

REPUBLIQUE DU SENEGAL

UNIVERSITE CHEIKH ANTA DIOP

ECOLE POLYTECHNIQUE DE THIES

DEPARTEMENT DE GENIE CIVIL

GC.0171

PROJET DE FIN D'ETUDES

En vue de l'obtention du diplôme d'ingénieur de conception

TITRE : CALCUL ET TECHNOLOGIE DES VOILES MINCES

AUTEUR : Martial MISSIHOUN

DIRECTEUR : Thomas AQUIN

DATE : JUILLET 1992

REMERCIEMENTS

J'ai l'honneur de remercier très sincèrement toutes les personnes qui ont contribué, de près ou de loin, à la réalisation de ce projet de fin d'études ; et particulièrement :

- Monsieur Thomas AQUIN, mon directeur de projet, qui a, de tout temps, manifesté une disponibilité et une attention sans faille dans le cadre de ce travail.

- Messieurs les professeurs de l'Ecole Polytechnique de Thiès, qui ont su m'inculquer les prérequis nécessaires à la réalisation de ce projet.

Qu'ils trouvent ici l'expression de ma profonde et franche reconnaissance.

Martial MISSIHOUN

SOMMAIRE

Cette étude se rapporte au domaine très vaste des voiles minces. Toutefois, nous n'avons pas abordé spécifiquement toutes les formes, vu leurs diversités.

Cet ouvrage traite du concept général sur les voiles minces à travers, entre autres, les conditions environnementales africaines avant de se spécialiser dans l'étude des paraboloïdes hyperboliques qui sont des voiles structurellement supérieures.

Les calculs étant très complexes, le programme IMAGES-3D d'éléments finis a été utilisé pour l'analyse structurale. La définition des différents modèles s'est donc fait avec les éléments finis. Ces derniers constituent également des domaines d'étude peu expérimentés. Nous les avons présentés sommairement et clairement en évitant autant que possible les considérations mathématiques trop poussées.

Nous avons achevé notre étude par le design en béton armé du modèle de toiture retenu.

Les discussions et les recommandations feront ressortir d'avantageuses suggestions pour l'étape de mise en oeuvre et de construction de la toiture.

ABSTRACT

This report deals with the broad field of thin shells which derive some of their present interest from their structural behaviour and inherent beauty.

This project includes an introduction to the study of various thin shell forms and an analysis of hyperbolic paraboloid shells. Finite element analysis has been performed on roof model with an IMAGES-3D programme. The model design has then been completed with concrete design.

The resulting discussions and recommendations have led to useful suggestions as to the best ways of constructing roofs of this type.

TABLE DES MATIERES

	<u>Page</u>
Remerciements	i
Sommaire	ii
Abstract	iv
Table des matières	v
Liste des symboles	viii
Table des annexes	xi
Liste des figures	xii
Introduction	1
Chapitre 1 Généralités sur les voiles minces	4
1.1 Définitions , 4	
1.2 Avantages et inconvénients des voiles minces , 4	
1.3 Classification des formes , 5	
Chapitre 2 choix de forme en fonction des besoins	13

2.1 Dispositions pratiques de ccnstruction des toitures ,	13
2.2 Choix de forme ,	15
Chapitre 3 Analyse de la forme retenue et choix de la méthode de calcul	17
3.1 Introduction ,	17
3.2 Analyse de la surface de définition des hypars et leur géométrie ,	17
3.3 Choix de la méthode de calcul ,	23
Chapitre 4 Comportement structural	25
4.1 Introduction ,	25
4.2 Les plaques en flexion ,	26
4.3 Les effets de membrane sur les hypars ,	39
4.4 Comportement structural des poutres ,	41
Chapitre 5 Présentation et formulation avec les éléments finis	43
5.1 Historique et définitions ,	43

5.2	Interprétation physique ,	45
5.3	Procédure d'un calcul par éléments finis ,	46
5.4	Détermination de la matrice de rigidité ,	50
5.5	Formulation sur IMAGES-3D ,	56

Chapitre 6 Résultats d'analyse structurale

et design	60
------------------------	----

6.1	Présentation des résultats de l'analyse structurale du modèle ,	60
6.2	Design ,	63

Chapitre 7 Discussion et recommandations 70

7.1	Discussion ,	70
7.2	Recommandations ,	71

Conclusion	74
Bibliographie	75

Annexe 1	
Annexe 2	

LISTE DES SYMBOLES

Nous citons ci-après les principaux symboles utilisés dans ce document; d'autres seront définis au fur et à mesure de leur apparition dans le texte.

a,b	dimensions d'un voile mince dans le plan
A_g	section brute de béton
A_s	section d'armatures
D	rigidité en flexion de plaque
d.o.f.	degré de liberté (= "degree of freedom")
E	module d'élasticité
[E]	matrice d'élasticité
f'_c	résistance à la compression du béton, MPa
fig.	figure
F_y	limite élastique de l'armature, MPa
G	module d'élasticité en cisaillement
h	flèche de paraboloïde hyperbolique
hypar	désignation anglo-saxonne du paraboloïde hyperbolique
k	constante caractéristique d'un paraboloïde hyperbolique rectangulaire ($k = h/ab$)
[K]	matrice de rigidité globale de la structure
[K _i]	matrice de rigidité par élément

