point de vue hydrodynamique, on associe une pale à une aile d'avion. En effet, une pale n'est qu'une collection de profils hydrodynamiques au même titre que les profils aérodynamiques dans le cas d'ailes d'avion. Il reste cependant qu'une pale est beaucoup plus vrillée qu'une aile à cause de la direction relative de l'écoulement due à la rotation (figure 1.3). De cette complexité géométrique découle un certain nombre de problèmes de conception géométrique, mais c'est surtout dans la génération du maillage que ceux-ci sont les plus aigus

1.2.2 Définition du problème

Pour une aile d'avion, il n'y a pas de rotation, donc pas de composante "$\omega * r$" et par conséquent, pas de vrille aussi importante que dans le cas des hélices. C'est cette caractéristique qui rend complexe la génération d'un maillage autour d'une pale d'hélice.

Afin de conférer à la génération du maillage le maximum de souplesse et de contourner les difficultés d'une description interactive tridimensionnelle du maillage, il faut décrire les caractéristiques du domaine à l'aide de surfaces axisymétriques définies interactivement par l'utilisateur au moment de la création. Cette façon d'aborder le problème requiert seulement la spécification des caractéristiques

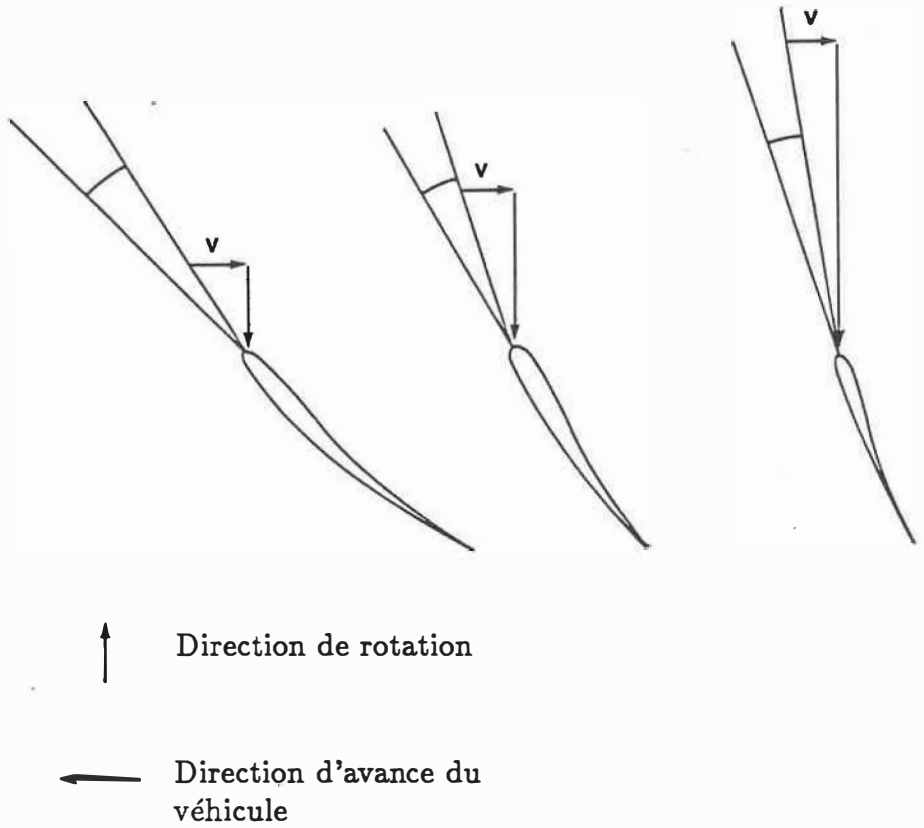


Figure 1.3: Direction relative de l'écoulement

bidirectionnelles, données qui se prêtent bien à une description à l'écran d'un poste de travail. La figure 1.4 montre un exemple simple de surfaces axisymétriques.

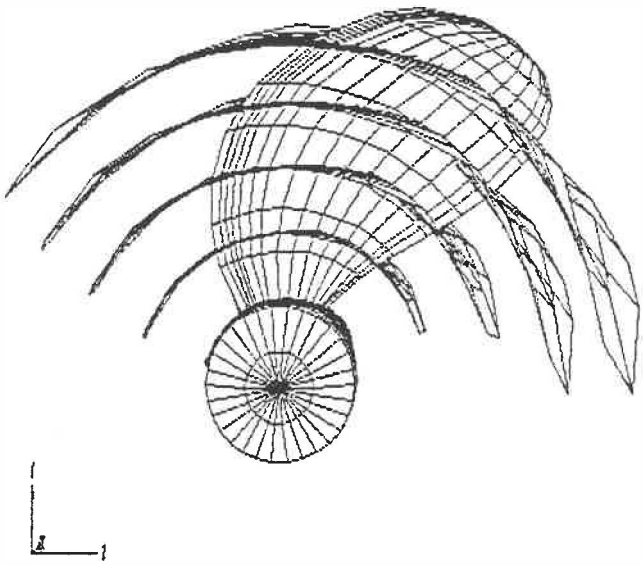


Figure 1.4: Surfaces axisymétriques

On y voit le moyeu et la pale en plus des portions de cylindre qui traversent la pale et sur lesquelles on génère le maillage. L'avantage d'utiliser des surfaces axisymétriques comme supports de maillage réside dans la facilité avec laquelle on peut définir les caractéristiques géométriques du domaine telles la position et la concentration de points sur la surface de la pale. Si l'on considère l'intersection

d'un cylindre avec la pale et que l'on projette dans le plan $(z * r \circ \theta)$, on obtient le résultat suivant (figure 1.5).

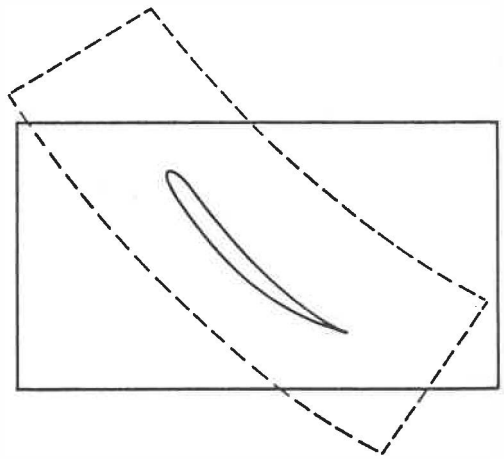


Figure 1.5: Cylindre développé

On s'aperçoit rapidement de l'avantage d'aligner les limites du domaine avec la ligne de cambrure du profil. Cela facilitera grandement la solution numérique et permettra, entre autre, de considérer l'écoulement autour d'une seule pale grâce à l'introduction de limites périodiques. Mais d'autre part, il importe de garder un certain contrôle sur la forme des mailles. D'une façon générale, on dira que plus

la forme de la maille est proche du rectangle, meilleure elle est. On en vient alors très vite à la conclusion qu'il faut aligner les limites du maillage comme le montre la figure 1.6.

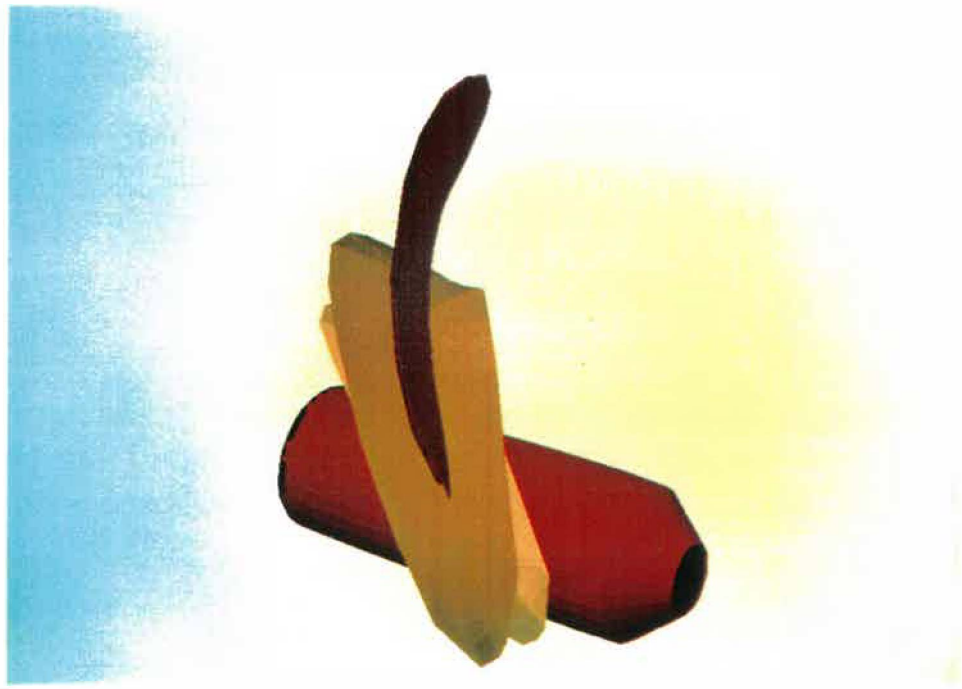


Figure 1.6: Alignement des limites inter-pales

La modélisation du domaine de calcul repose donc sur deux étapes. A la première, on produit les surfaces axisymétriques destinées à porter le maillage et, par

la suite, on génère le maillage sur chacun de ces supports. La description détaillée de ce processus ainsi que les difficultés techniques rencontrées font l'objet du Chapitre 2.

1.3 Description de Icare

Pour générer les composantes de base d'un avion, à l'aide d'un ordinateur, on peut utiliser un des logiciels disponibles sur le marché ou, comme dans le cas présent, concevoir un logiciel dédié à la conception des composantes de base d'un avion.

Avant de se lancer dans la programmation proprement dite, il faut identifier les composantes de base et comment les définir. Ceci implique une bonne interaction usager/programme car les utilisateurs sont maintenant très exigeants, ce qui rend la tâche beaucoup plus ardue pour le programmeur.

Les composantes de base ont été identifiées comme:

- Niveau 1
  - Profils
  - Section

- Niveau 2
  - Aile
  - Empennage de direction
  - Empennage de profondeur
  - Fuselage
- Niveau 3
  - Avion

Chacune de ces composantes est réalisées par les fonctions de base suivantes:

- CREER
- MODIFIER
- VISUALISER

La gestion de ces éléments stockés dans une banque de données est réalisée par l'utilisateur à l'aide des fonctions suivantes:

- SAUVER

- DETRUIRE

Lorsque l'utilisateur manipule les composantes, trois types de visualisation sont possible:

1. Visualisation technique
2. Visualisation 3D (sommaire)
3. Visualisation réaliste

Des exemples de chaque type de visualisation sont donnés aux pages suivantes.

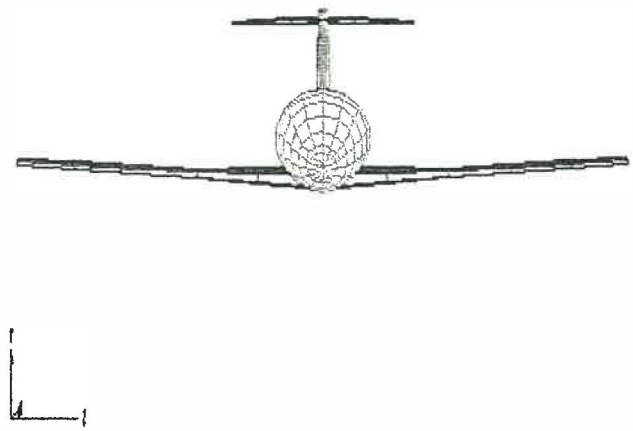


Figure 1.7: 1. Visualisation technique

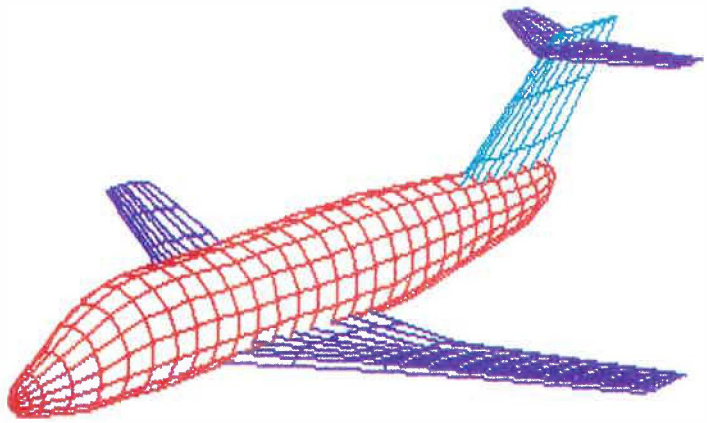


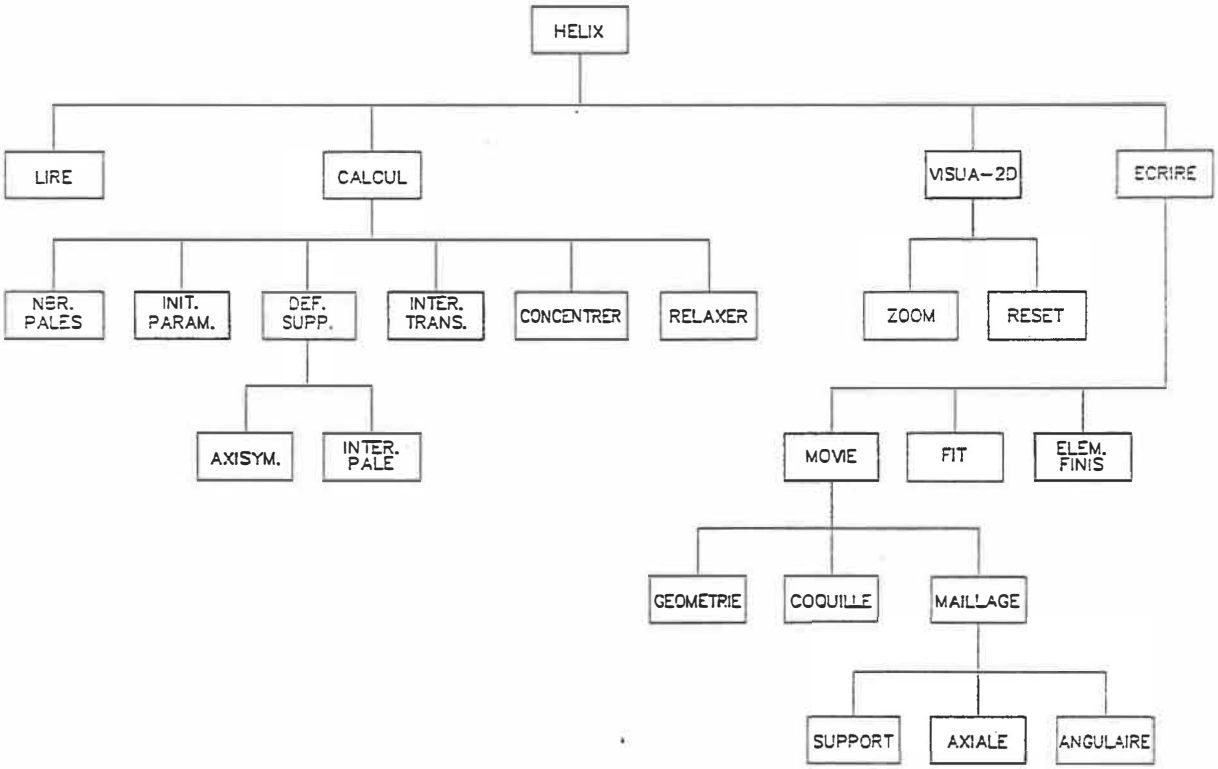
Figure 1.8: 2. Visualisation 3D (sommaire)

Figure 1.9: Visualisation réaliste

Chapitre 2

Première partie: HELIX

2.1 Arbre du menu



2.2 Fonctionnement général

Le programme HELIX s'exécute de façon arborescente; la séquence des opérations est basée sur un menu racine:

- Lecture d'une géométrie,
- Calcul des noeuds du maillage,
- Visualisation (2 dimensions),
- Ecriture des résultats.

2.2.1 Lecture d'une géométrie

En premier lieu, l'utilisateur doit choisir la pale de travail. Il est question ici de pale et non d'hélice, car on exploite la périodicité de la géometrie. En effet, il suffit de connaître la géométrie des pales et leur nombre pour connaître la géométrie de l'hélice. En plus de lire les coordonnées de la pale, le programme lit le rayon du moyeu et le nombre de pales. Le rayon du moyeu servira à générer la première surface axisymétrique constituant le support du maillage. Le nombre de pales sert quant à lui à déterminer la grandeur de l'espace inter-pales pour que le maillage occupe entièrement cet espace.

2.2.2 Visualisation deux dimensions

Afin de pouvoir présenter à l'utilisateur une approximation de la forme du maillage qu'il a créé, le programme lui soumet une visualisation sommaire. Il dispose ainsi d'une projection du maillage sur chacun des supports; il doit, par conséquent, choisir lequel de ces supports l'intéresse. Puisque ces derniers ne sont pas nécéssairement des cylindres, mais plutôt des surfaces de révolution quelconques, la projection qui est proposée n'est pas forcément conforme au niveau des proportions et des distances. Sans en faire la preuve mathématique, il est facile de comprendre qu'on ne peut pas déplier une surface axisymétrique autre qu'un cylindre ou qu'un cône sans la déchirer, ce qui se traduit par des déformations au plan de la projection.

2.2.3 Ecriture des résultats

Apres avoir créé un maillage, l'utilisateur a le choix entre deux possibilités. Il peut diriger le maillage vers un programme d'éléments finis afin de faire une étude hydrodynamique, ce qui suppose que le maillage est inscrit dans un fichier selon un format préétabli pour celui-ci. Il peut encore diriger le maillage vers un programme de visualisation. A cette fin, deux programmes sont utilisés : FIT (Flow Illustration

Tools) et MOVIE.BYU.

Il est nécéssaire de préciser ici que le programme HELIX suggère des valeurs pour chacun des paramètres utilisés. Ces valeurs ne sont pas nécessairement les meilleures, mais plutôt les valeurs les plus fréquentes. Leur modification s'effectue en un tournemain, car elles sont toutes contenues dans un même "block data" bien identifié.

2.3 Description des utilitaires

La présente section décrit le programme selon l'ordre arborescent du menu. Tous les noeuds du programme y sont expliqués.

2.3.1 Lire

La première étape consiste à lire une géométrie sur laquelle agiront toutes les fonctions du programme. Après que l'utilisateur a choisi l'option "lire", le programme affiche la liste des géométries existantes. La structure exacte du fichier est donnée à l'Annexe A. Ce fichier contient les coordonnées (r, θ, z) de chaque point de la géométrie, le rayon du moyeu et le nombre de pales.

2.3.2 Calcul - nbr - pales

A ce noeud du programme, l'utilisateur a la possibilité de changer le nombre de pales de l'hélice. Cela aura pour effet de changer la dimension angulaire par défaut du programme. Cette dimension est celle qui permet de créer un maillage englobant toute l'hélice.

2.3.3 Calcul - init.param

Le processus d'initialisation permet de spécifier le nombre de points désirés dans les directions axiale, radiale et angulaire (i, j, k) du maillage (figure 2.1).

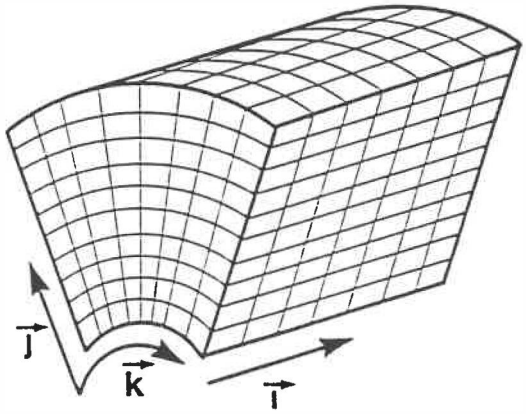


Figure 2.1: Système de coordonnées

2.3.4 Calcul - def. supports

Lorsqu'on travaille avec un objet tridimensionnel sur un écran qui ne compte que deux dimensions, il devient vite évident qu'il faut utiliser des projections. Non pas qu'il soit impossible de représenter un objet en trois dimensions d'une façon réaliste à l'aide de la perspective, au contraire, plusieurs programmes y parviennent avec succès. Mais des difficultés surgissent lorsque l'utilisateur veut communiquer avec le programme, car tout ce dont il dispose, c'est d'un curseur qui, lui, ne peut se déplacer selon la troisième dimension.

Il serait toutefois possible de créer une interaction directement en trois dimensions en structurant l'objet et en activant seulement certaines parties à la fois, mais le choix a été de travailler à l'aide de projections. Les projections choisies simplifient au maximum l'interaction et permettent les mêmes opérations que si l'on disposait d'un objet tridimensionnel.

Deux projections suffisent pour déterminer complètement le maillage. Elles sont directement reliées aux étapes de sa génération. La première étape étant de définir les surfaces axisymétriques, on utilise une projection $(r \circ z)$. Ces surfaces sont définies par des courbes $R = R(z)$ dans le plan $(r \circ z)$ (figure 2.2). La dimension i n'est pas nécéssaire, car la courbe est fonction de z seulement. Pour générer la

surface axisymétrique à partir de ces courbes, on fait une rotation de 2π autour de l'axe des z. La surface est le lieu de tous les points engendrés par cette rotation.

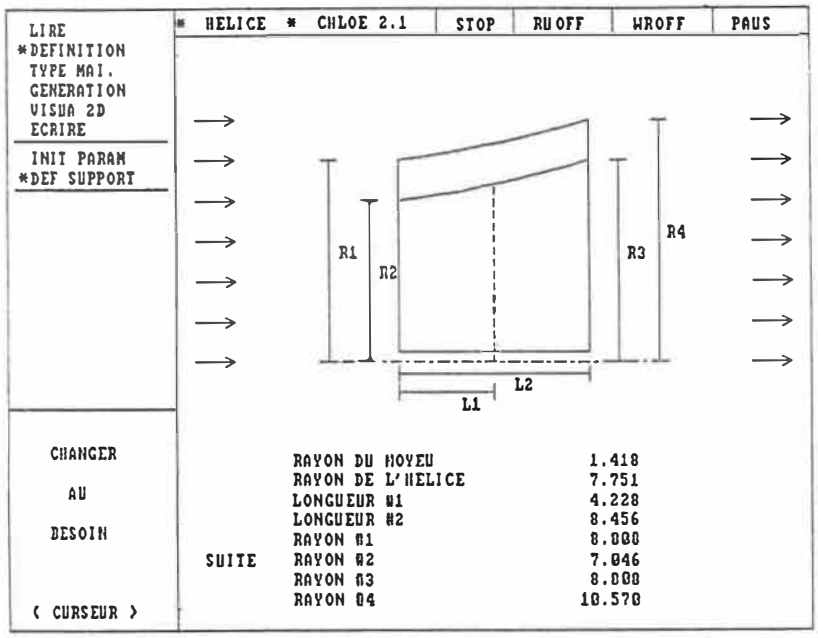


Figure 2.2: Projection $(r \circ z)$

L'autre projection n'est pas une projection standard. Il s'agit d'une projection $(r * \theta \circ z)$ (figure 2.3). Le produit de r par θ assure la cohérence des unités avec celles de z. Cette projection conserve donc les distances mais non les angles. Le cylindre et le cône sont des cas particuliers dans lesquels toutes les proportions sont préservées [Réf. 5].

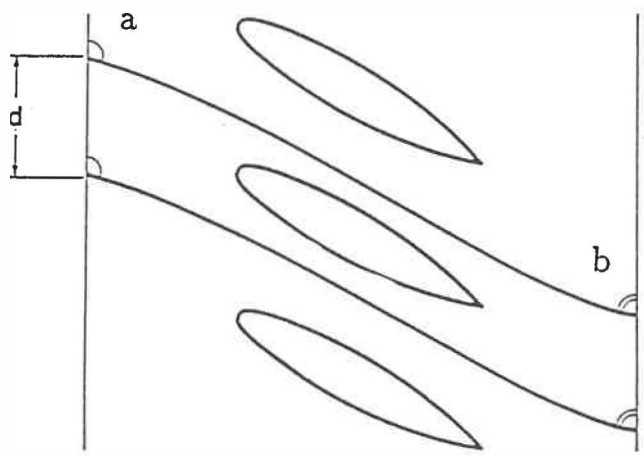


Figure 2.3: Limites dans le plan $(r * \theta \circ z)$

2.3.5 Calcul - def. supports - axisym.

Cette partie du programme est divisée en trois étapes:

- la définition des dimensions axisymétriques du domaine;
- la définition du nombre de supports;
- la définition de l'enveloppe de la pale.

Cette division est employée parce qu'elle reflète fidèlement la distinction de fait qui existe entre ces actions de nature différente.

Première étape (figure 2.2)

La présente section permet à l'utilisateur de régler les dimensions physiques du domaine à modéliser. Les rayons du moyeu et de l'hélice sont donnés seulement à titre d'indication afin de faciliter la définition des autres grandeurs. Les grandeurs modifiables par l'utilisateur sont :

L1 : Distance axiale entre l'entrée du domaine et le point de référence de la pale.[1]

L2 : Distance axiale totale du domaine.

[1] Le point de référence de la pale est l'origine $z = 0$ des valeurs r, θ et z lues dans le fichier de géométrie.

R1 : Rayon maximal du domaine à l'entrée.

R2 : Rayon de l'enveloppe de la pale, à l'entrée du domaine.

R3 : Rayon de l'enveloppe de la pale, à la sortie du domaine.

R4 : Rayon maximal du domaine à la sortie du domaine.

Pour modifier une de ces valeurs, on pointe, au moyen du curseur, soit le nom de la quantité, soit la valeur numérique à changer. Chaque modification entraîne la mise à jour de l'affichage à l'écran, ce qui permet à l'utilisateur de constater les effets de son intervention. La courbe définissant l'enveloppe de la pale est un polynôme de degré 2 dont la courbure est proportionnelle à celle de la courbe qui définit l'enveloppe du domaine. La courbe qui définit l'enveloppe de la pale est composée de trois parties. La partie centrale est générée à l'aide du contour de la pale de façon à ce que la surface définie par la courbe soit tangente à celle-ci sur un certain intervalle précisé par l'utilisateur. Les parties aval et amont sont des polynômes de degré 2 connectés par la tangente à la pale. Pour accéder à la deuxième étape, il faut choisir la rubrique "suite" à l'aide du curseur.

Deuxième étape

A ce stade, il est permis de modifier la distribution des surfaces de révolution qui serviront de support à la génération du maillage. La distribution de ces supports est directement liée à la grandeur radiale des mailles, car la position du point voisin dans la direction radiale est déterminée par la position de la surface axisymétrique la plus près. Lors de l'interaction, le nombre total de supports est affiché à titre de référence, mais il n'est pas possible de le modifier.

Troisième étape

L'utilisateur peut ici repositionner les points d'ancrage de l'enveloppe de la pale. On entend par points d'ancrage les points où la surface axisymétrique rencontre le bord d'attaque ou le bord de fuite de la pale. Toutes les surfaces à l'intérieur de l'enveloppe de la pale possèdent deux points d'ancrage : un au bord d'attaque géométrique, l'autre au bord de fuite géométrique. Les surfaces contenues à l'extérieur de cette enveloppe ne partagent pas cette particularité (figure 2.4).

La position des points d'ancrage de l'enveloppe du domaine constitue le facteur déterminant de la grandeur et de la forme des mailles près de l'extrémité de la pale. Pour faciliter la compréhension, la projection $(r * \theta \circ z)$ de trois surfaces

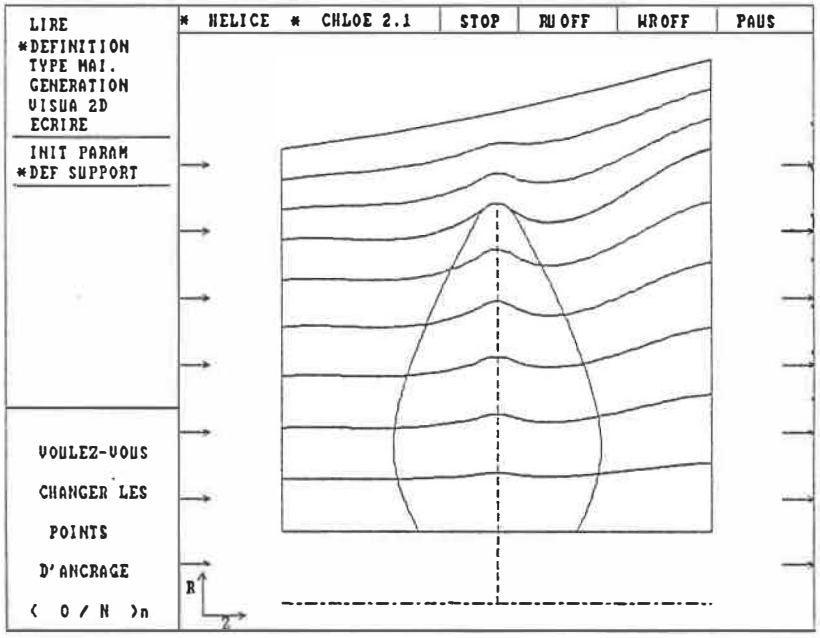


Figure 2.4: Point d'ancrage

axisymétriques consécutives est présentée : l'une passant par l'extrémité et les deux autres, immédiatement au-dessus et au-dessous de la première (figure 2.5). La valeur par défaut donnée aux points d'ancrage sont les extrémités du dernier profil géométrique spécifiés lors de la lecture de la pale.

Pour générer une maille, il faut relier les points équivalents sur chacun des supports. Etant donné que le nombre de points sur le profil est fixe, il faut créer un profil fictif qui passe par l'extrémité de la pale et dont l'épaisseur est nulle. Ce faux profil sert à distribuer des points sur l'extrémité de la pale, lesquels constitueront des points d'ancrage pour les courbes tracées selon la direction axiale.

Il est possible que l'utilisateur ne soit pas interessé à trop resserrer les mailles sur le bout de la pale. Il lui suffit alors de changer la position des points d'ancrage sur l'enveloppe de la pale en les éloignant comme il le désire (figure 2.6).

Il faut bien se rendre compte que l'on travaille ici sur une projection dans un plan $(r \circ z)$ où il manque la dimension theta. Cette dimension prend son importance dans le cas suivant (figure 2.7).

La projection dans le plan $r \circ z$ donne l'impression que le profil est petit mais en réalité, il est tourné et c'est sa projection qui est petite. On se rend très vite compte qu'il est très délicat de générer le maillage dans le région de l'extrémité de la pale. De plus, pour avoir une idée exacte du maillage , il faut le regarder

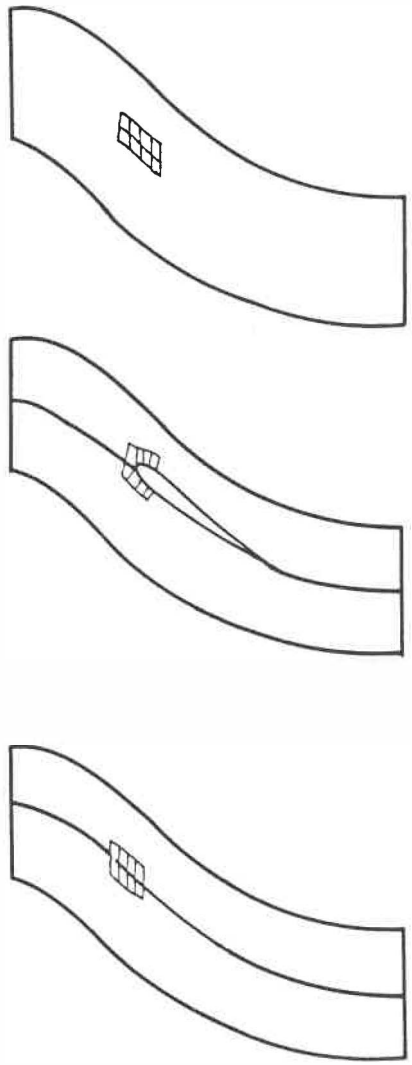


Figure 2.5: Profil d'épaisseur nulle

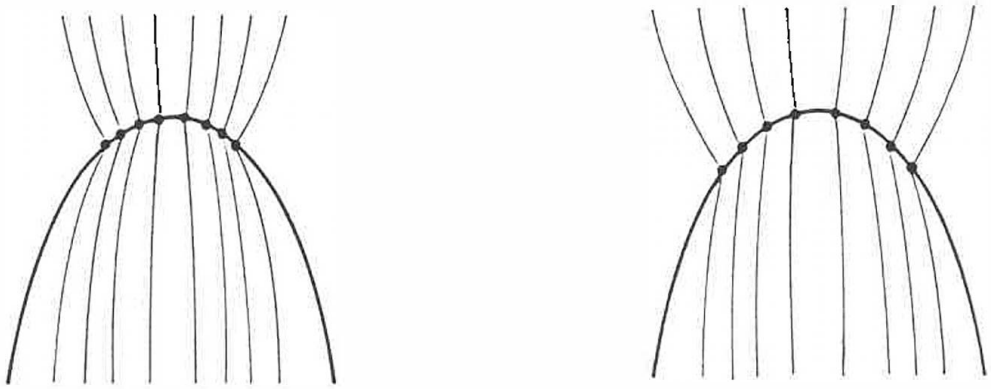


Figure 2.6: Position des points d'ancrage

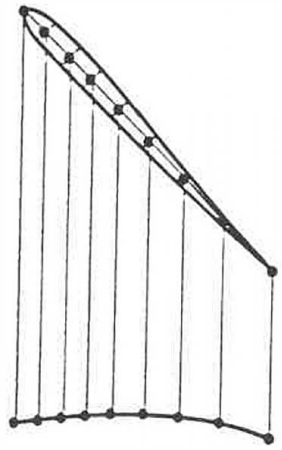


Figure 2.7: Projection ($r \circ \theta$)

non seulement selon des projections mais aussi directement en trois dimensions, c'est pourquoi le maillage peut être dirigé vers des programmes de visualisation tridimensionnelle.

Après que l'utilisateur a spécifié les valeurs des points d'ancrage, les supports intermédiaires sont générés. On entend par supports intermédiaires les surfaces axisymétriques comprises entre les trois surfaces suivantes : la surface définie par le moyeu, l'enveloppe de la pale et la surface définie par la coquille extérieure. Ces trois surfaces sont entièrement définies par trois courbes dans le plan $r \circ z$ (figure 2.8). La courbe qui définit le moyeu est une fonction r=cte. La courbe définissant la coquille extérieure a été générée lors de la première étape à l'aide d'un polynôme quadratique. La génération de la courbe qui détermine l'enveloppe de la pale est plus complexe. Les points limites sont définis à la première étape; les points d'ancrage, à la présente étape. Etant donné que cette courbe doit épouser l'extrémité de la pale, les points qui définissent le bout de la pale servent à la générer. De plus, la courbe doit être tangente à la pale.

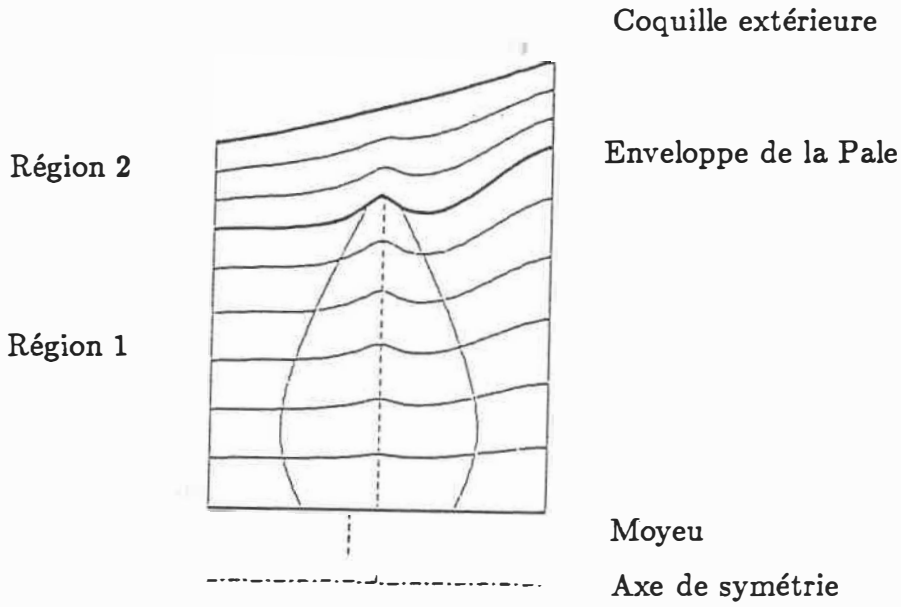


Figure 2.8: Génération de surfaces intermédiaires

2.3.6 Calcul - def.support - inter-pale

Cette partie comporte deux étapes : la définition des limites inter-pales premièrement sur la surface du moyeu et deuxièmement, sur l'enveloppe de la pale.

Première étape

Avant de pouvoir générer les points sur les surfaces qui servent de support, il faut connaître l'intersection entre la pale et les surfaces axisymétriques, afin de s'assurer que le maillage respecte l'intégrité de la surface de la pale, c'est-à-dire qu'il n'y ait pas de points à l'intérieur de la pale. On doit contrôler la distribution de points du maillage sur l'intrados et sur l'extrados, car la précision du calcul numérique en dépend directement. Finalement, comme montré précédement, on se servira de la forme de la ligne de cambrure pour générer les limites inter-pales (se reporter à l'Annexe A).

1. Les supports axisymétriques

Les supports axisymétriques sont des surfaces de révolution entièrement définies par une courbe dans le plan $r \circ z$. Les caractéristiques de ces courbes en font des fonctions au sens mathématique du terme, c'est-à-dire que pour tout z il n'existe qu'une seule valeur $F(z)$. Cette particularité permet de définir tous les supports

par des splines paramétrées selon la distance axiale z.

A l'aide de cette collection de points (r, z), le programme produit une spline avec des conditions de courbure nulle. Pour la courbe de la région 1 (figure 2.8), soit la région où les supports traversent la pale, on interpole linéairement entre les points qui définissent l'enveloppe de la pale et les points du moyeu, puis on construit une spline de courbure nulle aux extrémités à partir de ces points. De la même façon, les courbes de la région 2 (figure 2.8), région où les supports ne traversent pas la pale, sont générées par l'interpolation linéaire des points de l'enveloppe de la pale et les points de l'enveloppe du domaine.

2. La pale

Cette composante est décrite comme un ensemble de profils définis sur des cylindres de rayon croissant, du moyeu jusqu'à l'extrémité de la pale. Les points des profils apparaissent toujours dans la même séquence : du bord de fuite au bord d'attaque en passant par l'extrados, et du bord d'attaque au bord de fuite en passant par l'intrados. Il devient donc possible de relier les points dans le sens radial pour avoir des courbes tridimensionnelles qui définissent la pale. Cela est illustré à la figure 2.9. On y voit les courbes circulaires et les courbes radiales définissant la pale. Les courbes utilisées pour trouver l'intersection entre la pale et les surfaces

axisymétriques sont les courbes radiales.

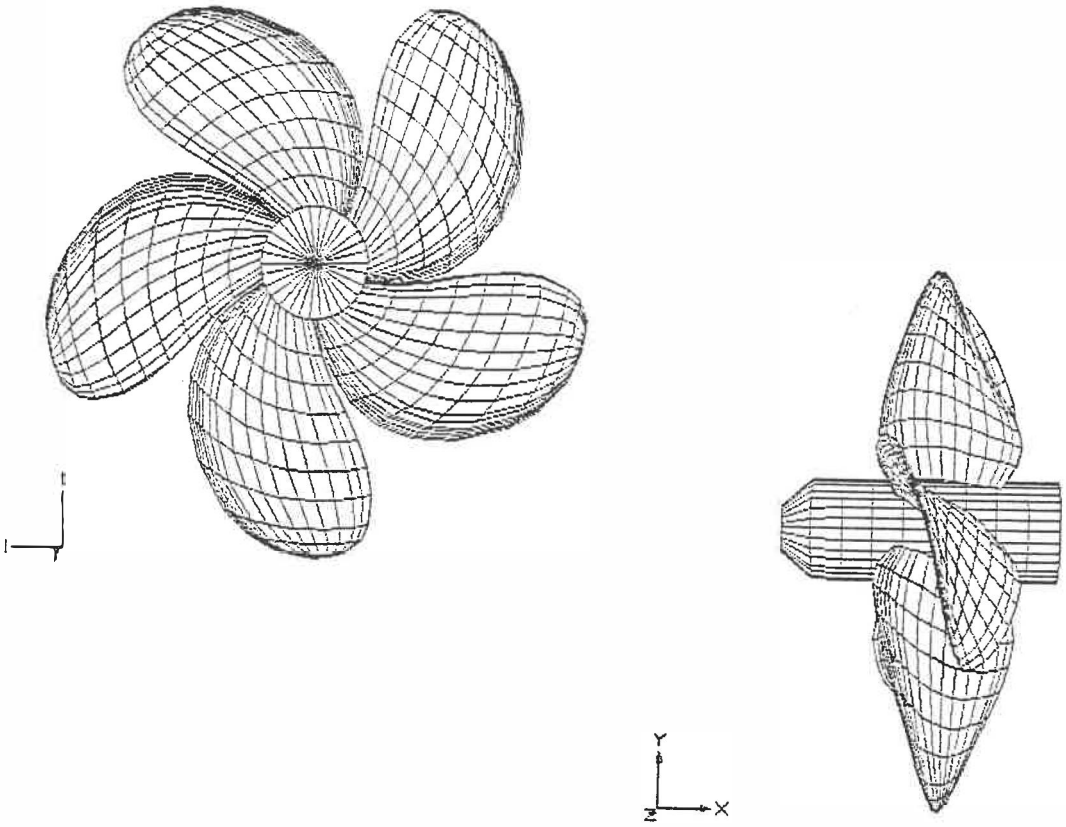


Figure 2.9: Définition d'une hélice

3. L'intersection

Pour trouver l'intersection entre la pale et un des supports axisymétriques, on se place sur la courbe qui définit le support dans le plan ($r \circ z$). Cette courbe étant définie par une spline paramétrée en z, il suffit de se placer à l'entrée, puis de progresser vers la sortie en cherchant l'intersection entre la spline qui définit le support et la spline qui définit les lignes radiales de la pale. On progresse par intervalle; il faut continuer à avancer tant et aussi longtemps que l'on ne découvre pas l'intervalle dans lequel se produit l'intersection.