M_x, M_y	moment de flexion par unité de longueur dans les plans normaux à x et à y
M_{xy}	moment de torsion par unité de longueur dans le plan normal à x
n_x, n_y	efforts normaux suivant x et y correspondant aux effets de membrane
n_1, n_2	contraintes principales (effets de membrane)
p	charge uniformément distribuée
P	charge concentrée
Q_x, Q_y	force de cisaillement par unité de longueur dans les plans normaux à x et y
réf	référence (voir dans bibliographie)
r_x, r_y	rayon de courbure de la surface moyenne dans le plan xz et yz
t	épaisseur de voile mince
u, v, w	déplacements suivant les axes x, y et z
U_e	énergie de déformation
U_0	densité d'énergie de déformation
v	volume d'intégration
V	énergie potentielle totale par élément
V_t	énergie potentielle totale de la structure entière
W	énergie potentielle des forces extérieures.
$\{\alpha\}$	vecteur constante de fonction polynôme
$\gamma_{xy}, \gamma_{yz}, \gamma_{zx}$	déformations en cisaillement dans les

	plans xy, yz et zx
$\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z$	déformations normales dans les directions x, y et z
ro	courbure
ν	coefficient de poisson
$\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$	contraintes normales dans les plans normaux à x, y et z et parallèles aux directions x, y et z respectivement
$\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$	contraintes principales
$\tau_{xy}, \tau_{yz}, \tau_{zx}$	contraintes de cisaillement dans les plans normaux à x, y et z, et parallèles aux directions y, z et x respectivement
{ Δ }	vecteur déplacement du point d'application de charge concentrée

TABLE DES ANNEXES

- 1- Présentation des résultats d'analyse structurale
- 2- Justification des hypothèses sur le béton armé.

LISTE DES FIGURES

<u>Figure :</u>	<u>Page</u>
1.1 : Poutres - cloisons	6
1.2 : Voiles prismatiques	7
1.3 : Voiles plissés	7
1.4 : Surface conoïdale	8
1.5 : Conoïde	9
1.6 : Paraboloïde hyperbolique	10
1.7 : Paraboloïde élliptique	11
1.8 : Coupole surbaissée	11
1.9 : Voile torique	12
3.1 : Surface de définition d'un hypar	18
3.2 : Paraboloïdes hyperboliques complexes	19
3.3 : Géométrie de la surface d'un hypar	18
3.4 : Repères choisis	21
3.5 : Paraboles dans un hypar	22
4.1 : Élément de plaque non chargé	27
4.2 : Déflexion d'un élément plaque	27
4.3 : Déformations dans le plan	29
4.4 : Pente et courbure d'une plaque mince fléchie	31
4.5 : Contraintes dans le plan	33

4.6 : Efforts dus à la flexion dans une plaque	34
4.7 : Efforts de membrane	39
4.8 : Efforts sur les poutres de rives	42
6.1 : Convention de signes pour les efforts dans les poutres dans un repère local	62
6.2 : Convention de signes pour les efforts dans les éléments plaques sollicités normalement dans leur même plan	62
6.3 : Convention de signes pour les efforts dans les éléments plaques sollicités en cisaillement .	63
6.4 : Ferrailage de la section d'hypar	66
6.5 : Ferrailage pour poutre de rive	68
6.7 : Ferrailage pour poutre intérieure	69

INTRODUCTION

C'est maintenant un fait établi que les voiles minces constituent des éléments structuraux d'une grande efficacité.

Les propriétés structurales remarquables des voiles minces ont été mises à contribution depuis l'antiquité dans la construction de couvertures autoportantes et plus particulièrement dans la construction navale. De nos jours, les voiles minces constituent les éléments structuraux de base dans la construction aéronautique et aérospatiale.

En génie civil, l'utilisation des voiles minces remontent à la construction des basiliques et des cathédrales. Dans ces cas, les voiles minces consistaient en voûtes cylindrique ou sphérique en maçonnerie. L'apport du béton armé et la facilité de mise en oeuvre de ce matériau ont permis la diversification des formes et des applications : barrages voûtes à courbure simple ou double, toitures d'églises, de salles d'exposition, d'arènes, de piscine, d'usines, châteaux d'eau, réservoirs, silos, etc...

Malgré toutes ces réalisations cependant, les voiles minces en dépit de leurs avantages structuraux, ne connaissent pas encore une

utilisation étendue. Deux obstacles principaux peuvent expliquer cette situation : le premier est économique et est lié aux difficultés de réalisation des coffrages ; le second a été pendant longtemps le manque de méthodes simples d'analyse, la seule méthode précise disponible ayant été la résolution des équations différentielles qui est très complexe pour la plupart des formes.