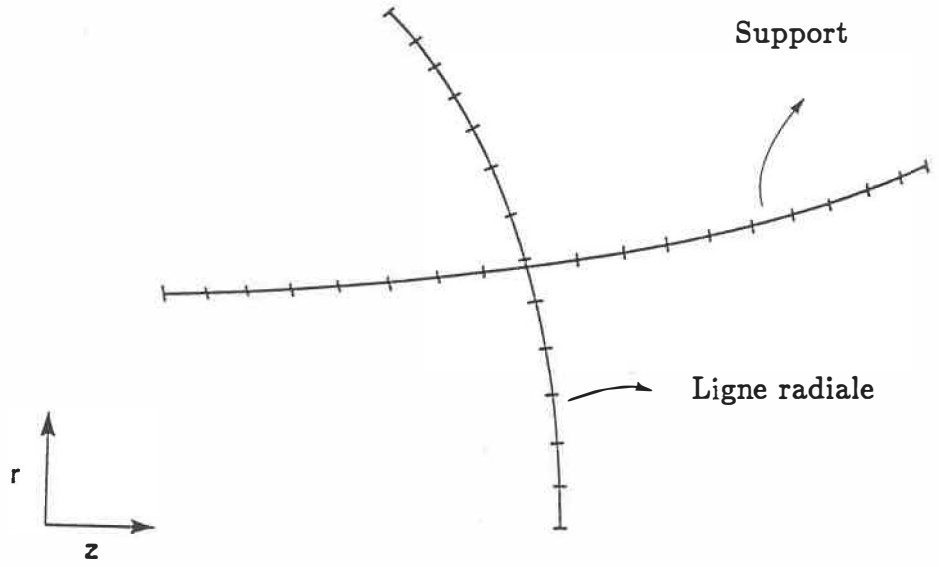


Figure 2.10: Intersection support/pale

D'un point de vue plus mathématique, le support est défini par une fonction $R = R(z)$. La surface axisymétrique est entièrement définie par cette courbe. Dans le cas d'une pale, deux dimensions ne suffisent pas à la définir entièrement. Lorsque l'intersection est trouvée entre la pale et le support, dans le plan $(r \circ z)$, il manquera toujours la dimension θ. Les courbes radiales sur la pale sont définies par des splines paramétrées à l'aide de composantes r et z seulement. La raison pour laquelle on se limite à ces deux composantes est très simple : pour trouver

une intersection dans le plan $(r \circ z)$, on ne peut faire intervenir directement la composante θ dans la paramétrisation. On a donc :

$$\begin{aligned}
\text{Supports} \quad r_{\text{sup}} &= F(z) \\
\\
\text{Pale} \quad r_{\text{pale}} &= G(t) \\
z_{\text{pale}} &= H(t) \\
\theta_{\text{pale}} &= I(t) \\
\\
t &= \sqrt{r^2 + z^2}
\end{aligned}$$

Dès que les coordonnées r et z sur la pale sont connues, on utilise la valeur du paramètre $t = \sqrt{r^2 + z^2}$ pour trouver la composante θ. La même opération est répétée pour chacune des courbes qui définissent la pale et ce, dans la séquence susmentionnée. On obtient une série de coordonnées (r, θ, z) définissant les points des nouveaux profils portés par les supports. On procède pareillement pour chacun des supports de la région numéro 1 (figure 2.8).

La définition des limites inter-pales sur les surfaces axisymétriques comprend deux étapes : la définition des limites inter-pales sur le moyeu et la définition de ces mêmes limites sur l'enveloppe de la pale. Pour générer ces limites sur les supports de la Région 1, région où les supports traversent la pale, on interpole linéairement,

entre le moyeu et l'enveloppe de la pale, les coefficients qui régissent la forme de la courbe.

On a décrit précédemment la nécessité d'avoir des limites inter-pales qui se guident sur la géométrie de la pale. Pour y arriver, on utilise la ligne de cambrure du nouveau profil engendré par l'intersection entre les supports et la pale. On considère trois profils consécutifs sur le même support dans une projection $(r * \theta \circ z)$ (figure 2.11). Le but est de générer un maillage dans la zone centrale. Mais il faut au préalable spécifier les limites inter-pales.

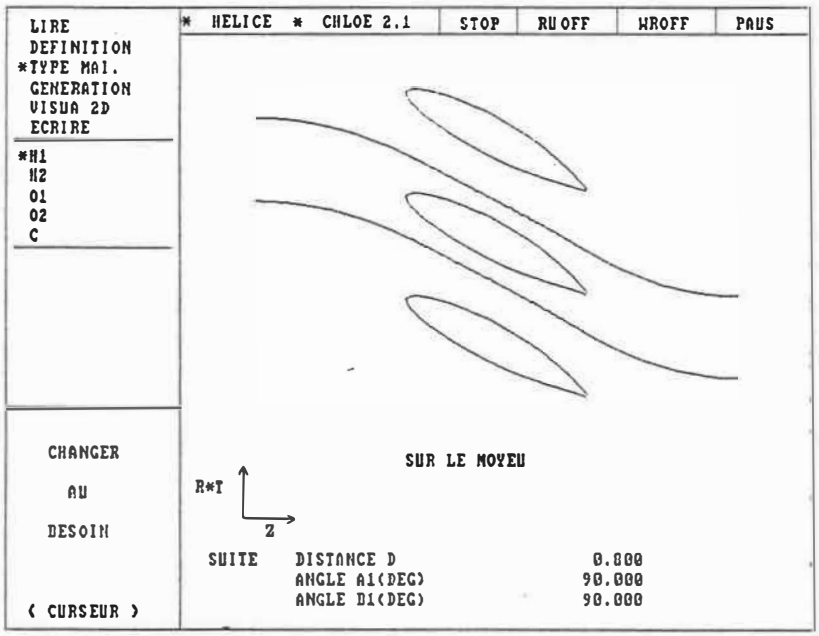


Figure 2.11: Limites inter-pales

La limite inter-pales est définie par une courbe dans le plan $(r * \theta \circ z)$. La courbe est divisée en trois sections : la section en amont du profil, la section vis-à-vis le profil et la section en aval du profil. Dans la section du profil, les limites inter-pales sont obtenues par translation de la ligne de cambrure. Quant aux limites axiales, leur définition provient de l'étape précédente.

La ligne de cambrure est translatée également de chaque côté du profil par un paramètre "D", spécifié par l'utilisateur qui représente la fraction de l'espace inter-pales. Par exemple, si D vaut 1.0, la limite inter-pales est située exactement à mi-chemin entre les pales et ainsi, tout l'espace autour de l'hélice est modélisé par le programme.

Au niveau de l'interaction avec l'usager, on défini d'abord les paramètres $A1, B1$ et $D1$ pour le moyeu comme illustré à la figure 2.11. Comme c'est le cas pour le reste du programme, une valeur par défaut existe pour chacun de ces paramètres :

$A1$	(angle à l'entrée)	:	90 degrés
$B1$	(angle à la sortie)	:	90 degrés
$D1$	(fraction de l'espace interpales)	:	1.0

Lorsqe $D1$ vaut 1.0, on obtient un maillage qui occupe tout l'espace entre les

pales. Une valeur de 90 degrés pour $A1$ signifie que le domaine est aligné avec l'axe de symétrie à l'entrée.

Ensuite on spécifie des paramètres $A2, B2$ et $D2$ pour le support définissant l'enveloppe de la pale. Ces parmètres ont la même signification que les paramètres homologues : $A1, B1$ et $D1$.

Sur chaque support de la section 1, les limites inter-pales sont définies de la même façon, soit à l'aide des trois valeurs A, B et D. Les valeurs que revêtent ces paramètres sont interpolées linéairement entre celles définies sur le moyeu et celles définies sur l'enveloppe de la pale. En interpolant les coefficients ainsi, on obtient des courbes et non des droites dans les plans d'entrée et de sortie.

A ce point du processus de génération du maillage, les limites du domaine dans les trois directions sont établies. Il reste encore à générer les points supportés par les surfaces axisymétriques et c'est là l'objet de la section suivante.

2.3.7 Calcul - inter-trans

L'interpolation transfinie est une méthode algébrique qui, à partir d'une distribution de points sur les contours d'un domaine, calcule des points à l'intérieur du domaine. Cette méthode est très rapide car elle n'implique pas la résolution de

système matriciel. Dans un premier temps, les triplets de points (r, θ, z) qui décrivent les limites du domaine sont transformés en couples $(r * \theta, z)$. L'interpolation transfinie est appliquée sur ces points. Le résultat est un tableau contenant les coordonnées $(r * \theta, z)$ sur tout le domaine. L'opération suivante est de placer ces points sur le support en utilisant la spline qui définit un support

$$\begin{aligned} (1) \quad z &= z \\ (2) \quad r &= r(z) \\ (3) \quad \theta &= \frac{(r * \theta)}{r(z)} \end{aligned}$$

Considérons l'expression d'un point $X_{i,j}$ dans un domaine cartésien.

$$\begin{aligned} X_{i,j} = \quad & (F_j) * X_{i,1} & + \quad & (1 - F_j) * X_{i,n} \\ + \quad & (F_i) * X_{1,j} & + \quad & (1 - F_i) * X_{m,j} \\ -[\quad & (F_i)(F_j) X_{1,1} & + \quad & (F_i)(1 - F_j) X_{i,n} \\ + \quad & (1 - F_i)(F_j) X_{m,1} & + \quad & (1 - F_i)(1 - F_j) X_{m,n}] \end{aligned}$$

Avec

$X_{i,j}$: composante X d'un point i, j

F_j : fonction de pondération qui détermine quelle proportion de $X_{i,1}$ sera injectée dans l'interpolation

F_i : fonction de pondération qui détermine quelle proportion de $X_{1,j}$ sera injectée dans l'interpolation

Dans notre cas, les fonctions de pondération sont calculées de façon à ce que l'interpolation tienne compte de la distribution de points sur les parois.

Proposons les fonctions de pondération suivantes:

$$\boxed{F_j} \quad fdist1_j = \frac{\sqrt{(X_{1,j} - X_{1,1})^2 + (Y_{1,j} - Y_{1,1})^2}}{dist1}$$

$$fdist3_j = \frac{\sqrt{(X_{m,j} - X_{m,1})^2 + (Y_{m,j} - Y_{m,1})^2}}{dist3}$$

$$F_j = \frac{(m-i) * fdist1_j + (i-1) * fdist3_j}{(m-1)}$$

$$\boxed{F_i} \quad fdist2_i = \frac{\sqrt{(X_{i,1} - X_{1,1})^2 + (Y_{i,1} - Y_{i,1})^2}}{dist2}$$

$$fdist4_i = \frac{\sqrt{(X_{i,n} - X_{1,n})^2 + (Y_{i,n} - Y_{1,n})^2}}{dist4}$$

$$F_i = \frac{(n-i) * fdist2_i + (j-1) * fdist4_i}{(n-1)}$$

avec $dist$ "k" : distance totale sur la paroi "k"

Les valeurs de F_i et F_j sont remplacées dans l'équation de départ.

Lors de l'interpolation transfinie ou de la relaxation elliptique, on génère des noeuds à l'intérieur du domaine. Les points frontaliers sont fixes, c'est pourquoi il faut accorder une grande importance à leur distribution. Cela introduit direc-

tement la notion de fonction de concentration. Une fonction de concentration est un outil mathématique qui permet de transformer une distribution uniforme de points en une distribution quelconque (section 2.3.8).

Le principe régissant l'application d'une fonction de concentration est expliqué à l'aide d'une fonction sinus. Considérons le graphe de la fonction sinus (figure 2.13). L'axe θ est divisé en intervalles d'égale grandeur. La longueur des nouveaux segments est déterminée par la valeur absolue de la différence de valeur entre deux points successifs sur l'axe des Y. On normalise cette distribution des points de façon que la somme des grandeurs des segments soit la même qu'au départ.

Pour utiliser les fonctions de concentration le plus efficacement possible, on doit structurer le maillage en trois régions distinctes. On calcule les limites de ces régions au moyen de droites perpendiculaires au bord d'attaque et au bord de fuite comme illustré à l'Annexe A.

Dans chacune des régions, on applique une fonction de concentration. Dans l'exemple donné, l'utilisateur a choisi d'appliquer la même fonction sur toutes les limites d'une région. Ainsi, dans le cas de la Région II, les courbes limites sont l'intrados, l'extrados et les courbes 2 et 4. Chacune de ces courbes a subi une concentration identique pour des raisons de simplicité.

Dans les Régions I et II, une autre fonction de concentration a été appliquée

pour les limites axiales. Maintenant que les points ont été fixés sur les limites, il ne reste plus qu'à effectuer l'interpolation transfinie qui est illustré à la figure 2.12.

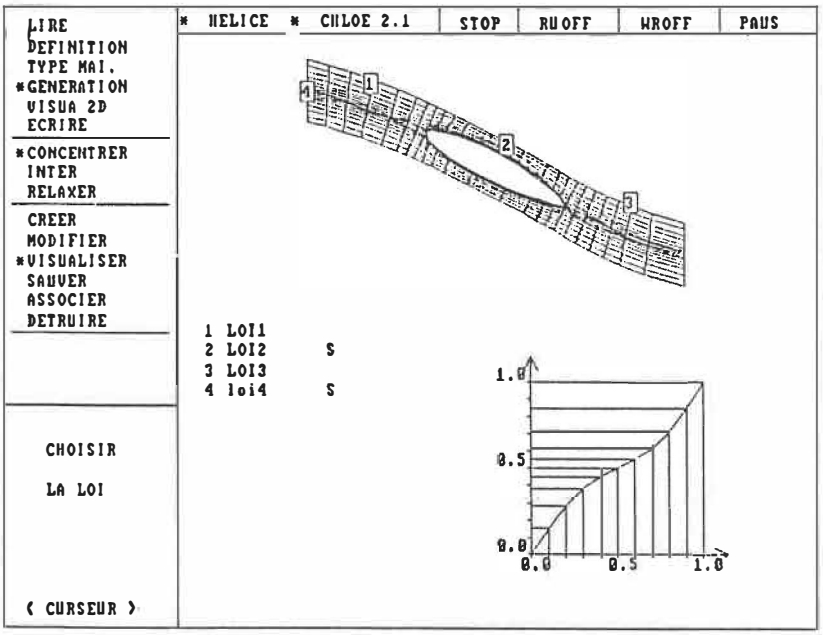


Figure 2.12: Maillage sur un support et concentration

2.3.8 Calcul - concentrer

A la section précédente, Calcul - inter.trans., on a montré la nécessité d'utiliser des fonctions de concentration. La présente section, quant à elle, présente la méthode d'application de ces fonctions sur une courbe donnée. L'exemple suivant met en

jeu trois fonctions de concentration : un demi-sinus $(-\pi/2, +\pi/2)$ et deux quarts de sinus $(0, \pi/2)$ et $(-\pi/2, 0)$ tel qu'illustré à la figure 2.14.

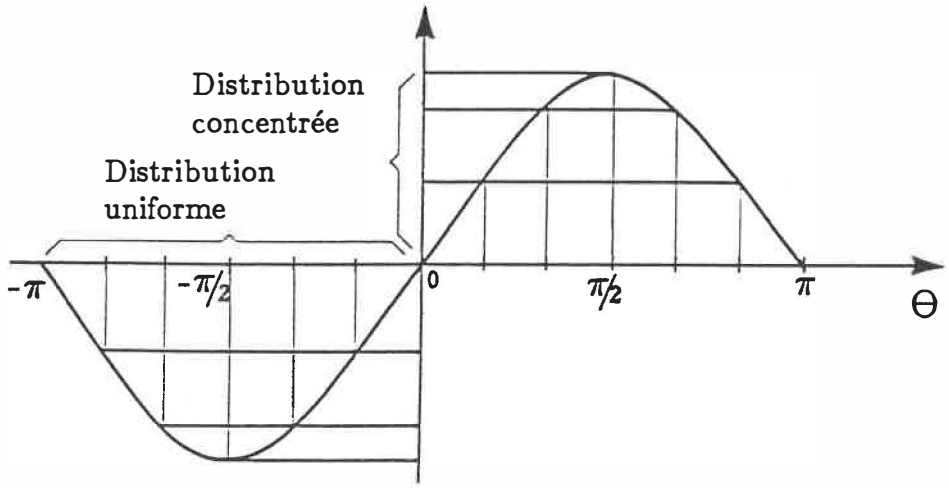


Figure 2.13: Fonction sinus

Il faut associer une fonction de concentration à chacune des régions indiquées à la figure 2.14

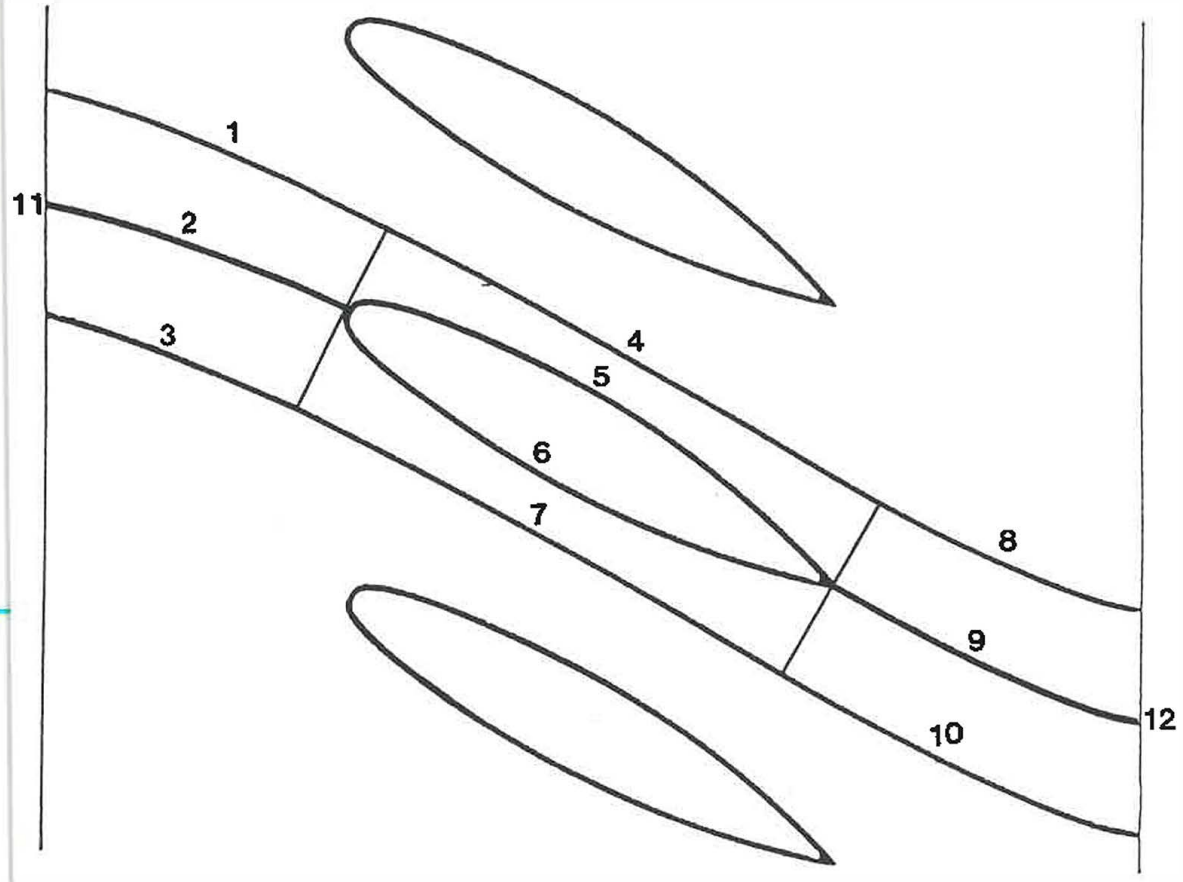


Figure 2.14: Association des lois

REGION 1 :	Région amont	Cette région comprend les courbes 1, 2 et 3.
REGION 2 :	Région du profil	Cette région inclut les courbes 4, 5, 6 et 7. Les courbes 5 et 6 sont respectivement l'extrados et l'intrados.
REGION 3 :	Région aval	Cette région comprend les courbes 8, 9 et 10.
REGION 4 :	Région des limites axiales	Cette région comprend les courbes 11 et 12.

Une banque de fonctions de concentration est disponible et l'utilisateur n'a qu'à y choisir, au moyen du curseur, la fonction qu'il désire associer à une région.

Il est probable que l'on veuille concentrer les points près du bord d'attaque et du bord de fuite tout en rapprochant les courbes du profil, dans l'autre direction.

2.3.9 Calcul - relaxer

L'interpolation transfinie fournit un maillage qui est très valable, mais qui possède au moins un point faible: la position d'un point à l'intérieur du domaine n'est dépendante que des points sur les frontières, et est indépendante de la position du point équivalent sur le support précédent ou sur le support qui le suit. L'information tridimentionnelle est quand même transmise par les frontières du domaine, mais on considère que l'effet n'est pas aussi direct.

Ce qui suit est la transformation des équations elliptiques telle que présentée par André Garon [réf. 2]. Cette transformation est tout-à-fait générale et notre cas particulier sera discuté plus loin.

La relaxation d'un maillage tridimentionnel structuré s'exprime par la résolution de l'équation suivante:

$$\mathrm{Lap}_{\mathrm{f}}(\xi^{\ell}) = p^{\ell} \tag{2.1}$$

courbe: $\ell = 1$

surface: $\ell = 1, 2$

volume: $\ell = 1, 2, 3$

$$\frac{1}{\sqrt{g_f}}\frac{\partial}{\partial u^i}\left(\sqrt{g_f}(g^{ij})_f\frac{\partial \xi^\ell}{\partial u^j}\right) = p^\ell$$

en développant la dérivée $\dfrac{\partial}{\partial u^i}$

$$\frac{1}{\sqrt{g_f}}\frac{\partial}{\partial u^i}\left(\sqrt{g_f}(g^{ij})_f\right)\frac{\partial \xi^\ell}{\partial u^j} + (g^{ij})_f\frac{\partial^2 \xi^\ell}{\partial u^i \partial u^j} = p^\ell \tag{2.2}$$

Le premier terme de l'équation peut s'exprimer de la façon suivante:

$$\mathrm{Lap}_f(u^j) = \frac{1}{\sqrt{g_f}}\frac{\partial}{\partial u^i}\left(\sqrt{g_f}(g^{ij})_f\right) \tag{2.3}$$

Donc l'équation (2.1) devient:

$$-(g^{ij})_f\frac{\partial^2 \xi^\ell}{\partial u^i \partial u^j} + p^\ell = \mathrm{Lap}_f(u^j)\frac{\partial \xi^\ell}{\partial u^j} \tag{2.4}$$

On multiplie l'équation (2.4) par $\dfrac{\partial u^n}{\partial \xi_\ell}$

$$-(g^{ij})_f\frac{\partial^2 \xi^\ell}{\partial u^i \partial u^j}\frac{\partial u^n}{\partial \xi^\ell} + p^\ell\frac{\partial u^n}{\partial \xi^\ell} = \mathrm{Lap}_f(u^j)\frac{\partial \xi^\ell}{\partial u^j}\frac{\partial u^n}{\partial \xi^\ell} \tag{2.5}$$

Dans l'équation (2.5) nous avons

$$(i) \qquad \frac{\partial \xi^\ell}{\partial u^j}\frac{\partial u^n}{\partial \xi^\ell} = \delta^n_j$$

$$(ii) \qquad \frac{\partial}{\partial u^i} = \frac{\partial \xi^r}{\partial u^i}\frac{\partial}{\partial \xi^r}$$

$$\frac{\partial^2}{\partial u^i \partial u^j} = \frac{\partial^2 \xi^\ell}{\partial u^i \partial u^j}\frac{\partial}{\partial \xi^\ell} + \frac{\partial \xi^r}{\partial u^i}\frac{\partial \xi^\ell}{\partial u^j}\frac{\partial^2}{\partial \xi^\ell \partial \xi^r}$$

$$(iii) \qquad \frac{\partial^2 u^n}{\partial u^i \cancel{\partial u^j}} = 0$$

$$-\frac{\partial^2 \xi^\ell}{\partial u^i \partial u^j}\frac{\partial u^n}{\partial \xi^\ell} = \frac{\partial \xi^r}{\partial u^i}\frac{\partial \xi^\ell}{\partial u^j}\frac{\partial^2 u^n}{\partial \xi^\ell \partial \xi^r}$$

En réécrivant

$$(g^{ij})_{\mathrm{f}}\frac{\partial \xi^r}{\partial u^i}\frac{\partial \xi^\ell}{\partial u^j}\frac{\partial^2 u^n}{\partial \xi^\ell \partial \xi^r} + p^\ell \frac{\partial u^n}{\partial \xi^\ell} = \mathrm{Lap}_{\mathrm{f}}(u^n) \tag{2.6}$$

Il reste à remplacer le terme $(g^{i,j})_f \dfrac{\partial \xi^r \partial \xi^e}{\partial u^i \partial u^j}$ par des dérivées dans le domaine logique.

$$(i) \qquad (g_i)_{\mathrm{e}} = \frac{\partial \vec{p}}{\partial \xi^i}$$

$$(ii) \qquad (g_i)_{\mathrm{f}} = \frac{\partial \vec{p}}{\partial u^i}$$

$$(iii) \qquad (g_i)_{\mathrm{e}} = (g_\ell)_{\mathrm{f}}\frac{\partial u^\ell}{\partial \xi^i}$$

$$(g^i)_{\mathrm{e}} = (g^\ell)_{\mathrm{f}}\frac{\partial \xi^i}{\partial u^\ell}$$

$$(iv) \qquad (g^{r\ell})_{\mathrm{e}} = (g^{ij})_{\mathrm{f}}\frac{\partial \xi^r}{\partial u^i}\frac{\partial \xi^\ell}{\partial u^j}$$

Finalement

$$(g^{r\ell})_e \frac{\partial^2 u^n}{\partial \xi^\ell \partial \xi^r} + p^\ell \frac{\partial u^n}{\partial \xi^\ell} = \mathrm{Lap_f}(u^n) \tag{2.7}$$

courbe: $n, \ell, r = 1$

surface: $n, \ell, r = 1, 2$

volume: $n, \ell, r = 1, 2, 3$

Dans notre cas, nous allons travailler dans un domaine cartésien (x, y, z), en remplaçant:

$x \Rightarrow r * \theta$

$y \Rightarrow z$ (composante axiale)

$z \Rightarrow d$ (distance entre les supports)

Le domaine est relaxé par un schéma S.O.R. d'ordre 2 [Réf. 2]. A chaque étape les points sont replacés sur le support. Cela est équivalent à ne pas renouveler la valeur z (composante axiale).

2.3.10 Visua 2D

L'instrument d'analyse des caractéristiques du maillage consiste en une fonction de visualisation bidimensionelle. La visualisation en trois dimensions, également offerte, est décrite à la section suivante.

On entend par visualisation en deux dimensions, une visualisation sur une des surfaces axisymétriques servant de support, donc une projection $(r * \theta \circ z)$. Comme expliqué à la section 2.3.4, cette projection ne conserve généralement pas les dimensions angulaires, ce qui entraîne une déformation du maillage. Cette déformation est toutefois minime et n'influe en rien sur l'analyse des résultats.

On choisit le support de travail en donnant le numéro du suppport. Le système en produit immédiatement le dessin. Si l'utilisateur le désire, il peut commander un grossissement d'une région du maillage à l'aide de la fonction ZOOM. Pour revenir au point de départ, il doit choisir l'élément de menu ETAT INIT (remise à l'état initial). Pour poursuivre l'analyse sur un autre support, il faut choisir à nouveau la fonction VISUA 2D.

2.3.11 Ecrire - éléments finis

Une fois le maillage généré, l'utilisateur a la possibilité de l'acheminer vers trois types de sorties différentes :

1. un programme d'éléments finis,
2. le logiciel de visualisation FIT (Flow Illustration Tools),
3. le programme de visualisation MOVIE.BYU.

Peu importe la sortie choisie, la marche à suivre reste la même. Il faut écrire les points du maillage dans un fichier selon le format exigé par le programme utilisé.

Le but ultime de la génération de maillage est évidemment l'utilisation de celui-ci par un programme d'analyse numérique. En fait, c'est ce programme qui permet de mettre en évidence les qualités et les faiblesses d'un maillage donné. Voilà pourquoi la conception du logiciel HELIX a été marquée par une étroite collaboration entre les concepteurs et les utilisateurs du maillage.

Le format d'écriture des points de maillage est le suivant :

ligne 1 NNOEUD, NBRI, NBNOBR

Points	ligne 2	no du noeud,	x,	y,	z
	ligne 3	no du noeud,	x,	y,	z
	"	"	"	"	"
	"	"	"	"	"
	"	"	"	"	"
	"	"	"	"	"

NBBRI	ligne n	no de la brique,	8 sommets
	ligne n	no de la brique,	8 sommets
	"	"	"
	"	"	"
	"	"	"
	"	"	"

avec:

NNOEUD : nombre de noeuds

NBRI : nombre de briques

NBNOBR : nombre de briques

Le maillage est enregistré dans un fichier, selon le format approprié, et prêt à être utilisé par un programme d'éléments finis.

2.3.12 Ecrire - fit

Le programme FIT comporte de nombreuses options dont la visualisation d'une géométrie. Mais cela ne constitue son principal intérêt; la qualité du logiciel FIT ressort pleinement lorsqu'on l'utilise pour la visualisation des résultats d'un pro-

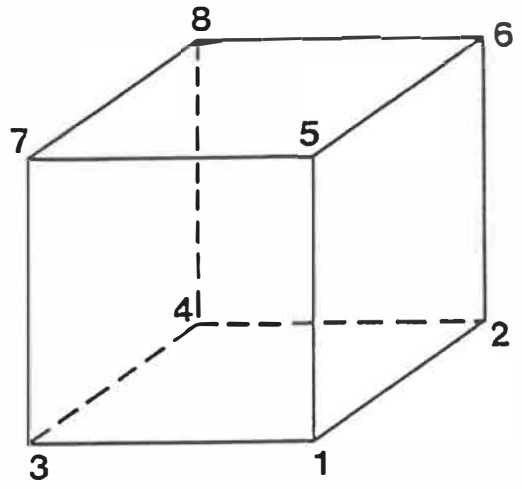


Figure 2.15: Définition d'une brique

gramme d'analyse numérique. A chaque noeud du maillage, le programme offre la possibilité de définir deux éléments : soit une valeur scalaire telle la pression, la température, la densité, etc., soit un vecteur telle la vitesse.

FIT est un programme interactif. Il fonctionne par addition des éléments nécessaires à la construction de l'image voulue. Ainsi, si l'on désire une image combinant la représentation du maillage et des vecteurs vitesse, il faut intégrer ces deux éléments lors du processus de construction de l'image. Le programme propose un éventail de couleurs facilement modifiable par l'utilisateur.

Le programme utilise la structure de briques implicitement, c'est-à-dire que lors de l'entrée des données, seuls les points x, y, z doivent être spécifiés. Cette caractéristique limite donc l'étude aux éléments cubiques présents dans l'application,

mais permet, en revanche, d'obtenir la visualisation des résutats selon des plans I, J, IK ou JK. Le format d'écriture des points x, y et z est :

Spécifications générales	TITREP
	COMMP
	IAX IANG ISUP
	TMESH
	TVECT
	TSCAL
Spécifications du maillage	TITREM
	COMMM
	TFORM
	IAXE IANG ISUP NCOMM
Points du maillage	DO 400 ICOOR = 1, NCOMM
	DO 401 J = 1, ISUP
	DO 402 K = 1, ISUP
	write(iunit,TFORM) (MAICAR J = 1, IAX)

```
402     continue
401     continue
400     continue
```

Signification des variables :

TITREP :	Titre principal
COMMD :	Commentaire principal
IAX IANG ISUP :	Limites du maillage selon I, J et K (# de points)
TMESH :	Indique la présence d'un maillage
TVECT :	Indique la présence de vecteurs
TSCAL :	Indique la présence de scalaires
TITREM :	Titre du maillage
COMMM :	Commentaire pour le maillage
TFORM :	Format utilisé
NCOMM :	Nombre de composantes (3 dans l'exemple : I, J et K)

Tout comme les points du maillage, les données des valeurs scalaires et des vecteurs sont écrites au fichier.

2.3.13 Ecrire - Movie

MOVIE.BYU est un logiciel qui permet de faire une visualisation sophistiquée d'objets informatiques. La première version de "MOVIE.BYU" est apparue en 1976. Cette version a été l'aboutissement de recherches qui ont démarré en 1966 à l'Université de l'Utah (Etats-Unis). Par la suite MOVIE.BYU a continué à évoluer avec la naissance des nouvelles générations d'ordinateurs, ce qui explique la multitude de versions.

Le format d'écriture des points de maillage pour MOVIE est:

ligne 1 NPART, NPTS, NPTCH, NENTRY

$$\text{Points}\left[\begin{array}{lllllll}
\text{ligne 2} & x, & y, & z, & x, & y, & z \\
\text{ligne 2} & x, & y, & z, & x, & y, & z \\
\text{"} & \text{"} & \text{"} & \text{"} & \text{"} & \text{"} & \text{"} \\
\text{"} & \text{"} & \text{"} & \text{"} & \text{"} & \text{"} & \text{"} \\
\text{"} & \text{"} & \text{"} & \text{"} & \text{"} & \text{"} & \text{"} \\
\text{"} & \text{"} & \text{"} & \text{"} & \text{"} & \text{"} & \text{"}
\end{array}\right.$$

$$\text{Connectivité} \left[\begin{array}{ccccccccc} \text{ligne n} & 1, & 2, & 21, & -20, & 2, & 3, & 22, & -21 \\ \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} \\ \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} \\ \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} \\ \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} & \text{“} \end{array} \right.$$

avec

NPART : nombre de parties topoligiques de l'objet

NPTS : nombre de points total de l'objet

NPATCH : nombre d'éléments dit “patch” ou total de l'objet

NENTRY : nombre d'entrées dans la table de connectivité

La connectivité de l'objet est exprimée de la façon suivante: un élément “patch” qui se définit par les points 1,2,21 et 20 par exemple, sera écrit 1 2 21 -20, le signe négatif exprimant la fin d'un élément.

C'est le logiciel MOVIE qui a été utilisé pour générer les images dites réalistes de la thèse.

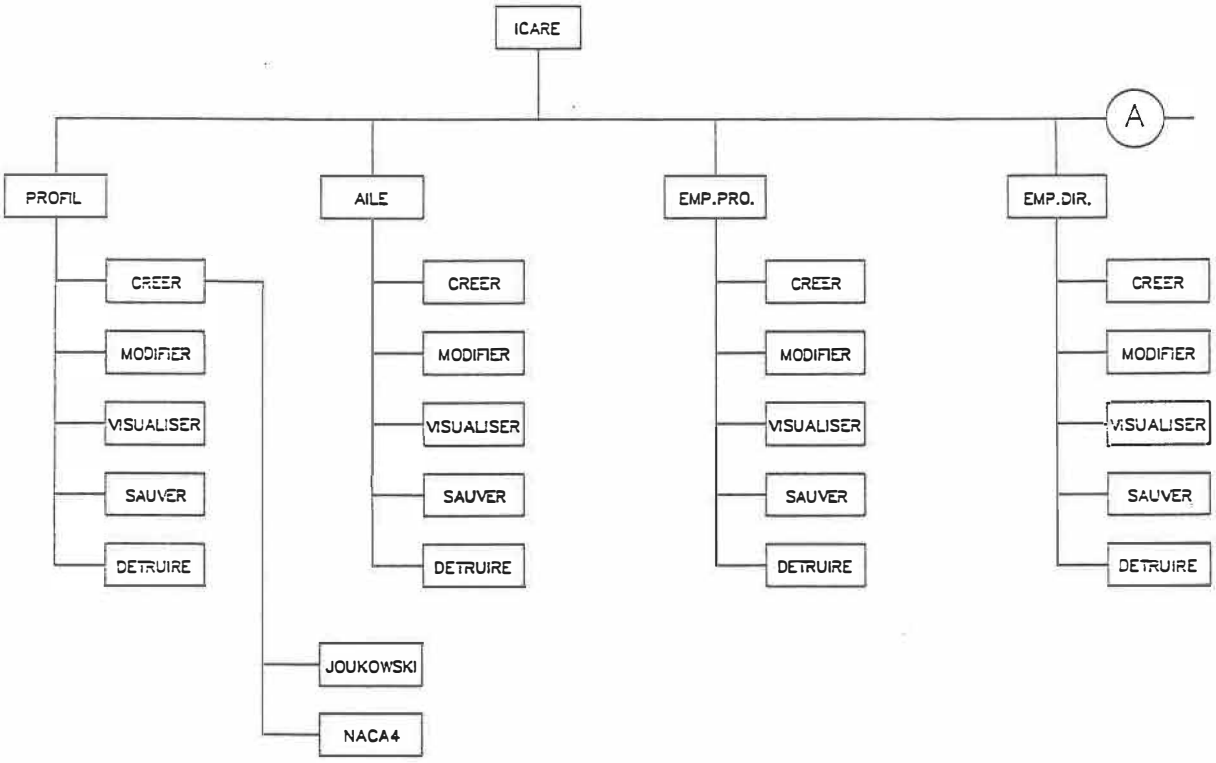
Chapitre 3

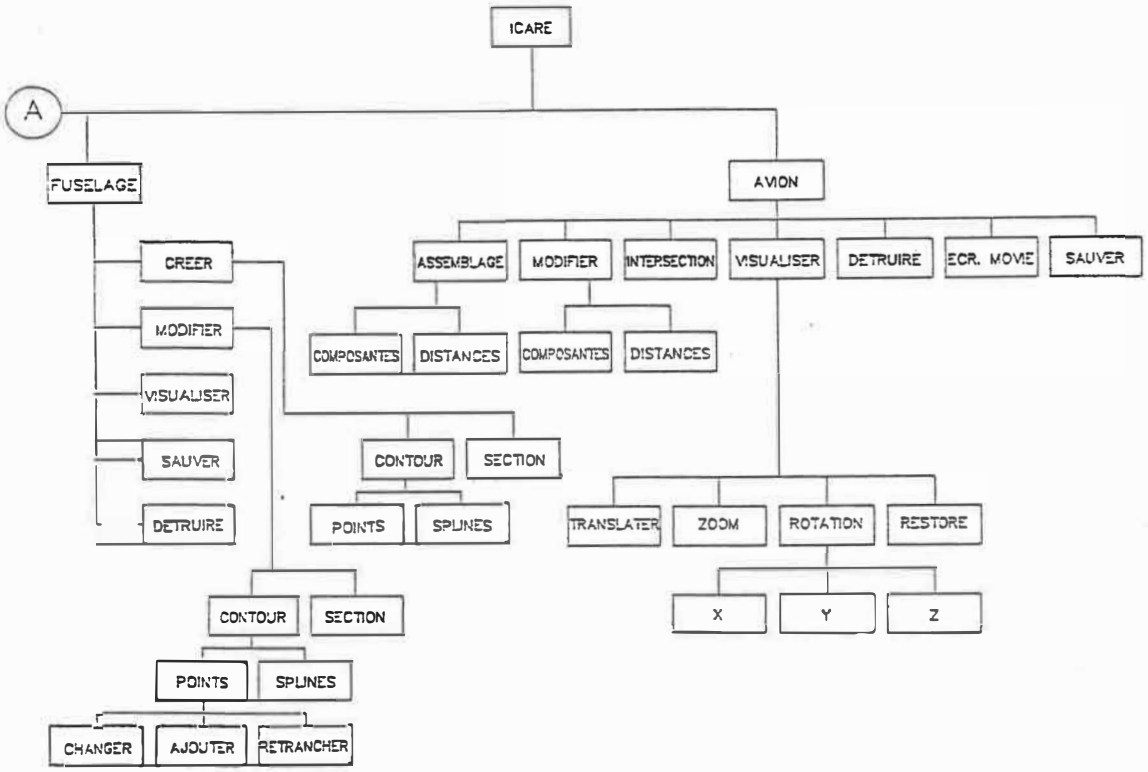
Deuxième partie: ICARE

ICARE est un logiciel de conception assistée par ordinateur dédié à la modélisation géométrique d'avions. Il permet de créer les composantes de base et de les agencer de façon à former l'avion. Les composantes se répartissent en trois niveaux de complexité. Le premier niveau contient les profils aérodynamiques et les sections de fuselage. Ces entités jouent le même rôle, soit celui de bâtir un objet tridimensionnel à l'aide de transformations géométriques successives (mise à l'échelle, rotation, déplacement, etc.). Le deuxième niveau comprend les ailes, les empennages de profondeur et de direction ainsi que le fuselage. Toutes ces constituantes sont générées par des éléments de premier niveau. Elles possèdent une géométrie plus complexe que ces derniers. Finalement, le troisième niveau de complexité ne comprend que l'avion, fruit d'un assemblage d'entités de deuxième niveau.

La génération d'un avion implique donc trois étapes, chacune visant un niveau de complexité de la géométrie à créer. Pour chaque étape du processus de génération, la présente section donne une description illustrée d'exemples.

3.1 Arbre du menu




ICARE
A
FUSELAGE
AVION
CREER
MODIFIER
VISUALISER
SAUVER
DETRUIRE
CONTOUR
SECTION
POINTS
SPLINES
CHANGER
AJOUTER
RETRANCHER
ASSEMBLAGE
MODIFIER
INTERSECTION
VISUALISER
DETRUIRE
ECR. MOVIE
SAUVER
COMPOSANTES
DISTANCES
COMPOSANTES
DISTANCES
CONTOUR
SECTION
POINTS
SPLINES
TRANSLATER
ZOOM
ROTATION
RESTORE
X
Y
Z

3.2 Fonctionnement général

3.2.1 Niveau 1

Le niveau 1 comprend les profils aérodynamiques ainsi que les sections de fuselage.