Toutefois ce projet n'a pas la prétention de surmonter toutes les difficultés se rapportant aux différentes formes de voiles minces. Il a été conçu de manière à mettre à la disposition du lecteur quelques outils, non moins principaux, pour l'analyse et le design en béton armé d'un voile mince.

La matière couverte est présentée en sept chapitres comme suit:

- le chapitre 1 est une présentation générale des voiles minces.
- le chapitre 2 traite du choix de forme en fonction des besoins.
- le chapitre 3 est consacré à l'analyse de la forme retenue et au choix de la méthode de calcul.
- le chapitre 4 présente le comportement structural de la structure retenue à partir des théories de la résistance des matériaux.
- le chapitre 5 est entièrement consacré à la présentation et

à la formulation avec les éléments finis.

- le chapitre 6 traite essentiellement du design du modèle retenu.
- Finalement, le chapitre 7 est consacré à la discussion des résultats et à quelques recommandations pertinentes.

1.1 - Définitions

Les voiles minces sont des structures spatiales dont l'épaisseur est faible par rapport aux deux autres dimensions et dans lesquelles les contraintes agissant parallèlement à la surface moyenne sont prépondérantes.

Les voiles minces peuvent se subdiviser en membranes et en coques.

Les **membranes** se caractérisent par le fait que les contraintes agissant sur une facette quelconque normale à la surface moyenne sont constantes sur toute l'épaisseur du voile.

Les **coques** se caractérisent par le fait que les contraintes agissant sur une facette normale à la surface moyenne varient sur l'épaisseur du voile. Dans ce cas, les moments de flexion et de torsion sollicitent la facette en plus des tensions.

1.2 - Avantages et inconvénients des voiles minces

Les voiles minces présentent de nombreux avantages :

- légèreté,
- économie dans les armatures, appuis et fondations,

- couverture économique de grands espaces sans appuis intermédiaires,
- esthétique des constructions.

L'inconvénient majeur est le coût des coffrages. Et secondairement il y a la difficulté de calculs des efforts qui tend progressivement à être surmontée avec le développement des outils informatiques.

1.3 - Classification des formes

1.3.1 Critères de classification

Il existe divers modes de classification des formes données aux voiles minces :

- le mode de génération de la surface moyenne, qui définit les surfaces de translation et les surfaces de révolution,
- le caractère de développabilité de la surface,
- le genre de surfaces : surfaces réglées ou non réglées,
- le signe de la courbure gaussienne qui est le produit de deux courbures principales en un point quelconque de la surface.

Ce dernier critère sera utilisé dans le classement établi ci-dessous car il apparaît le plus général.

1.3.2 Classification

1.3.2.1 Surfaces à courbure gaussienne nulle

Dans ce groupe de surfaces, un au moins des rayons de courbure principaux est infini. C'est le cas des voiles plans :

- la poutre-cloison (fig. 1.1), dont la hauteur est comparable à la portée

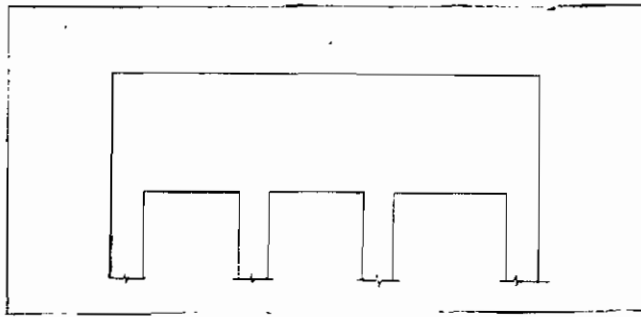


Figure 1.1 - Poutre-cloison

- les voiles prismatiques (fig. 1.2)

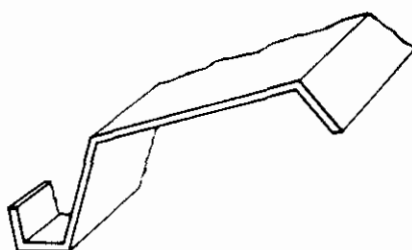


Figure 1.2 - Voile prismatique

- les voiles plissés (fig. 1.3)

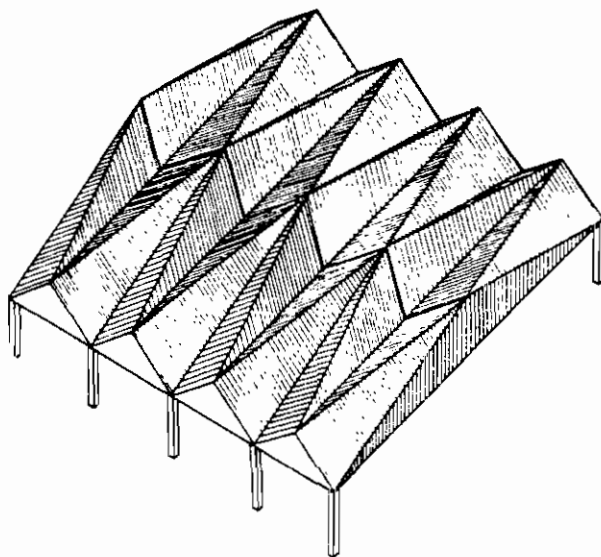


Figure 1.3 - Voile plissé

Nous avons aussi dans ce groupe :

- Les voiles cylindriques qui sont relativement faciles à

coffrer mais résistent moins bien aux phénomènes d'instabilité élastique.