- Profils aérodynamiques

  Un profil aérodynamique se compose d'un ensemble ordonné de points (x, y), que l'on peut générer à l'aide de fonctions mathématiques ou encore, par référence à un modèle expérimental.

  - Profil Joukowski

    Le profil de Joukowski est issu d'une transformation conforme qui prend un cercle dans un plan Z et le transforme en un profil aérodynamique dans le plan $(\eta \circ \xi)$. Le profil de Joukowski n'est pas utilisé en pratique pour construire des ailes d'avion, mais plutôt pour établir des corrélations numériques avec des résultats déjà connus. Pour une description plus approfondie de la transformation de Joukowski, se reporter à l'Annexe C.

    On spécifie un profil de Joukowski à l'aide de deux paramètres :

t : épaisseur maximale en pourcentage de la corde

m : cambrure maximale en pourcentage de la corde

Ces deux paramètres sont introduits dans la formule suivante pour définir le profil :

$$x = 2b * \cos(\theta)$$

$$y = 2be * (1 + \cos(\theta)) * \sin(\theta) + 2bB \sin^2(\theta)$$

où

$e \Rightarrow \frac{t_*}{c} 1.3$

$t/c \Rightarrow$ épaisseur maximale en fonction de la corde

$b \Rightarrow$ corde/4

$B \Rightarrow$ cambrure maximale en fonction de la corde

$\theta \Rightarrow$ paramètre de la courbe$(0 < \theta < 2\pi)$

La figure 3.1 donne le résultat final.

- Profil NACA4

Les profils NACA ont été développés à partir d'expériences réalisées au cours de la Première guerre mondiale et qui se sont poursuivies jusqu'à

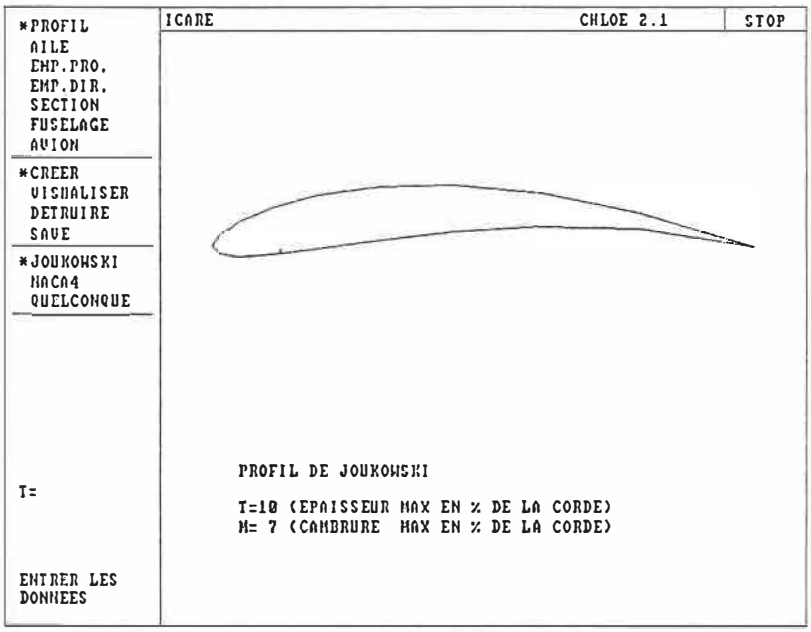


Figure 3.1: Profil Joukowski

la Deuxième guerre. On a effectué des essais en soufflerie sur ces profils, qui ont conduit à certaines modifications améliorant le rendement aérodynamique. Par la suite, la forme de ces profils a été représentée par des distributions polynômiales de l'épaisseur et de la cambrure. Les équations de ces profils sont étudiées à l'Annexe D.

Pour générer un profil de type NACA4, les trois paramètres suivants doivent être définis :

t : épaisseur maximale en pourcentage de la corde

m : cambrure maximale en pourcentage de la corde

p : position de la cambrure maximale en dixièmes de la corde (à partir du bord d'attaque)

Pour générer le profil, ces trois paramètres sont introduits dans la formule donnée à l'Annexe D. La figure 3.2 montre le résultat final.

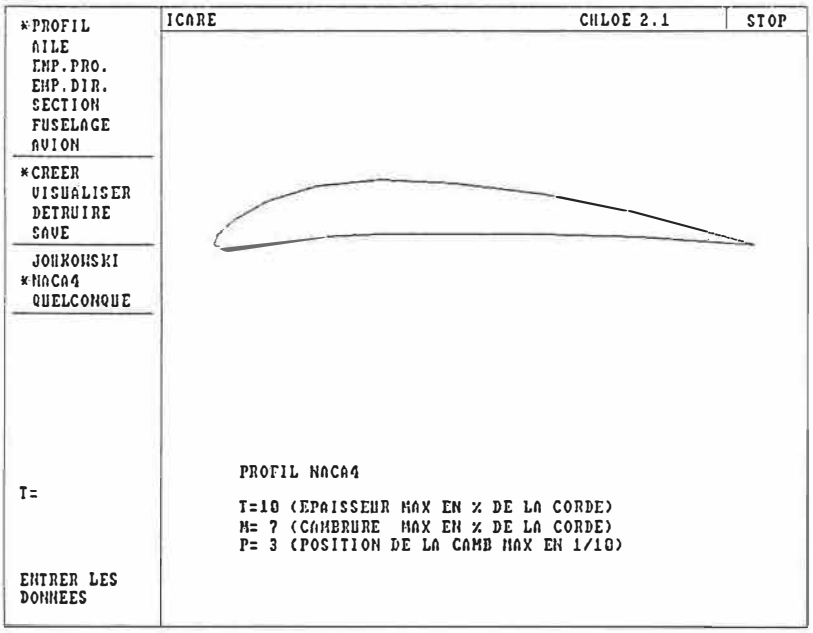


Figure 3.2: Profil NACA4

- Les sections de fuselage

Les ailes et empennages sont générés à partir de profils aérodynamiques catalogués et bien connus. Un tel répertoire n'existe pas pour les fuselages. Cela est attribuable au fait que l'importance de la forme du fuselage ne se situe pas au plan aérodynamique, mais plutôt aux niveaux fonctionnel et structurel. Il s'agit d'avoir une forme qui satisfasse les contraintes de résistance des matériaux et qui permette, en outre, d'optimiser l'espace réservé aux passagers ou à la charge utile dans le cas d'un transporteur commercial par exemple (figure 3.3).

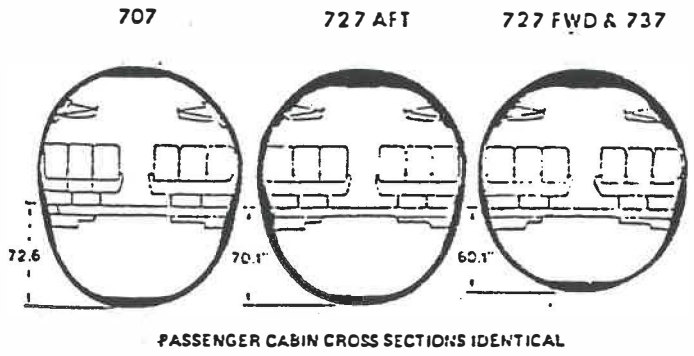


Figure 3.3: Section de fuselage d'un 707

En observant attentivement les formes du fuselage de la figure 3.3, on note que les limites extérieures des sections du fuselage ont une forme qui ressemble à celle d'une ellipse gonflée. Pour arriver à générer une forme qui soit la plus près possible de celle décrite ci-dessus, on utilise les super-ellipses.

On construit une section de fuselage, en joignant deux super-ellipses en leurs points de pente verticale. Pour chacune d'entre elles, ces points se situent exactement au centre.

La formule exacte est développée dans l'Annexe E et nécessite quatre paramètres :

a/b : rapport entre l'axe vertical de la partie supérieure et l'axe horizontal;

a/c : rapport entre l'axe vertical de la partie supérieure et l'axe vertical de la partie inférieure;

M : facteur de gonflement de la partie supérieure;

N : facteur de gonflement de la partie inférieure.

Lorsque la valeur de M ou de N est unitaire, on retrouve un cercle ou une ellipse selon les valeurs a/b et a/c.

L'utilisation de la même fonction pour générer un cercle, une ellipse ou une forme super-ellipse permet de limiter les manipulations à une simple variation adéquate des quatre paramètres de conception pour obtenir des raccordements sans discontinuité lorsque la section du fuselage varie de station en station.

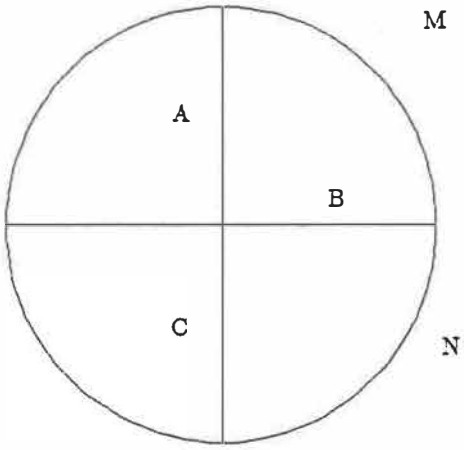
La figure 3.4 illustre les différents parametres d'une super-ellipse.

$A/B = 1.0$

$A/C = 1.0$

$M = 1.0$

$N = 1.0$

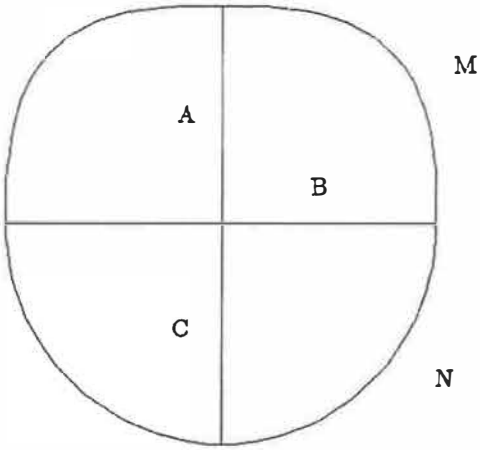


$A/B = 1.0$

$A/C = 1.0$

$M = 10.0$

$N = 1.0$

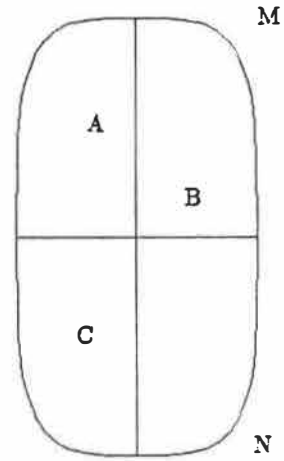


$A/B = 1.0$

$A/C = 1.0$

$M = 20.0$

$N = 20.0$



$A/B = 1.5$

$A/C = 1.0$

$M = 10.0$

$N = 1.0$

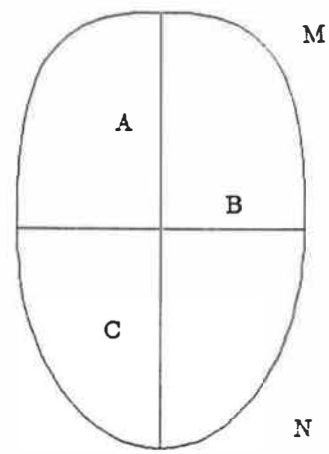


Figure 3.4: Sections

3.2.2 Niveau 2

Le niveau 2 comprend quatre éléments :

1. les ailes,
2. empennage de profondeur,
3. empennage de direction et
4. le fuselage.

Ces éléments sont divisés en deux groupes. Le premier contient les ailes et les empennages; le second, le fuselage. Il est logique que les trois premiers éléments se retrouvent dans un même ensemble puisqu'ils sont générés de façon similaire.

- GROUPE 1 : Ailes, empennages de profondeur et de direction

  Les étapes de génération de ces éléments sont les mêmes. On doit d'abord choisir un profil aérodynamique et on lui fait ensuite subir une série de transformations géométriques (translation, mise à l'échelle, rotation) pour le placer aux différentes sections de l'aile ou de l'empennage. Ces transformations sont définies par la valeur des paramètres

géométriques de l'élément : l'envergure, la corde, la flèche, le dièdre et le gauchissement.

Les paramètres géométriques constituent la seule différence entre les trois éléments (aile, empennage de profondeur et empennage de direction). Ainsi, pour une aile, on utilise tous les paramètres alors que dans le cas d'un empennage de direction, on omet le dièdre et le gauchissement. La prochaine section étudie plus à fond les différences qui se manifestent au niveau de la génération.

* Génération d'une aile

  La première étape est de choisir un profil aérodynamique sur lequel s'appuiera la génération de l'aile. Les profils offerts, contenus dans la banque de données du programme, ont été créés au préalable par l'utilisateur et mémorisés. Il suffit d'indiquer à l'aide du curseur lequel parmi les profils existant doit être utilisé (figure 3.5).

  La séquence de points déterminant le profil généré est un facteur important parce qu'elle influe sur la structure de données de l'aile. La figure 3.6 présente les points du profil dans la séquence utilisée par ICARE.

PROFIL
*AILE
EMP.PRO.
EMP.DIR.
SECTION
FUSELAGE
AVION

*CREER
MODIFIER
VISUALISER
DETRUIRE
SAVE

CHOISIR
LE
PROFIL

ICARE — CHLOE 2.1 — STOP

NO	TYPE	EPAISSEUR MAX(%C)	CAMBRURE MAX(%C)	POSITION DE LA CAMB MAX 1/10
1	JOUKOWSKI	9	7	
2	NACA4	4	8	3
3	NACA4	6	6	4
4	NACA4	12	7	3
5	JOUKOWSKI	9	9	
6	JOUKOWSKI	12	4	
7	NACA4	12	0	3

Figure 3.5: Choix d'un profil

Figure 3.6: Séquence de points sur un profil

A ce point de la réalisation d'une aile, on connaît déjà le profil à utiliser pour générer les sections de l'aile. Il s'agit ensuite de spécifier les paramètres géométriques qui serviront à modifier le profil et de le placer aux différentes sections de l'aile. La figure 3.7 illustre la signification des paramètres fondamentaux.

Pour les besoins du programme, l'aile est divisée en deux parties que l'on retrouve dans les ailes d'avions commerciaux.

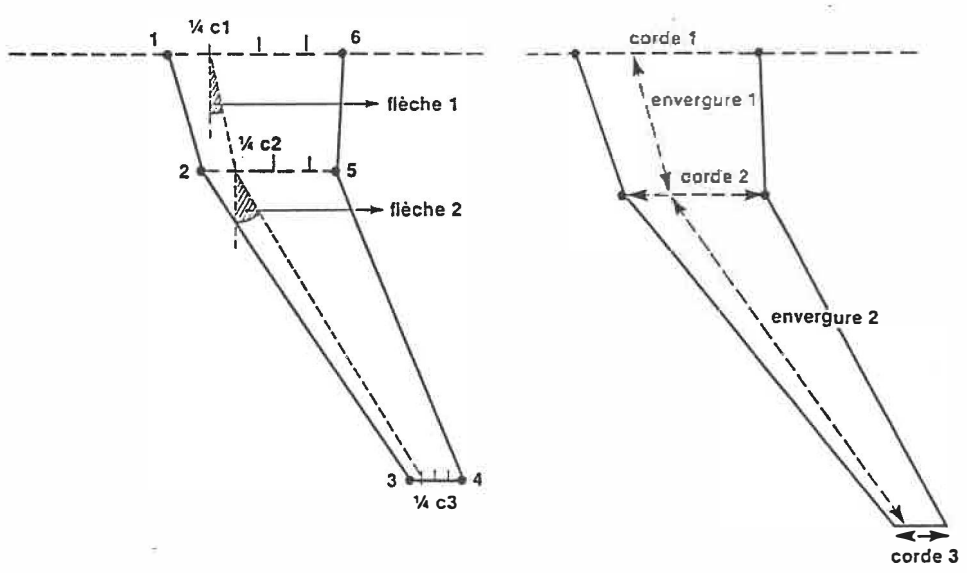


Figure 3.7: Paramètres d'une aile

Les paramètres exposés à la figure 3.7 ont la signification suivante :

envergure	:	Longueur de l'aile selon l'arc longitudinal.
corde	:	Largeur de l'aile.
flèche (degré)	:	Inclinaison vers l'arrière (+) ou vers l'avant (-) de l'aile. Cette valeur, exprimée en degrés correspond à l'inclinaison de la ligne de quart corde.
dièdre (degré)	:	Inclinaison de l'aile par rapport à l'horizontale. Le dièdre est positif lorsque la pointe de l'aile effectue un déplacement vertical vers le haut.
gauchissement	:	Rotation du profil de base par rapport au quart de la corde. Le gauchissement est positif lorsque le bord d'attaque effectue un déplacement vertical vers le haut.

L'utilisateur connaît maintenant tous les éléments nécessaires à la génération des points de l'aile. La prochaine section décrit ce processus.

* Génération des points

Pour générer les points de l'aile, on calcule d'abord la position de la ligne définit par le quart de la corde des profils. C'est sur cette ligne que la flèche et le dièdre s'appliquent. Lorsque cette ligne est construite, on combine les deux envergures et les trois cordes pour obtenir l'enveloppe de l'aile. On procède ensuite à la division de l'aile en un nombre de sections fixé par l'utilisateur. Les paramètres sont interpolés à chaque nouvelle section, puis appliqués au profil de base afin de le placer à l'endroit désiré. Le gauchissement intervient seulement en dernier lieu.

Tout ce processus peut s'exprimer mathématiquement à l'aide d'une matrice de transformation.

$$\begin{bmatrix} \text{corde} * \cos\theta & \text{corde} * \sin\theta & 0 & 0 \\ \text{-corde} * \sin\theta & \text{corde} * \cos\theta & 0 & 0 \\ -0,25 * A(1,1) & -0,25 * A(2,1) & 1 & 0 \\ \quad +\text{flèche} & \quad +\text{dièdre} & & \\ 0 & 0 & x & 1 \end{bmatrix}$$

Figure 3.8: Matrice de transformation

On calcule les coordonnées des points d'une section en appliquant la matrice de transformation à chacun des points du profil de référence.

Profil de base unitaire : PROF (NPTSEC, 4)

Matrice de transformation : TRAMAT (4, 4)

Points de l'aile : PTSAIL (NPTAIL, 4)

```
DO 400 I = 1, NBRSEC

    interpolation des paramètres géométriques de l'aile

    construction de la matrice à l'aide de ces valeurs
    interpolées

    PTSAIL = Prof * TRAMAT

400 Continue
```

avec NPTSEC : nombre de points par section

NBRSEC : nombre de sections

NPTAIL : nombre de points d'une aile

(NPTSEC * NPTAIL)

Le résultat obtenu à l'écran est le suivant (figure 3.9):

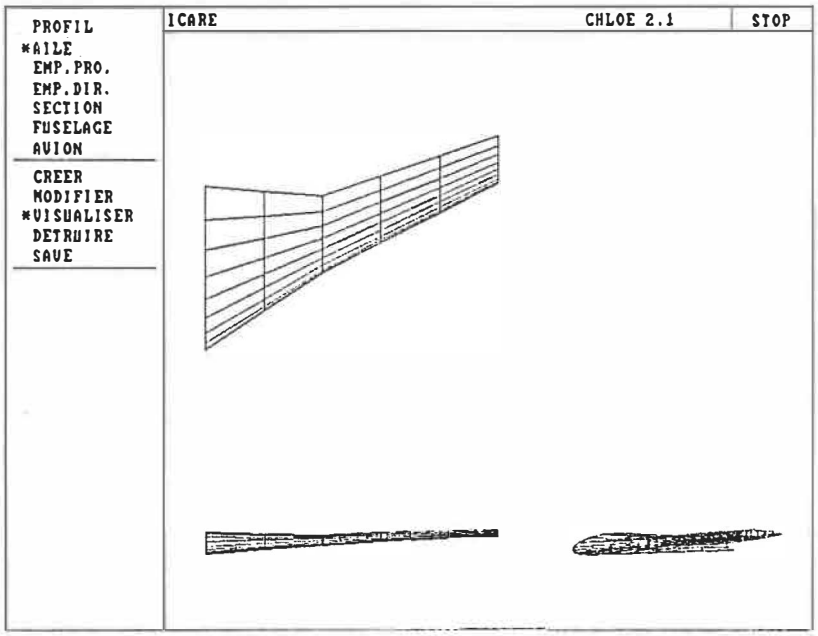


Figure 3.9: Aile

Notons que lors de la création, ou de la modification de l'aile, les trois vues standard sont présentées.