- Les voiles coniques qui sont d'un emploi très rare vu leur forme peu économique.

1.3.2.2 Surfaces à courbure gaussienne négative

Il s'agit de voiles à double courbure, tels que pour chaque point de la surface moyenne, les centres de courbure principaux se situent de part et d'autre du plan tangent. Ce plan coupe donc la surface suivant deux lignes. Les principales surfaces sont :

- Les surfaces conoidales (fig. 1.4) : ces surfaces sont engendrées par une droite mobile s'appuyant sur deux directrices situées dans des plans verticaux et astreinte à couper une droite verticale fixe. Elles présentent d'intérêt pour la construction d'auvents.

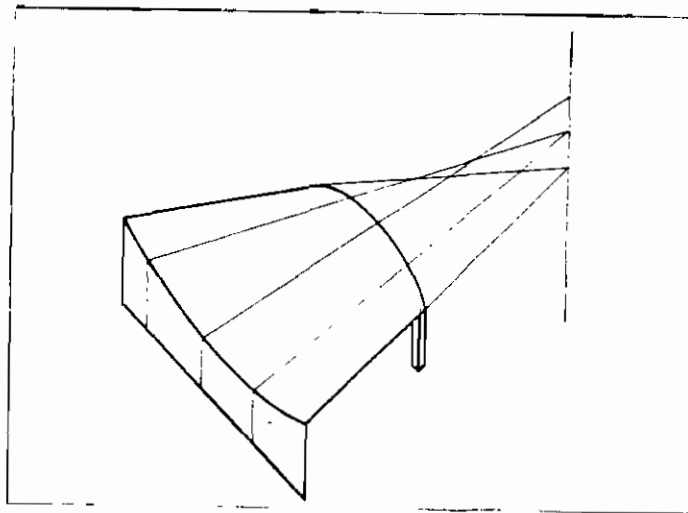


Figure 1.4 - Surface conoïdale

- Les conoïdes (fig. 1.5)

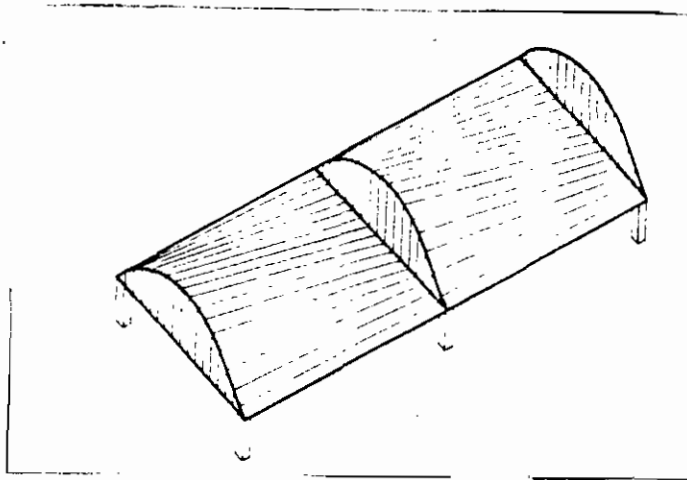


Figure 1.5 - Conoïde

- Les paraboloides hyperboliques : c'est des surfaces doublement réglées. Ils connaissent de nombreuses applications (constructions industrielles, églises, auvents ...) . On leur reconnaît également des simplicités de coffrages qui se construisent pratiquement de la même façon que ceux des dalles (voir fig. 1.6).

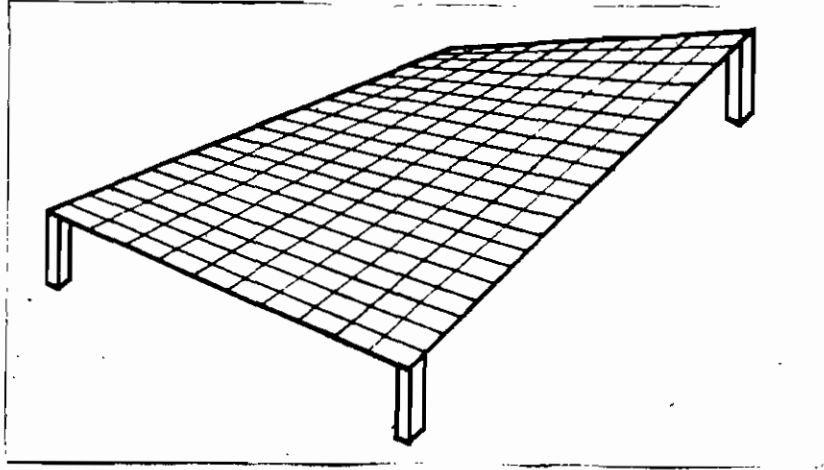


Figure 1.6 - Paraboloïde hyperbolique

1.3.2.3 Surface à courbure gaussienne positive

Les centres de courbure relatifs à un point quelconque de la surface sont tous situés d'un même côté du plan tangent.

La forme générale de ces surfaces est celle d'une coupole ; Leur géométrie est, sans doute la plus utilisée dans la plupart des toitures en voiles en Afrique. Quelques formes plus particulières peuvent cependant être définies :

- Paraboloïdes elliptiques (fig. 1.7) : la parabole qui fait partie de leur géométrie peut être de révolution ou à base elliptique.

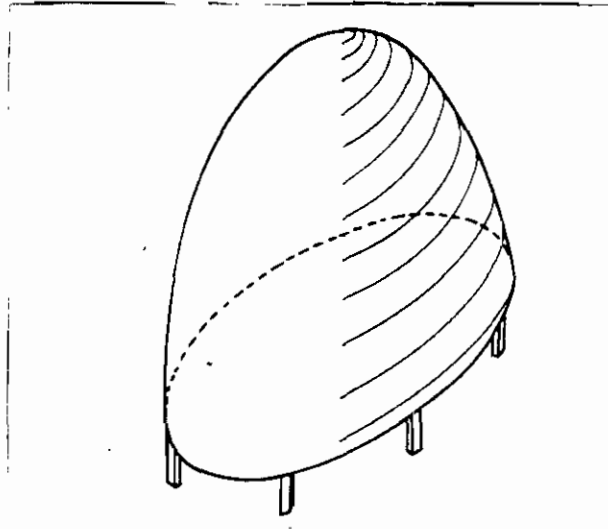


Figure 1.7 - Paraboloïde élliptique

- Coupôles surbaissées (fig. 1.8)

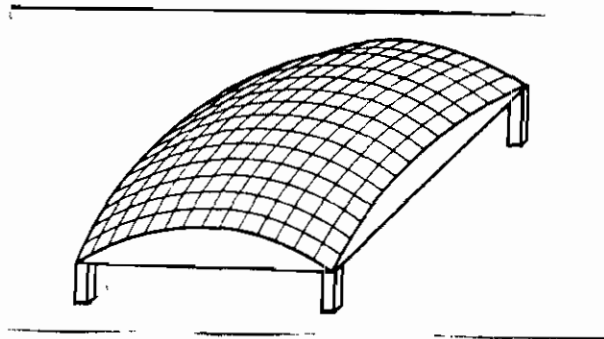


Figure 1.8 - Coupôle surbaissée

Ces dernières surfaces ont des rayons de courbure très grands par rapport aux dimensions de l'aire à couvrir, de telle sorte que

les plans tangents sont tous voisins du plan horizontal; en général les pentes ne dépassent nulle part 30% .

- Voiles toriques (fig. 1.9)

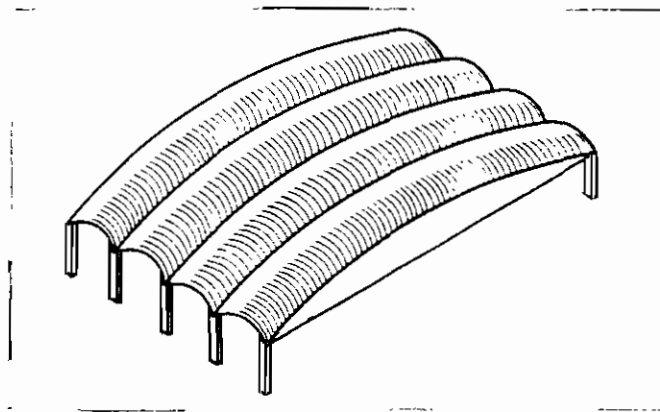


Figure 1.9 - Voile torique

2.1 Dispositions pratiques de construction des toitures

Les besoins ressentis par les usagers se traduisent à travers des dispositions optimales et pratiques de construction. La plupart de ces dispositions se rapporte à des impositions d'ordre architectural; le point de vue économique étant de prime abord à ne pas négliger.

2.1.1 Forme de la surface à couvrir

Le type de voile à utiliser dépend de la forme de la surface à couvrir et de l'emplacement des points d'appuis que l'on peut prévoir.

Dans le contexte rural, la plupart des toitures s'étend sur de petites portées et le nombre d'appuis doit être alors minimisé pour une solution plus économique.

La disposition des appuis et la construction doivent favoriser de grands dégagements dans toutes les directions afin de maximiser l'occupation de la surface couverte.

2.1.2 Eclairage

Grâce à leur intrados galbé et lisse, la plupart des voiles minces offre un effet favorable sur l'éclairage car la lumière est facilement réfléchi. Comme dans n'importe quelles toitures on peut prévoir un éclairage zénital en ménageant dans celles-ci des ouvertures. Dans le cas des voiles ces ouvertures sont recouvertes de coupoles translucides.