* Génération de l'empennage de profondeur

La génération de l'empennage de profondeur suit exactement les mêmes étapes celle d'une aile. Il faut d'abord choisir un profil aérodynamique parmi ceux catalogués dans la banque de données, puis spécifier les paramètres géométriques qui serviront à tranformer le profil de référence. Dans le cas d'un empennage de profondeur, on a également recours aux paramètres suivants : envergure, corde, flèche et dièdre.

Contrairement à une aile, l'empennage est constitué d'une partie unique; on ne spécifie donc qu'une envergure et deux cordes.

Tout comme pour une aile, la génération des points respecte les mêmes principes, d'autant plus que les axes géométriques locaux sont identiques. La figure 3.10 est un exemple de résultat final.

* Gérération de l'empennage de direction

Les explications fournies dans le cas des deux composantes précédentes s'appliquent dans le cas présent, avec une simplification car

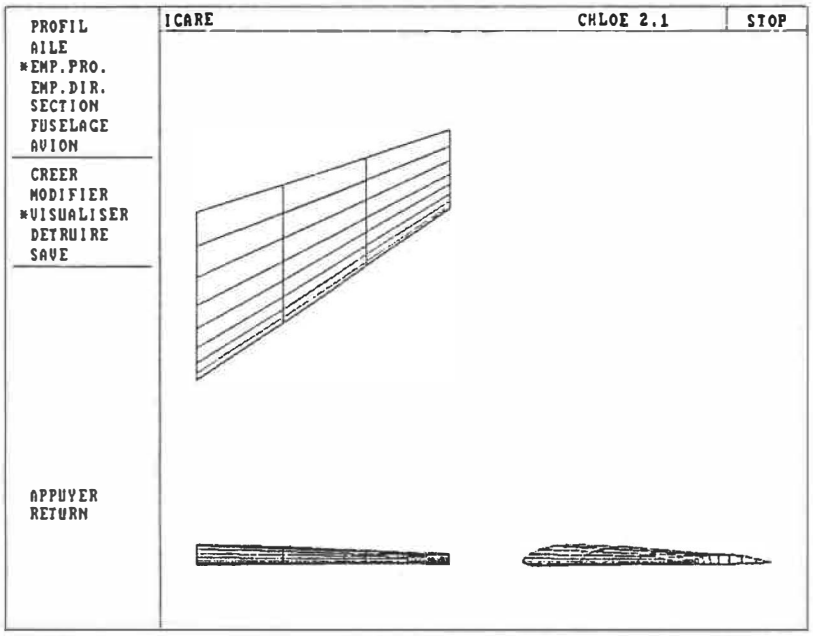


Figure 3.10: Empennage de profondeur

le gauchissement n'intervient pas. Il suffit de spécifier l'envergure, la flèche et le dièdre.

Une autre particularité de l'empennage de direction réside dans le fait que le profil aérodynamique servant de support de génération est un profil symétrique, c'est-à-dire de cambrure nulle. La raison de cette particularité s'explique d'elle-même si l'on considère que la fonction de l'empennage de direction, qui consiste à diriger latéralement l'aéronef. Le produit final est illustré à la figure 3.11.

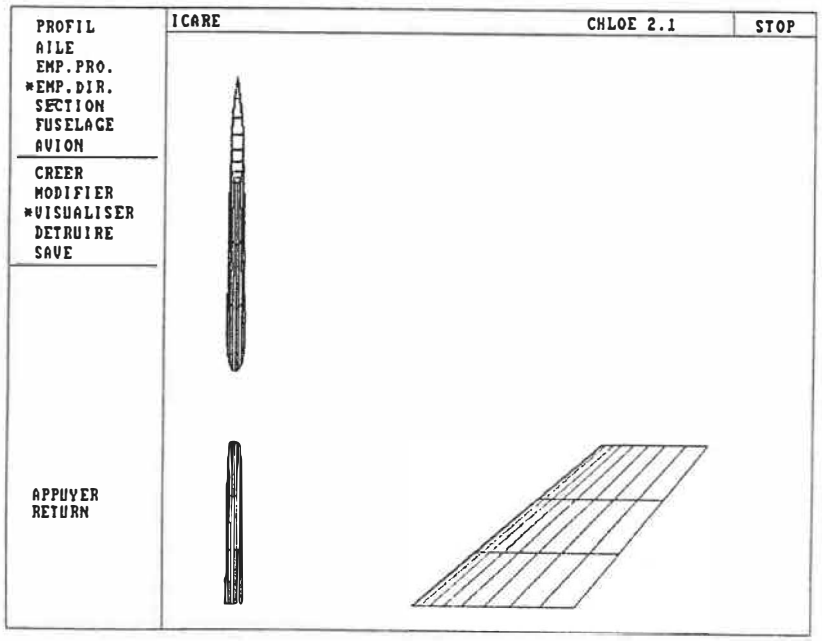


Figure 3.11: Empennage de direction

– GROUPE 2 : Fuselage

La génération du fuselage se fait de façon analogue à celle des ailes ou des empennages. Lors de la génération des points de l'aile, par exemple, on choisit un profil de référence pour les sections de l'aile. Dans le cas du fuselage, il faut plutôt choisir les sections qui seront placées aux différentes stations du fuselage. Le facteur déterminant la grandeur des sections tout au long du fuselage est la forme du contour.

Le procédé est fort simple. Dans un premier temps, on génère le contour du fuselage, puis, dans un deuxième temps, on définit la forme des sections qui constitueront le fuselage. Les deux prochaines sections approfondissent les étapes de la génération du fuselage.

* Définition du contour du fuselage

  Le contour peut être défini de deux façons : interactivement, à l'aide du curseur, ou par un fichier de points. Il est toujours permis à l'utilisateur de modifier les points définissant un contour déjà emmagasiné dans la banque de données. De cette façon on peut modifier à son gré un fuselage lu à partir d'un fichier.

Lorsque l'utilisateur travaille interactivement, le programme lui fournit des utilitaires qui permettent de générer, d'ajouter, de modifier ou de retrancher des points d'un contour . A ce stade de la génération, on connaît une série de points (x, y) qui définissent le contour du fuselage (figure 3.12).

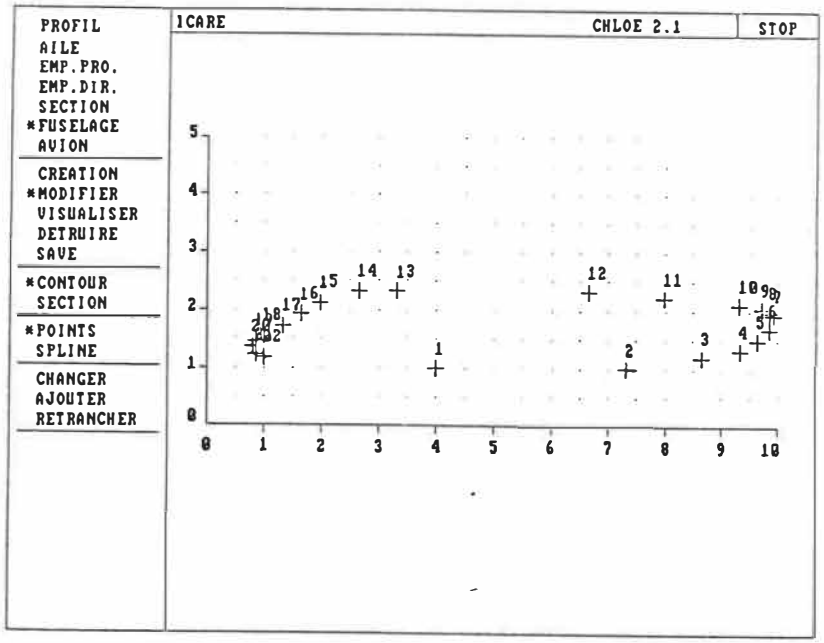


Figure 3.12: Points du contour

Pour générer les différentes stations du fuselage, le contour doit être continu, car les sections du fuselage ne sont pas nécessairement

connues aux points définissant le contour. Pour connaître le contour de façon continue, on construit une spline paramétrée en fonction de la distance à partir des points définissant le fuselage.

Un des problèmes rencontrés lors de la génération de la spline a été d'éviter une discontinuité de la courbe définissant le contour. La production d'une spline implique la résolution d'un système d'équations, et chaque intervalle produit une équation. Pour résoudre ce système d'équations, on impose deux conditions de frontière : une au premier intervalle et une autre au dernier. Dans le cas présent, les conditions de frontière sont des conditions de courbure nulle. Lorsque le premier et le dernier point coïncident, il est possible que la continuité soit rompue au point no 1 où N (figure 3.13).

Pour éviter que cela ne se produise, on introduit deux points supplémentaires lors de la génération de la spline. Le point $n-1$ devient le point 0 et le point 2 devient le point $n+1$ (figure 3.14).

Malgré toutes ces précautions, il est préférable que l'utilisateur ait conscience du problème qui le guette et qu'il cherche à placer le premier point dans la région où la forme de la courbe varie le moins.

Après avoir généré et tracé la spline, on obtient le résultat suivant

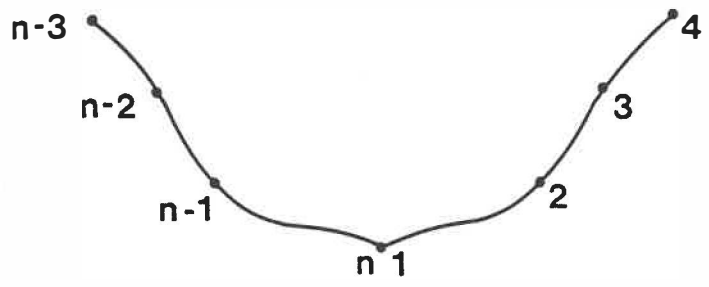


Figure 3.13: Discontinuité au point de raccordement

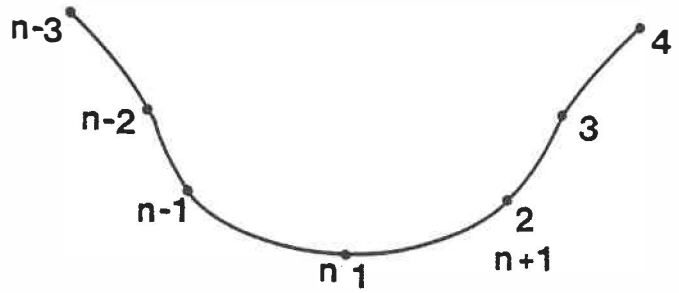


Figure 3.14: Continuité au point de raccordement

(figure 3.15).

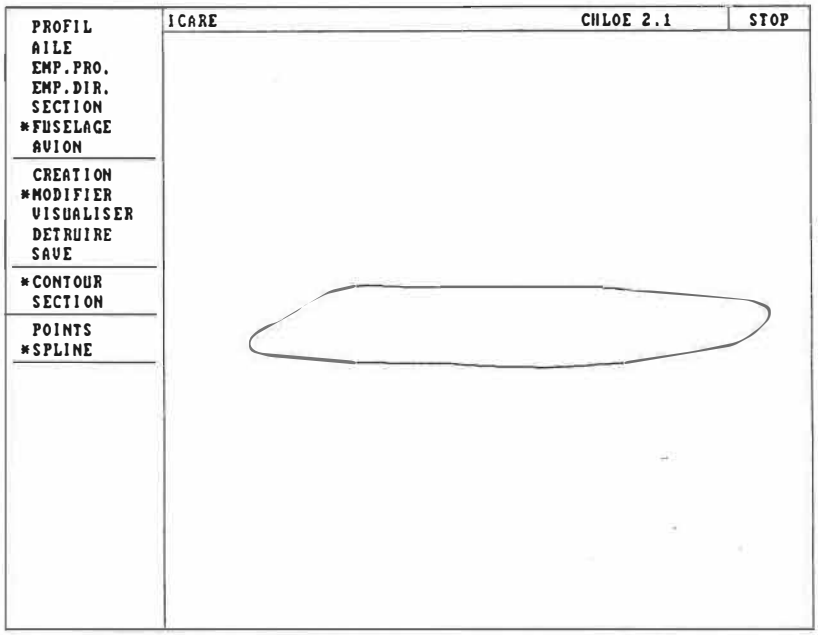


Figure 3.15: Contour "spliné"

* Définition des sections

Maintenant que l'on connaît le contour du fuselage, il reste à spécifier la forme des sections qui le composent. Le fuselage est divisé en un certain nombre de stations définies par l'utilisateur.

Ces stations sont positionnées à intervalle constant sauf pour la première et la dernière station, qui sont situées à la moitié de l'in-

tervalle.

Il n'est pas nécessaire que l'utilisateur spécifie la forme de chacune des sections aux stations mentionnées ci-dessus. Il lui suffit de préciser la forme des sections où il le désire le long du fuselage, les autres sections étant définies par interpolation. Pour plus de précisions concernant la génération d'une section, consulter la section "Section de fuselage".

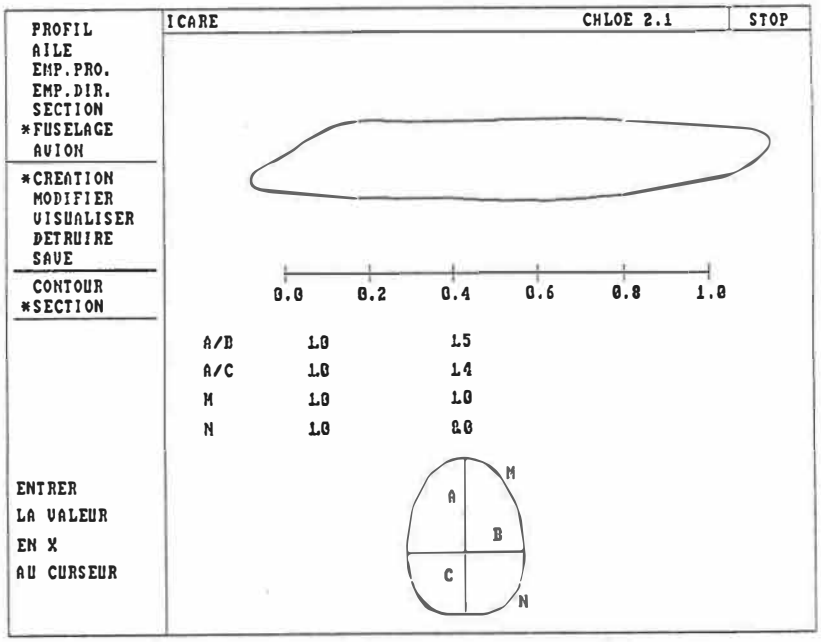


Figure 3.16: Définition des sections

La section a été définie à trois endroits le long du fuselage. Si l'on trace le graphe de la variation d'un des paramètres en fonction de le long du fuselage, on obtient la figure suivante :

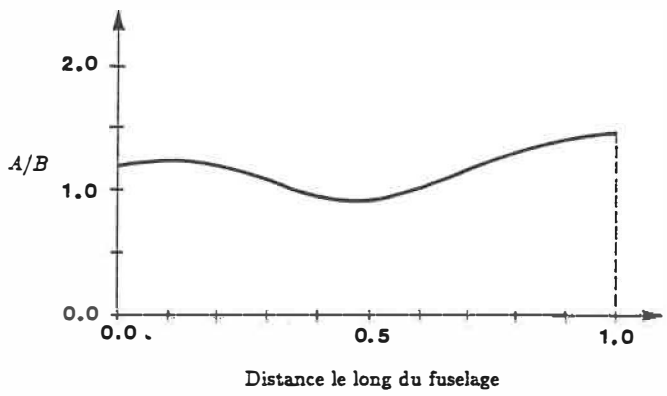


Figure 3.17: Interpolation selon la spline

Les données qui sont connues de l'utilisateur se limitent aux points apparaissant sur le graphique. L'action du programme ICARE est de compléter les portions de courbe entre les points à l'aide de splines paramétrées selon x. Chacun des paramètres subit le même processus. A la fin, pour produire une section à une station donnée, on interpole les quatre splines et, au moyen des valeurs ainsi

obtenues, on obtient la section. Cette démarche doit être répétées pour chacune des sections jusqu'à l'obtention d'un fuselage sans discontinuité brusque. Une remarque toutefois, avant de conclure, l'emploi de cette technique est réservé aux formes analogues à un fuselage. Mal utilisée, elle peut donner des résultats complètement erronés. Le produit final est donné à la figure.

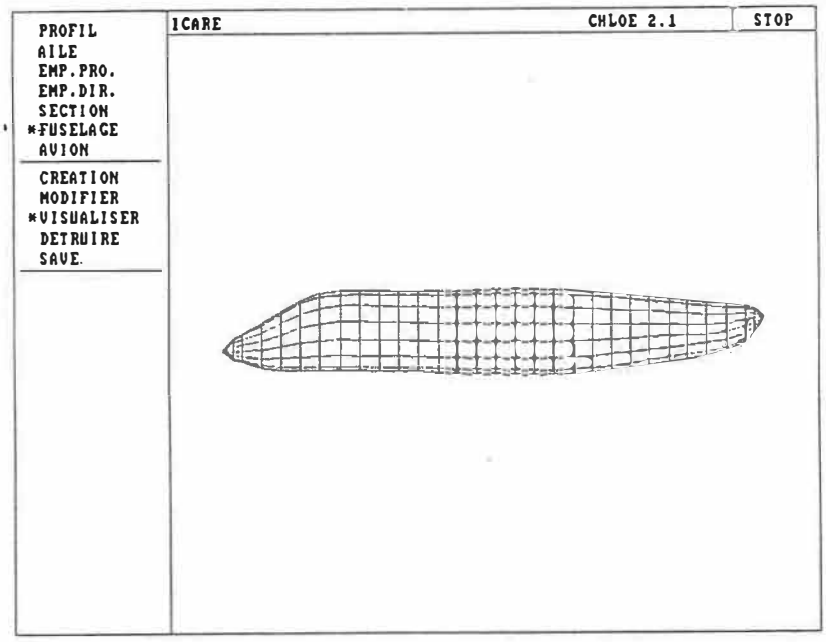


Figure 3.18: Fuselage

3.2.3 Niveau 3

- Avion

  * Assemblage

    La procédure qui permet de construire la représentation complète d'un avion au moyen des éléments construits précédemment est simple. L'utilisateur choisit les différentes composantes à assembler pour obtenir l'aéronef, parmi les modèles offerts dans la banque de données. Pour chaque type de géométrie, il existe une liste d'éléments créés et sauvegardés par le concepteur lors de la session courante ou d'une session précédente.

    Tour à tour, chaque élément de l'avion subit la séquence d'opérations suivante :

    1. Choix de la composante à l'aide du curseur.
    2. Affichage de la composante à l'acran.
    3. Confirmation de la part de l'itilisateur.

    En plus de spécifier la liste des éléments constituant l'avion, le concepteur doit spécifier leur position relative. Cela est rendu possible au moyen de deux dessins de base. Le premier est présenté à la

figure 3.19.

Figure 3.19: Avion vu de côté

La position de l'aile et des empennages est toujours définie comme la distance entre le nez et le quart de la corde.

Le figure 3.20 illustre le second dessin de base.

Il est à noter que le zéro vertical est donné par l'extrémité du nez au fuselage.

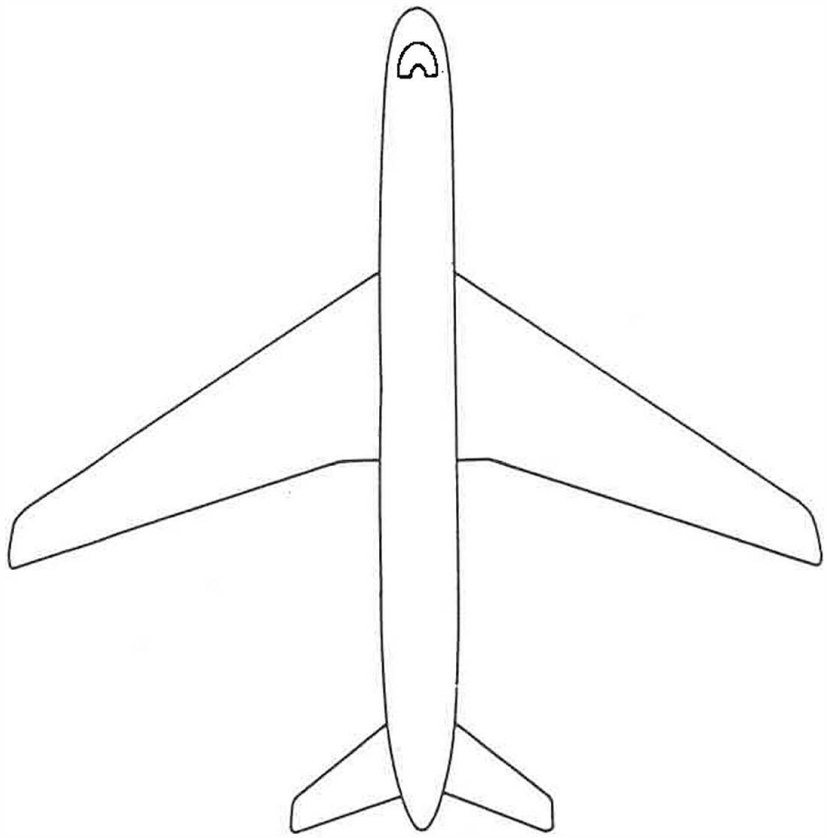


Figure 3.20: Avion vu d'en haut

A l'aide de ces deux dessins, toutes les positions relatives des différents éléments sont définies et la forme de l'avion apparaît intégralement.