2.1.3 Ecoulement des eaux pluviales

Une sérieuse attention devra être portée sur cette disposition. En effet notre sous-région et en particulier les milieux ruraux connaissent en général d'intenses pluies pendant l'hivernage.

Il y a donc lieu de veiller à la disposition des descentes d'eau, qui doivent évidemment être raccordées aux différents fonds de cuvette que forme la couverture. Comme ces descentes sont placées contre ou dans les colonnes, les points bas du voile mince se situeront donc logiquement au dessus des appuis.

Les fortes pentes ont un effet favorable sur l'étanchéité des toitures et certaines réalisations de voiles minces sans aucune chape asphaltique ont donné entière satisfaction.

Une coupole renversée, c'est à dire ayant la concavité vers le haut, présente le grave inconvénient d'exiger un exutoire central

et une canalisation qui encombreront sérieusement la surface couverte.

Ainsi le choix du type de voile doit faciliter sans grandes implications les évacuations d'eau pluviale et être tel que l'on soit certain qu'il ne puisse jamais se produire une stagnation d'eau accidentelle qui créerait une sollicitation tout à fait anormale et dangereuse de la structure.

2.1.4 Isolation thermique

Le voile mince n'a pas de réelles qualités d'isolants thermiques; le béton n'étant pas également un bon isolant. Quelque soit le type de voile, il est généralement nécessaire d'y adjoindre un matériau isolant, pour réduire les déperditions calorifiques et surtout pour éviter les condensations. La chaume pourrait être bien indiquée.

2.2 Choix de forme

Outre les besoins ressortis par les dispositions étudiées précédemment, il s'impose absolument un choix économique entre les différentes formes de voiles minces. Le critère principal sera alors les facilités de coffrages : le traçage, le façonnage et la mise en place .

Nous aurons alors des avantages à utiliser les surfaces réglées, qui sont engendrées par le déplacement d'une droite suivant une loi bien définie. Ces surfaces répondent bien aux besoins d'un grand dégagement de l'espace couvert et de facilités d'évacuation des eaux pluviales.

Les coupoles surbaissées (fig. 1.8) et les paraboloides hyperboliques (fig. 1.6) se prêtent beaucoup à ces genres de surfaces. Les seconds ont l'avantage d'avoir une belle géométrie qui est moins encombrante. Toutefois le principal bénéfice qu'ils offrent, est qu'ils sont simples à coffrer et sont doublement réglés.

Le paraboloides hyperbolique que nous désignerons simplement par hypar (appellation anglo-saxonne) sera donc retenu pour notre étude.

Toutefois, la plupart des théories que nous développerons par la suite sur les hypars sont largement représentatives des comportements des voiles en général.

ANALYSE DE LA FORME RETENUE ET
CHOIX DE LA METHODE DE CALCUL

3.1 Introduction

Les hypars deviennent de plus en plus populaires dans les toitures en voiles minces. Cette large utilisation résulte de son économie, de sa simplicité structurale et de son caractère esthétique.

La double courbure permet un transfert efficace des charges aux supports et toute section transversale (facette normale à la surface moyenne) est uniformément sollicitée.

3.2 Analyse de la surface de définitions des hypars et leur géométrie

La surface d'un hypar classique peut être générée telle que l'illustre la figure 3.1.

Cette surface est générée par la translation d'une parabole génératrice concave vers le haut s'appuyant sur une parabole directrice concave vers le bas.

Plusieurs variétés de formes de toiture peuvent être développées à partir de combinaisons de différentes façons des

quadrants de la surface de la figure 3.1. Nous avons par exemple les figures de la page 19 (fig. 3.2).

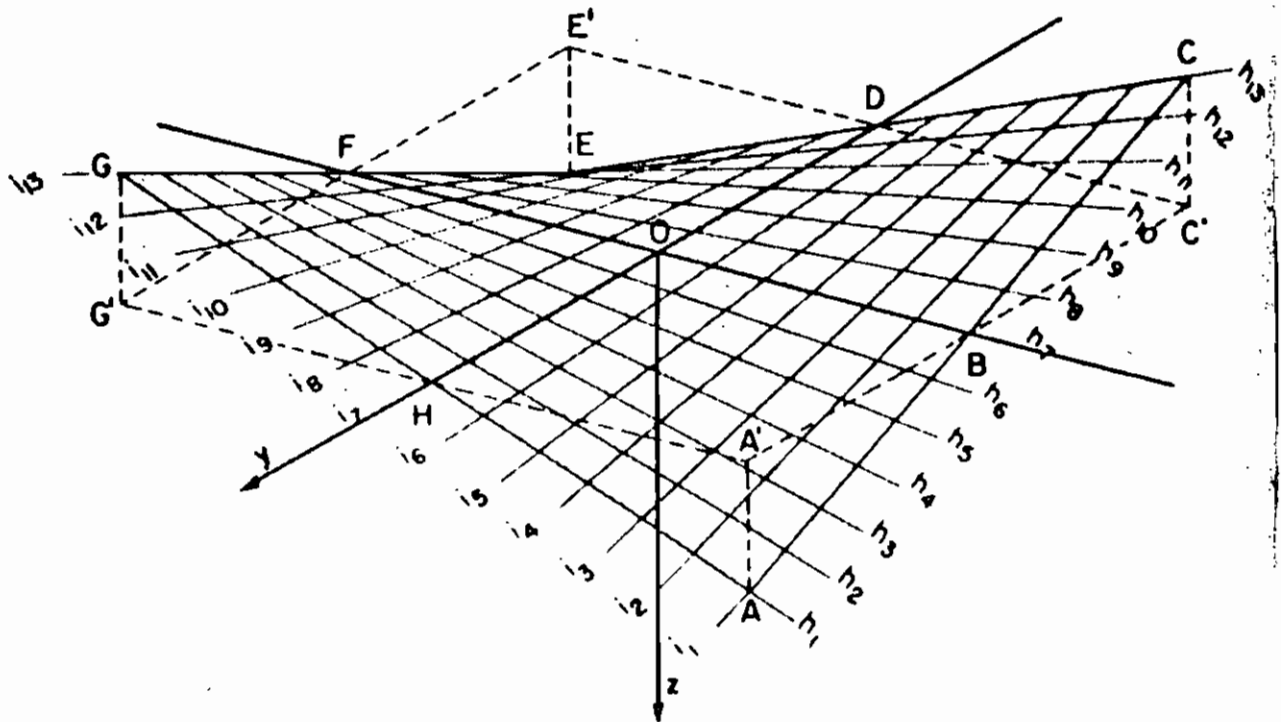


Figure 3.1 - Surface de définition d'un hypar

Analysons la géométrie de la surface d'un hypar à partir du quadrant ABOH de la surface de la figure 3.2.d. Ce quadrant est schématisé à la figure 3.3 ci-après.