3.3 La visualisation dans le programme ICARE

ICARE propose trois types de visualisation. En tête de liste se trouve la visualition technique. On entend par cela une représentation qui fournit les informations utiles au concepteur telle la valeur de la flèche, de dièdre, etc. Il ne s'agit pas d'une visualisation spectaculaire qui présente des surfaces pleines et des portions ombragées, mais plutôt des images dont la seule fonction est de transmettre efficacement l'information de base.

Dans le cas d'une aile, par exemple, le programme donne les trois vues standard. A l'aide de ces trois projections, toutes les caractéristiques de l'aile peuvent être observées. Ce type de visualisation est disponible à tout moment de la création ou de la modification d'une partie. A chaque nouvelle modification, il a la possibilité de rafraîchir l'écran. Cela permet de constater immédiatement les effets d'une modification.

Le deuxième type d'information pourrait encore être classé au rang des visualisations techniques, car sa principale fonction est de transmettre de l'information nécessaire au concepteur. Elle est cependant d'un niveau supérieur à la visualisation précédente parce qu'elle illustre tous les éléments de l'avion simultanément (figure 3.21). Elle offre en outre, la possibilité d'imprimer des rotations à l'image, ce qui permet d'examiner le modèle sous plusieurs angles différents.

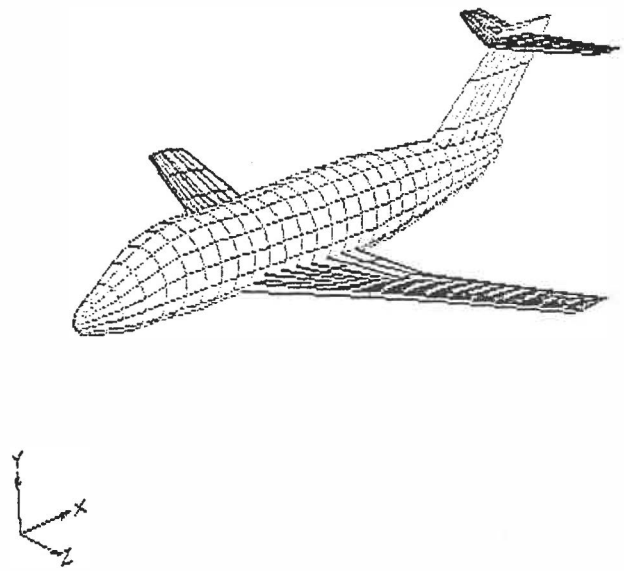


Figure 3.21: Avion: Critère de la normale

Cette dernière visualisation est tout simplement l'utilisation du logiciel MOVIE.BYU. Ce logiciel permet de créer des images dont la perfection rivalise avec celle des clichés photographiques comme en témoigne la figure 3.22.

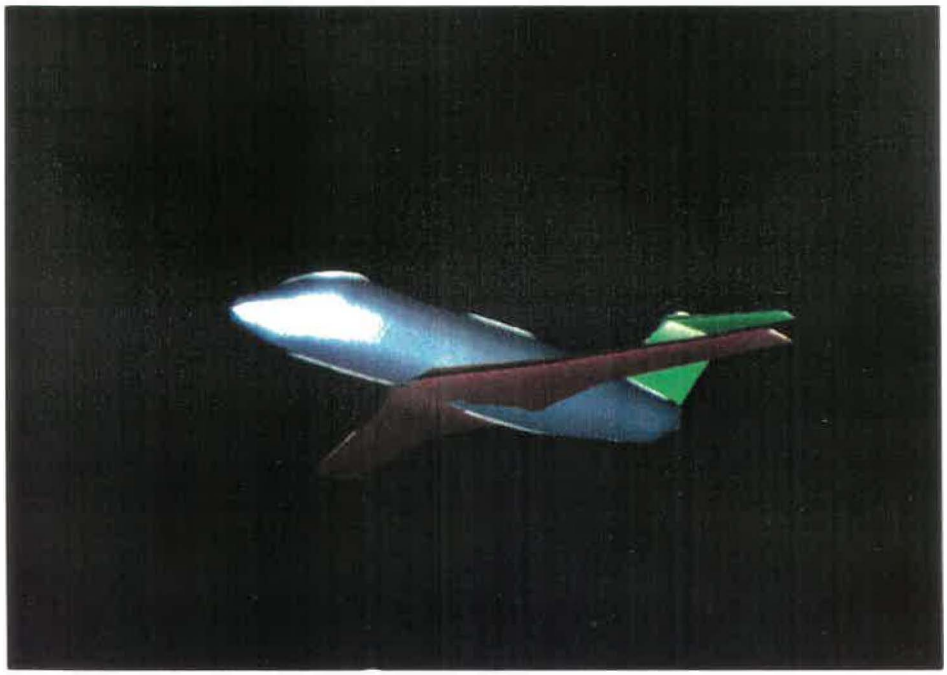


Figure 3.22: Avion (MOVIE.BYU)

3.4 Banque de données

Lorsque le module ICARE invoqué, il commence par chercher la banque de données qui contient ce qui a été sauvegardé par l'utilisateur. Le nombre de fichiers pouvant exister concurremment dans la banque est limité par la mémoire disponible sur l'ordinateur. Une seule banque de données peut être exploitée à la fois par le module ICARE.

Voici, dans l'ordre, le contenu du fichier Banque de données.

1. Liste des profils
2. Liste des ailes
3. Liste des empennages de profondeur
4. Liste des empennages de direction
5. Liste des fuselages
6. Liste des modèles d'avion

La particularité de la banque de données réside dans le fait qu'elle ne conserve pas en mémoire les points délimitant chaque partie, mais plutôt les valeurs qui ont servi à créer chacune d'entre elles (se reporter à l'annexe B).

Cette façon de procéder offre un avantage certain. En effet, la sauvegarde d'une création réalisée au moyen d'ICARE passe par la mémorisation des paramètres fondamentaux de génération. Cela implique qu'un avion créé avec un minimum de points peut être regénéré avec plus de points sans que la banque de données ne soit modifiée. Par exemple, pour un empennage de profondeur, le programme conserve les données suivantes :

- Les données du profil (ex. NACA4)
  - * épaisseur maximale
  - * cambrure maximale
  - * position de la cambrure maximale
- Les données géométriques de l'empennage
  - * envergure
  - * corde au point 1
  - * corde au point 2
  - * flèche
  - * dièdre

Ces paramètres sont indépendants du nombre de points effectivement utilisés

lors de la sauvegarde. Ainsi, lorsqu'on désire une exécution rapide, on choisit un nombre de points relativement petit, et on sauvegarde les paramètres. Si le nombre de points de cette géométrie apparaît trop faible à une utilisation ultérieure, il suffit de faire réexécuter ICARE en spécifiant un nombre de points plus élevé.

Le nombre de points utilisé pour l'affichage de chacune des parties constitue une variable dans le programme ICARE. Au moment de la mise en fonction du module, et ce, immédiatement après avoir complété la lecture de la banque de données, le programme lit un fichier qui caractérise l'affichage de chaque partie de l'avion. Ce fichier contient les valeurs suivantes :

- nombre de points d'un profil
- nombre de sections d'une aile
- nombre de sections d'un empennage de profondeur
- nombre de points d'un empennage de direction
- nombre de sections d'un fuselage
- nombre de points par section de fuselage

Toutes ces valeurs sont soumises à un seuil supérieur qui ne peut être excédé

en aucun cas car les tableaux de travail d'ICARE sont de dimension fixe.

Conclusion

Qu'est-ce que la génération de géométries d'avion a en commun avec la génération de maillages tridimentionnels autour d'hélices? Beaucoup.

Dans les deux cas, il s'agit de conception de logiciels interactifs basés sur des principes de C.A.O. Chacun de ces logiciels a nécessité une période de réflexion, appelée analyse fonctionnelle, précédant la mise en marche du travail. Cette période est critique car les décisions prises à cette étape ont un impact sur le développement subséquent.

Il faut d'abord définir la forme que prendra le résultat final. Donc avant de programmer une seule ligne, il faut connaître à 90% la forme du résultat final. Le processus se divise en trois étapes, premièrement l'analyse fonctionnelle mentionnée plus haut, deuxièmement il faut définir la structure de l'information (structure de données) et finalement il faut développer des modules de traitement.

L'analyse fonctionnelle comprend l'identification des données, des résultats ainsi que leur traitement. De cette étape on peut définir la nature du dialogue et la structure d'information. Sur le plan pratique, cela débouche sur la présentation de l'application à l'écran, et l'intéraction avec l'usager.

Bien qu'un certain nombre de modules, en particulier sur les manipulations

géométriques et l'affichage soient communes à plusieurs applications, la structure de données sera dans une certaine mesure fonction de l'application ainsi que des modules de traitement.

Cette démarche a été appliquée dans les deux développements de ce travail, ce qui a permis de la valider. Les résultats obtenus, tant sur le plan de la qualité des logiciels, que sur la facilité d'intégration des divers outils CAO se sont avérés un succès.

Bibliographie

1. HOUGHTON, E. L. and CARRUTHERS, N. B., *Aerodynamics for Engineering Students*, Third Edition (1984).

2. GARON, A. and CAMARERO, R., "Génération des maillages", Ecole Polytechnique, Montréal, EPM/RT-84-11 (1984).

3. ABBOTT, I. H., *Theory of Wing Sections*, New York: McGraw-Hill (1949).

4. CAMARERO, R., OZELL, B., REGGIO, M. and GARON, A., "Grid Generation Systems for Turbomachinery Applications" Ecole Polytechnique, Montréal, EPM/RT-86/32 (1986).

5. OZEIL, B., CAMARERO, R., "3-D Geometric and computational Modeling for turbomacihnes" # 50, 13° Symposium de l'AIRH (1986).

Annexe A

Génération des points sur les limites inter-pales

La présente annexe explique de façon détaillée les démarches qui ont permis de générer les points sur les limites du domaine à mailler. Chaque étape est illustrée d'une figure présentant la progression du calcul. Les étapes exposées ci-après doivent être répétées pour chaque support axisymétrique.

A.1 Première étape

A.1.1 Description des profils de la pale

Il est évidemment question ici des profils qui sont générés par l'intersection entre la pale et les surfaces axisymétriques. En pratique, ces points sont déjà connus depuis que les limites inter-pales ont été calculées.

Lorsqu'on calcule les couples de points $(r * \theta, z)$ du profil, le rayon utilisé est un rayon du profil de référence constant, soit le rayon du bord d'attaque. Ce choix s'explique du fait qu'une grande ondulation de la courbe définissant le support provoque des déformations dans les mailles attribuables à la trop forte variation du rayon combinée à une variation de θ. Après la première étape, on obtient :

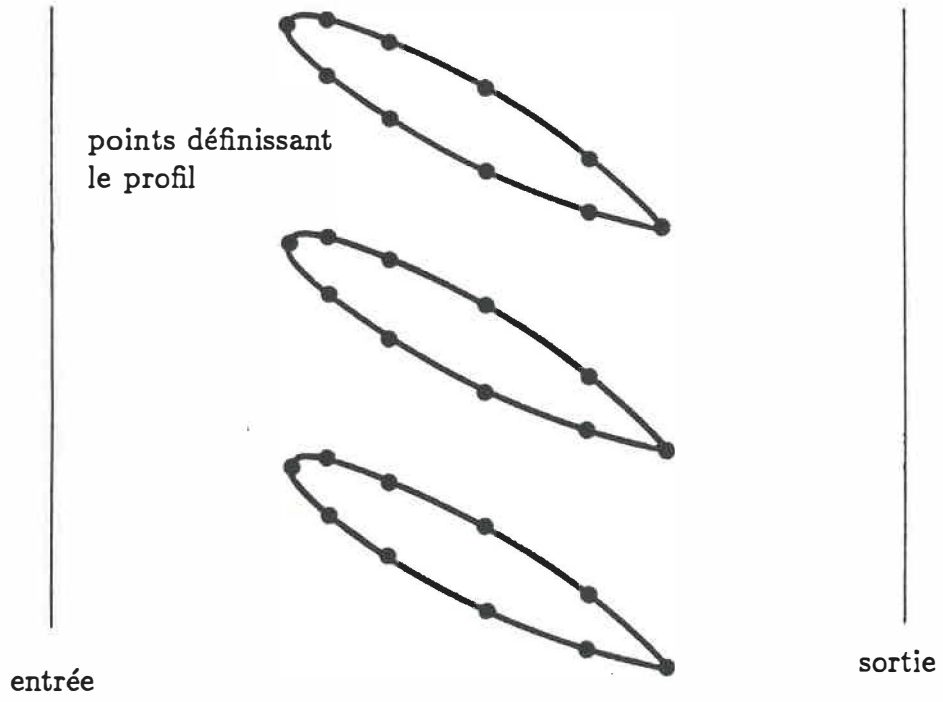


Figure A.1: Première étape

A.2 Deuxième étape

A.2.1 Définition des limites inter-pales

Comme expliqué précédemment à la section CALCUL - DEF. SUPP. - INTER-PALES, la courbe qui sert de limite entre les pales est construite en trois sections : une vis-à-vis le profil, une en amont du profil et une dernière en aval du profil. Les éléments servant à générer cette courbe ont déjà été donnés. Seul le résultat final est présenté ici.

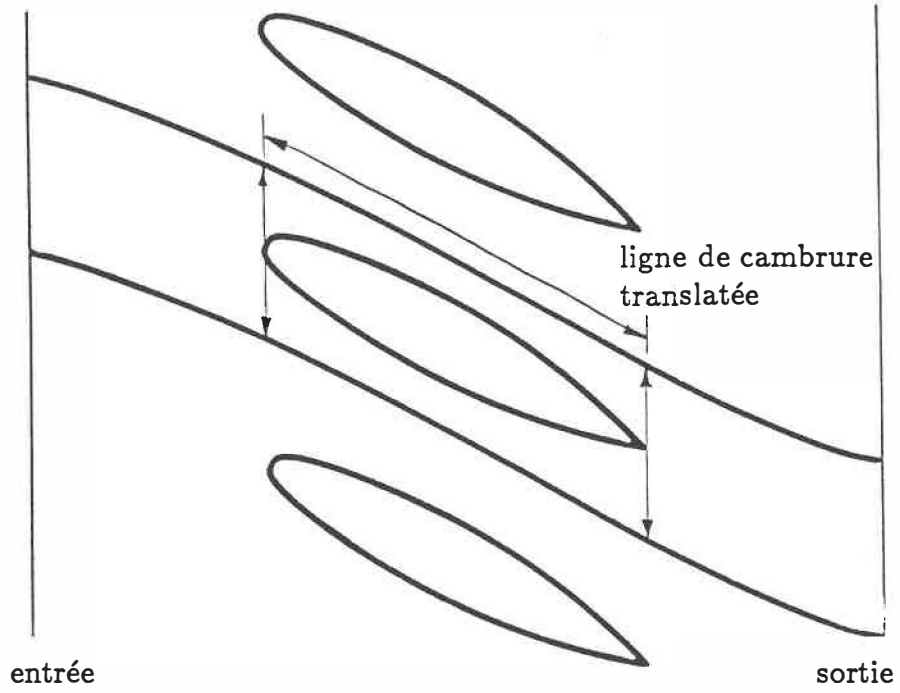


Figure A.2: Deuxième étape: première partie

A.2.2 Discrétisation des supports inter-pales

Jusqu'à maintenant, les courbes définissant les limites inter-pales sont connues par deux splines paramétrées selon z. En raison des exigences imputables à l'application des fonctions de concentration, la paramétrisation de ces splines sera convertie en fonction de la distance. Mais avant de pouvoir générer une telle spline, il faut discrétiser les courbes inter-pales afin d'obte-

nir un plus grand nombre de points dans les sections près du bord d'attaque et du bord de fuite. Il suffit, par conséquent, de discrétiser les courbes inter-pales en intervalles constants en fonction de z.

A.2.3 Extension de la ligne de cambrure du profil

Pour contrôler la distribution des points sur les courbes qui prolongent la ligne de cambrure aux bords d'attaque et de fuite, il est nécessaire de générer les points définissant ces courbes. Pour cela, on interpole linéairement entre les deux frontières inférieure et supérieure.

Ces points s'avèrent également utiles lorqu'il s'agit de définir des portions de courbe à l'aide de splines paramétrées selon la distance.

L'exécution des deux premières étapes marque la fin de la génération des points définissant des courbes inter-pales. Ces points ne sont pas nécessairement les points du maillage, car toutes les courbes qu'ils définissent seront transformées en splines paramétrées selon la distance, puis on regénérera les points frontière pour tenir compte des lois de concentration.

A.3 Troisième étape

A.3.1 Re-paramétrisation des courbes du domaine

Ces courbes sont : les deux limites inter-pales, le profil et les deux prolongements de la ligne de cambrure. La spline générée possède une courbure nulle aux extrémités. Dans le cas de la spline qui définit le profil, les points sont ordonnés à partir du bord de fuite, tel qu'illustré ci-dessous.

Figure A.3: Séquence des points d'un profil

De cette façon, on peut représenter un profil avec une plus petite courbure au bord de fuite qu'au bord d'attaque. En pratique, cette courbure est négligeable et l'approximation illustrée n'entraîne aucun effet néfaste sur la géométrie du profil étudié.

A.4 Quatrième étape

A.4.1 Définition des limites inter-pales

Comme il est expliqué précédemment à la section CALCUL - INTER. TRANS., le domaine de calcul se divise en trois régions sur chaque support. Ces régions sont délimitées par les droites perpendiculaires au bord d'attaque et au bord de fuite (figure A.4).

REGION I	:	Région en amont du profil
REGION II	:	Région du profil
REGION III	:	Région en aval du profil

Il faut distribuer un nombre de point déterminé dans chaque région, soit NPT1, NPT2 et NPT3, à l'aide des fonctions de concentration différentes pour chacune des zones. A noter, les points de A à L font partie du maillage final.

On trouve les coordonnées des points B, C, J et K, en évaluant les coefficients qui déterminent les droites JFB et KGC, perpendiculaires à la ligne de cambrure au bord d'attaque et au bord de fuite respectivement. On trouve ensuite l'intersection entre ces droites et les splines qui définissent les courbes

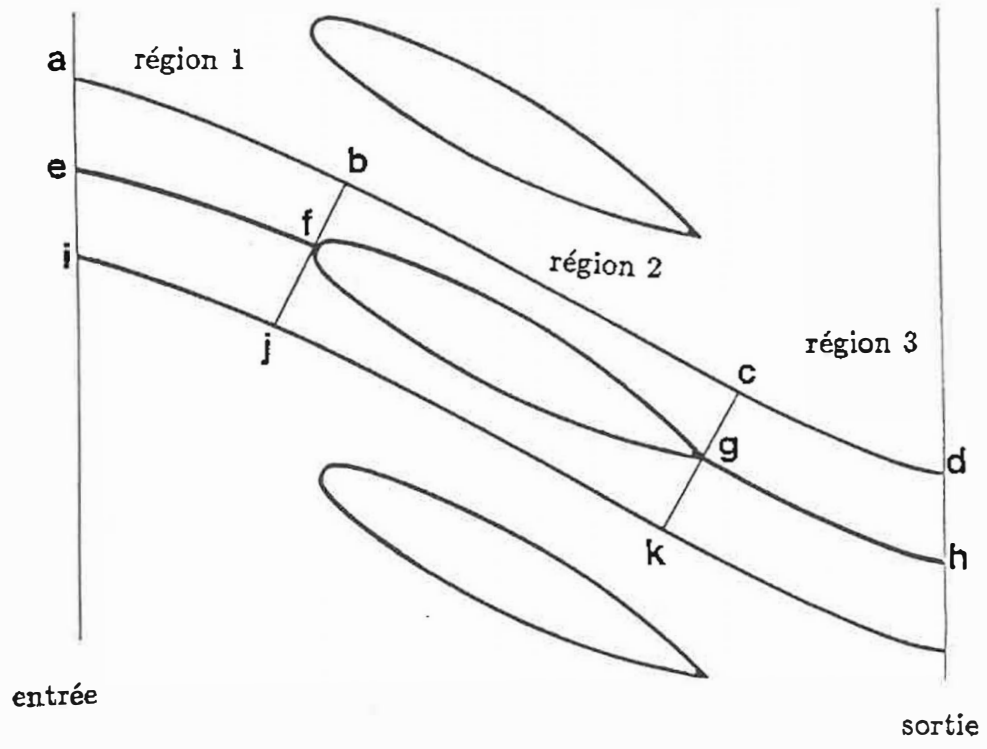


Figure A.4: Quatrième étape

ABCD et IJKL.

Il ne reste plus qu'à appliquer les fonctions de concentration pour distribuer les points. On évalue premièrement la distance totale entre les deux limites de la spline. Une fois que cette distance est connue, on applique une fonction de concentration comme il est expliqué à la section CALCUL- CONCENTRER. Le résultat de cette opération est un tableau contenant les valeurs de la distance de chaque segment.

A.5 Cinquième étape

Toutes les frontières ont été définies à l'exception de l'entrée et de la sortie du domaine. Puisque la définition des limites est assurée par des droites, on interpole des droites plutôt que des splines. Le reste de la méthode demeure inchangé. La figure A.5 illustre le résultat final.

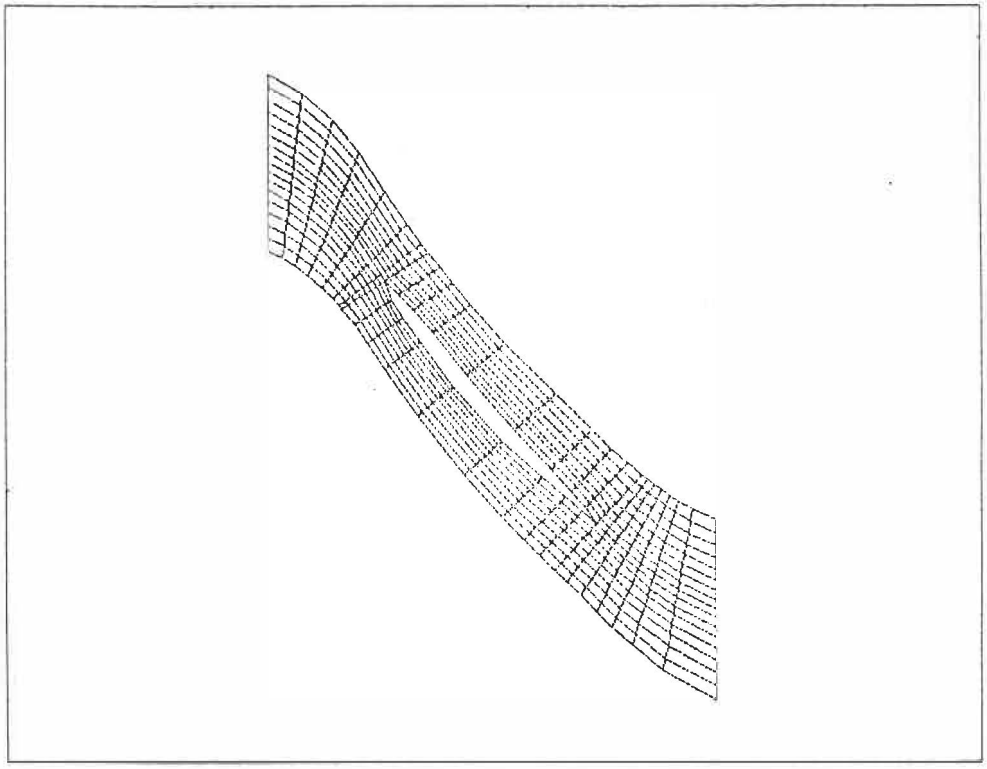


Figure A.5: Maillage final

Annexe B

Banque de données pour Icare

B.1 Profils

- Nombre de profils
- Type de profil
  1. Joukowski
  2. NACA4
  3. quelconque

et selon le type de profil :

B.1.1 Joukowski

- épaisseur maximale
- cambrure maximale

B.1.2 NACA4

- épaisseur maximale
- cambrure maximale
- posisiton de la cambrure maximale

B.1.3 Quelconque

- liste des points (x, y) du profil

B.2 Aile

- nom de l'aile
- données du profil
- envergure de la première partie
- corde du premier point
- corde du deuxième point
- flèche de la première partie
- dièdre de la première partie
- gauchissement de la première partie
- envergure de la deuxième partie
- corde du troisième point
- flèche de la deuxième partie
- dièdre de la deuxième partie

- gauchissement de la deuxième partie

B.3 Empennage de profondeur

- nom de l'empennage
- données du profil
- envergure
- corde du premier point
- corde du deuxième point
- flèche
- dièdre

B.4 Empennage de direction

- nom de l'empennage
- données du profil
- envergure
- corde du premier point

- corde du deuxième point
- flèche

B.5 Fuselage

- nombre de points définissant le contour du fuselage
- liste des points du contour
- nombre de points où les sections sont définies
- coordonnées où la section est définie
- valeurs des quatre paramètres de la section

B.6 Avion

- aile
- empennage de profondeur
- empennage de direction
- fuselage
- distances

Annexe C

Transformation de Joukowski

Le développement de la transformation de Joukowski est faite à la référence 1. On s'intéresse seulement ici aux résultats. Le principe qui régit cette transformation est le suivant : on prend un cercle dans le plan Z pour le transfomer en un profil dans le plan ξ. Par la suite, il est facile de calculer les propriétés aérodynamiques en ramenant le tout dans le plan Z par la transformation conforme.

$$
\begin{aligned}
x &= 2b * \cos(\theta) \\
y &= 2be * (1 + \cos(\theta)) * \sin(\theta) + 2bB \sin^2(\theta)
\end{aligned}
$$

où

$$
\begin{aligned}
e &\Rightarrow \frac{t_*}{c} 1.3 \\
t/c &\Rightarrow \text{épaisseur maximale en fonction de la corde} \\
b &\Rightarrow \text{corde}/4 \\
B &\Rightarrow \text{cambrure maximale en fonction de la corde} \\
\theta &\Rightarrow \text{paramètre de la courbe}(0 < \theta < 2\pi)
\end{aligned}
$$

θ est le paramètre des fonctions x et y. Lorsqu'on le fait varier de 0 à 2π par intervalle constant, il en résulte une distribution cosinusoïdale sur l'axe des

x. Cette distribution présente un intérêt certain lors de calculs aérodynamiques visqueux autour du profil. Lorsque le but de la transformation est la visualisation des ailes ou d'un empennage, il est préférable d'avoir un nombre de points supérieur au bord d'attaque qu'au bord de fuite. De plus, avant de créer l'un ou l'autre de ces composantes, il faut ramener le centre des axes x et y au quart de la corde.

Le point au quart de la corde est appelé centre aérodynamique du profil. Pour les profils minces, comme le moment par rapport à ce point ne dépend pas de Cl, il est constant en fonction de l'angle d'incidence.

La figure C.1 montre les différents profils qui peuvent être obtenus par la transformation de Joukowski.

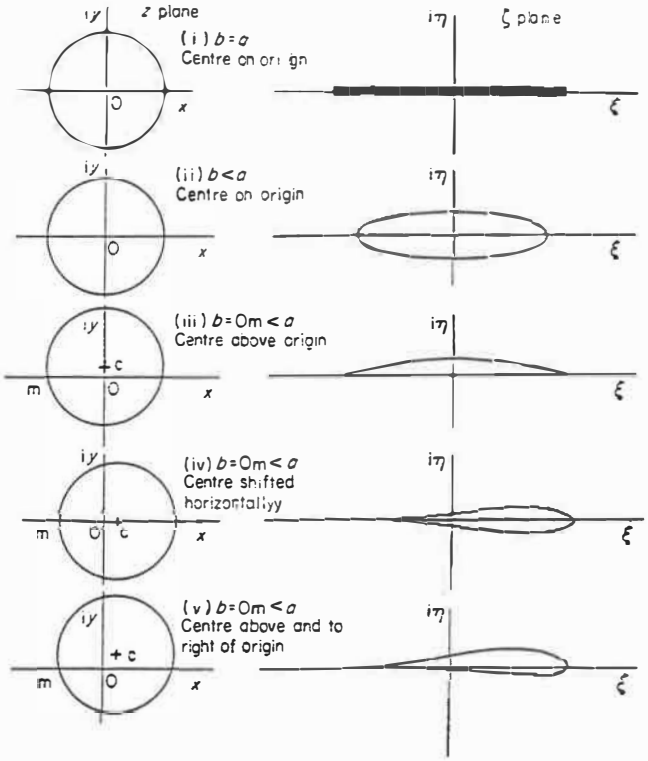


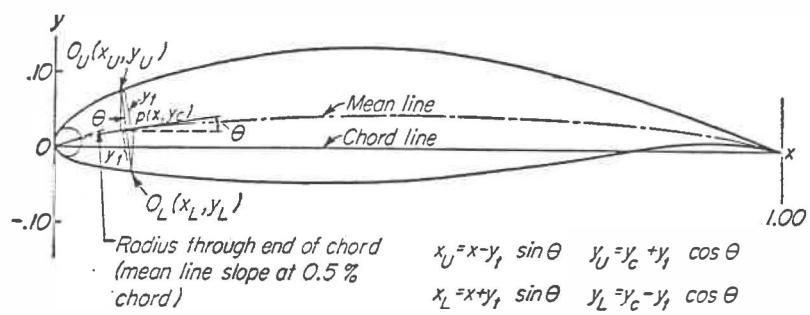
Figure C.1: Profils de Joukowski [ref. 1]

Annexe D

Profil NACA4

Les détails concernant les profils NACA sont tirés de la référence 2.

Il existe plusieurs types de profils NACA. Tous reposent sur les mêmes principes de construction, c'est-à-dire par la combinaison d'une distribution d'épaisseur avec une ligne de cambrure. Cette méthode est illustrée à la figure tirée de la référence 2.



Sample calculations for derivation of the NACA 65,3-818 airfoil (a = 1.0)

x	y_t*	y_c†	tan θ	sin θ	cos θ	y_t sin θ	y_t cos θ	x_U	y_U	x_L	y_L
0	0	0	.....	.....	.....	0	0	0	0	0	0
0.005	0.01324	0.00200	0.33696‡	0.31932	0.94765	0.00423	0.01255	0.00077	0.01455	0.00923	−0.01055
0.05	0.03831	0.01264	0.18744	0.18422	0.98288	0.00706	0.03765	0.04294	0.05029	0.05706	−0.02501
0.25	0.08093	0.03580	0.06996	0.06979	0.99756	0.00565	0.08073	0.24435	0.11653	0.25565	−0.04493
0.50	0.08593	0.04412	0	0	1.00000	0	0.08593	0.50000	0.13005	0.50000	−0.04181
0.75	0.04456	0.03580	−0.06993	−0.06979	0.99756	−0.00311	0.04445	0.75311	0.08025	0.74689	−0.00865
1.00	0	0	.....	.....	.....	0	0	1.00000	0	1.00000	0

* Thickness distribution obtained from ordinates of the NACA 65,3-018 airfoil.
† Ordinates of the mean line, 0.8 of the ordinate for c_{l_i} = 1.0.
‡ Slope of radius through end of chord.

Figure D.1: Profil NACA4 [ref. 2]

Premièrement, la ligne de cambrure y est calculée, puis on lui ajoute une

épaisseur perpendiculairement à la ligne de cambrure. Les coordonnées des points de la ligne supérieure sont les suivantes:

$$
\begin{aligned}
x_u &= x - y_t \sin(\theta) \\
y_u &= y_c + y_t \cos(\theta)
\end{aligned}
$$

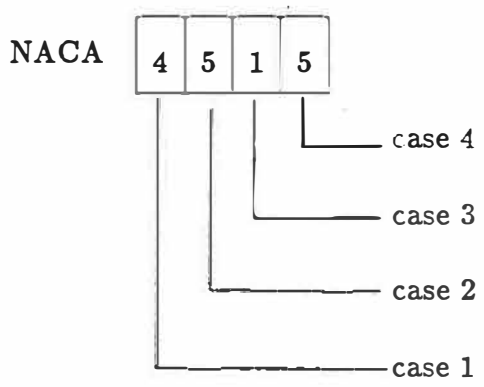
et celles de la ligne inférieure :

$$
\begin{aligned}
x_l &= x + y_t \sin(\theta) \\
y_l &= y_c - y_t \cos(\theta)
\end{aligned}
$$

D.1 NACA à quatre chiffres

D.1.1 Système de numérotation

Dans ce système, un profil NACA est défini à l'aide de quatre chiffres, dont la signification est décrite ci-dessous.



case 1	:	valeur maximale de la ligne de cambrure en pourcentage de la corde
case 2	:	position de la cambrure maximale à partir du bord d'attaque, en dixièmes de la corde
cases 3 et 4	:	Epaisseur maximale en pourcentage de la corde

Exemple: NACA 4515 :

cambrure maximale	=	4% de la corde
position de la cambrure maximale	=	5/10 de la corde
épaisseur maximale	=	15% de la corde

D.1.2 Distribution d'épaisseur

$$y_t = \pm\frac{t}{0.2}(0.29690\sqrt{x} - 0.12600x - 0.35160x^2 + 0.28430x^3 - 0.10150x^4)$$

t ⇒ épaisseur maximale par rapport à la corde

x ⇒ position sur la corde.

D.1.3 Ligne de cambrure

La ligne de cambrure est composée de deux paraboles tangentes au point de cambrure maximale.

$$y_c = \frac{m}{p^2} * (2px - x^2) \qquad \text{si } 0 < x < p$$

$$y_c = \frac{m}{(1-p)^2} * (1 - 2p) + 2px - x^2 \quad \text{si } p < x < 1$$

m ⇒ cambrure maximale par rapport à la corde

p ⇒ position de la cambrure maximale par rapport à la corde

x ⇒ position sur la corde

Pour générer d'autres types de profils NACA, on utilise le même principe: construction d'une ligne de cambrure suivie de l'application d'une distribution d'épaisseur. Pour chacun des profils, la distribution d'épaisseur et la ligne de cambrure peuvent varier.

Annexe E

Super-ellipses

L'équation d'une super-ellipse est la suivante (figure):

$$(x/a)^m + (y/b)^m = 1$$

a: demi axe horizontal

b: demi axe vertical

m: exposant

$1 < m < \infty$

* si $m = 1$, on est en présence d'une droite
* si $m = 2$, on est en présence d'une ellipse
* si $m = \infty$, on est en présence d'un carré

Dans le cas présent, les formes intéressantes ont des exposants variant de 2 à ∞ .

La forme qui résulte d'une seul super-ellipse n'est pas satisfaisante lorsqu'on désire représenter une section de fuselage. Pour y arriver, on doit réunir deux supers-ellipses en leur point de tangence (figure E.1).

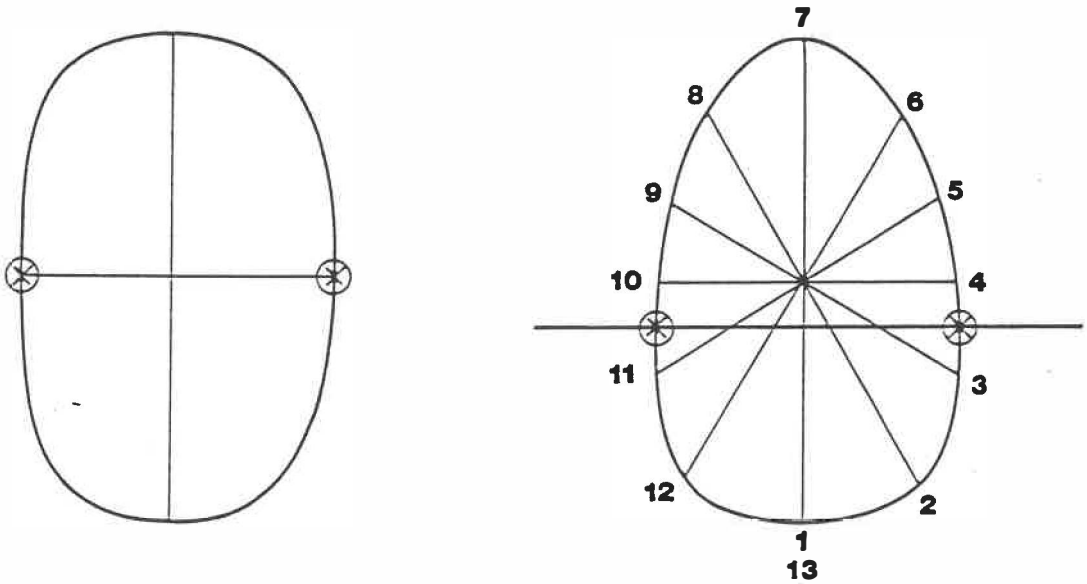


Figure E.1: Points d'une super ellipse

Nota : Les points 1 et 7 ne sont pas calculés, car la hauteur de la section est fixée à 1.0. En outre, seulement la moitié de la section doit être calculée en raison de la symétrie.

Cette équation n'est pas linéaire. Il faut la résoudre par une méthode itérative, une méthode de bissection ici. L'important avec cette méthode est de trouver des bornes inférieures et supérieures qui assureront la convergence de la méthode tout en étant le plus près possible du résultat final.

E.1 Calcul des points

Lorsqu'on associe ainsi deux super-ellipses, leur point de tangence n'est plus nécessairement à mi-chemin de la verticale de la section. Afin de replacer ce point au milieu, on doit effectuer une translation Δc. Par ailleurs, les points de la section sont générés par un incrément constant sur l'angle. On arrive donc à l'équation suivante :

$$1.0 = \left(\frac{r * \cos t}{d}\right)^m + \left(\frac{r * \sin t - \Delta c}{b}\right)^m$$

r: rayon

t: angle

a: demi-axe horizontal

b: demi-axe vertical

Δc: excentricité

E.2 Calcul des bornes

- Premier cas: Δc négatif

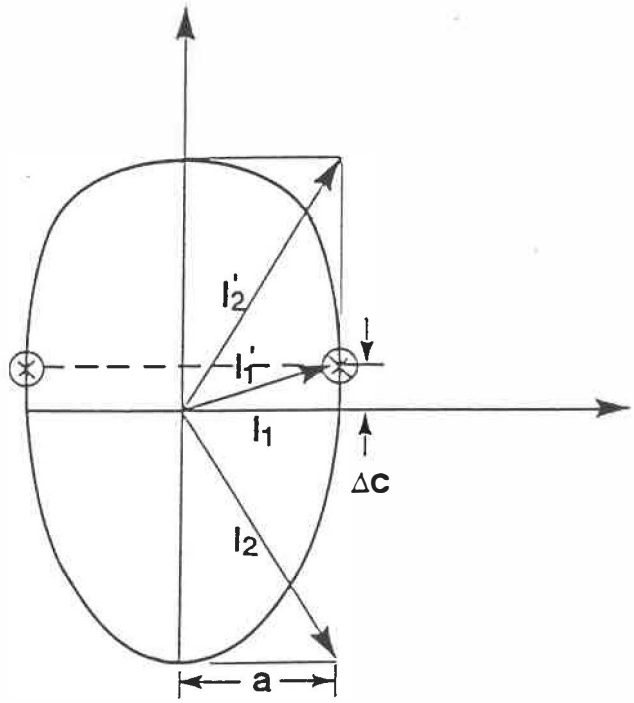


Figure E.2: Bornes d'une section pour Δc négatif

1° sur la courbe du bas

$L_1 < r < L_2$

borne inférieure $= L_1$

$L_1 = \sqrt{a^2 + \Delta c^2} - \epsilon$

borne supérieure $= L_2$

$L_2 = \sqrt{a^2 + 0.5^2} + \epsilon$

2° sur la courbe du haut

$L'_1 < r < L'_2$

borne inférieure $= L_1$

$L'_1 = \sqrt{a^2 * \left(1 - (\Delta c/b1)^2\right)} - \epsilon$

borne supérieure $= L_2$

$L'_2 = \sqrt{a^2 + 0.5} + \epsilon$

– Deuxième cas: Δc positif

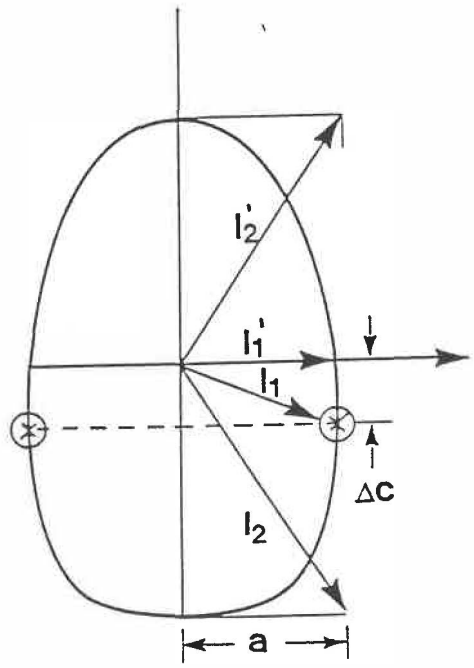


Figure E.3: Bornes d'une section pour Δc positif

1° sur la courbe du bas

$L_1 < r < L_2$

borne inférieure $= L_1$

$$L_1 = \sqrt{a^2 * \left(1 - (\Delta c/b2)^2\right)} - \epsilon$$

borne supérieure $= L_2$

$$L_2 = \sqrt{a^2 + 0.5^2} + \epsilon$$

2° sur la courbe du haut

$$L_1' < r < L_2'$$

borne inférieure = L_1

$$L_1' = \sqrt{a^2 + \Delta c^2} - \epsilon$$

borne supérieure = L_2

$$L_2' = \sqrt{a^2 + 0.5^2} + \epsilon$$

– Signification des paramètres

a: demi axe horizontal

b1: demi axe vertical, partie du haut

b2: demi axe vertical, partie du bas

c: excentricité

ϵ précisions demandées sur le calcul du rayon ($\pm\epsilon$)

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL
3 9334 00290842 2