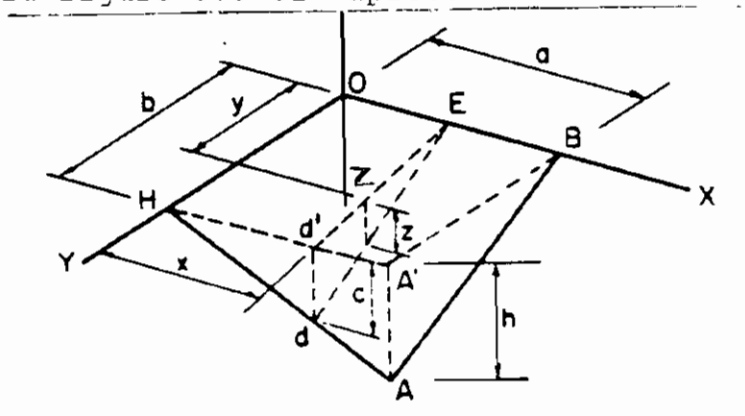


Figure 3.3 - Géométrie de la surface d'un hypar

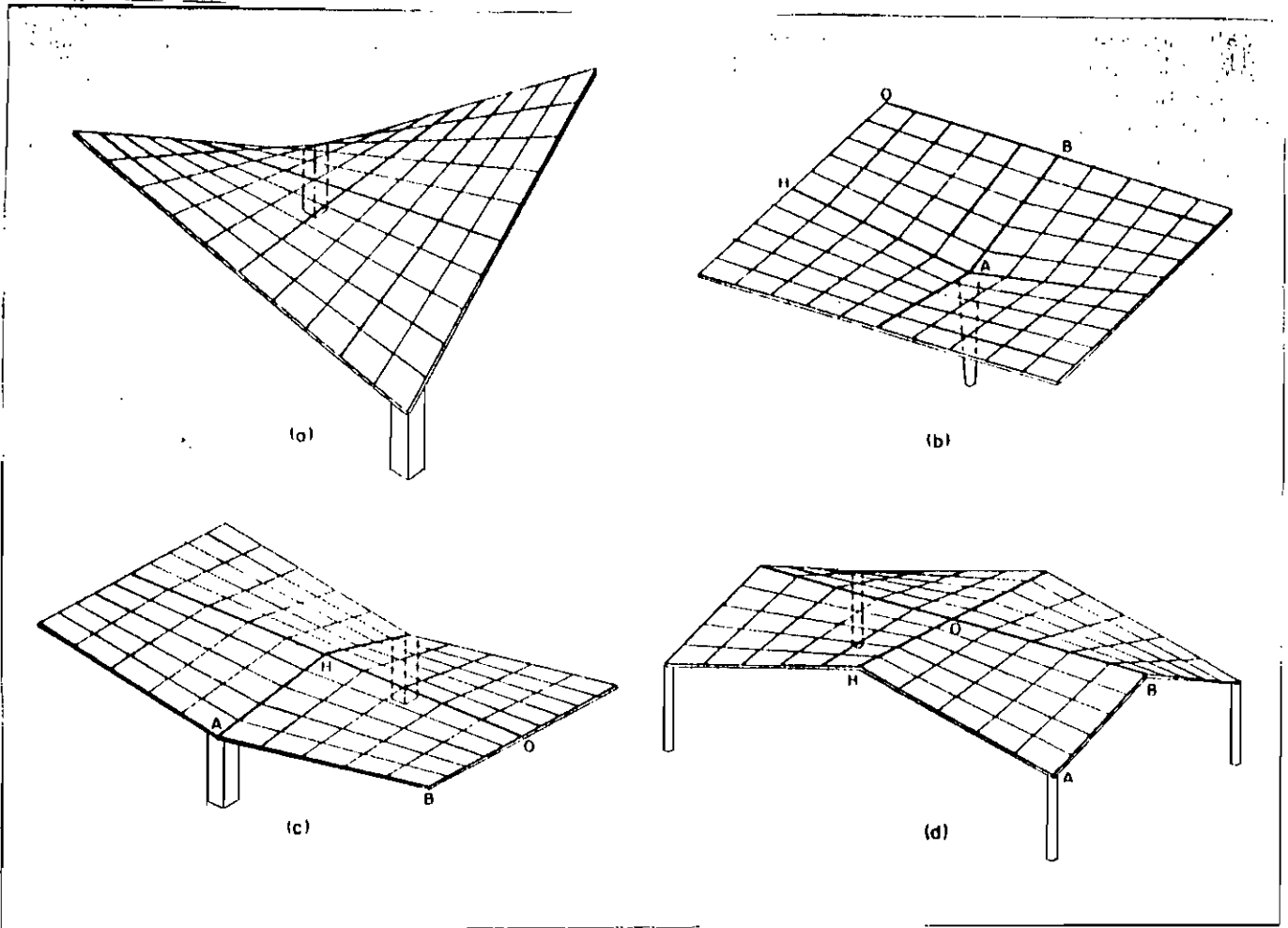


Figure 3.2 - Paraboloïdes hyperboliques complexes

Soit un point quelconque P de la surface. D'après la figure 3.3 nous avons : P (x, y, z).

Considérons le triangle HA'A, la règle des triangles semblables donne :

$$\frac{c}{x} = \frac{h}{a} \implies c = \frac{h}{a} x$$

De même dans le triangle Edd' :

$$\frac{z}{y} = \frac{c}{b} \implies z = \frac{c}{b} y$$

$$\text{Or } c = \frac{h}{a} x$$

$$\implies z = \frac{y}{b} \left(\frac{h}{a} x \right) = \frac{h}{ab} xy$$

En posant $k = \frac{h}{ab}$, nous avons la relation générale :

$$\begin{aligned} z &= k xy \\ k &= h/ab \end{aligned} \quad (1 \text{ a-b})$$

Pour une analyse détaillée, faisons une rotation des axes ox et oy de telle sorte que ox et oy deviennent respectivement ox' et oy' et que oy' soit dans le même plan vertical que OA. Cette transformation correspondra à une rotation des anciens axes de $\phi = 45^\circ$ (fig. 3.4).

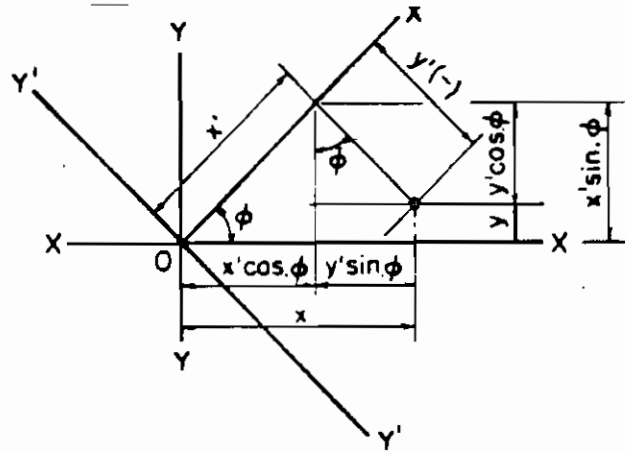


Figure 3.4 - Repères choisis
 D'après la figure 3.4, nous avons :

$$x = x' \cos \phi - y' \sin \phi = 0.707 (x' - y') \quad (2)$$

$$y = y' \cos \phi + x' \sin \phi = 0.707 (x' + y') \quad (3)$$

En substituant (2) et (3) dans (1) on a :

$$z = kxy = 0.5k (x' + y') (x' - y') = 0.5k [(x')^2 - (y')^2]$$

$$z = 0.5k [(x')^2 - (y')^2] \quad (4)$$

L'équation (4) décrit la surface de l'hyper dans la nouveau système de coordonnées (o, x', y', z).

Lorsque x' est constant, l'équation (4) s'écrit :

$$z - 0.5k (x')^2 = -0.5k (y')^2$$

ou

$$y' = -0.5k y'^2 \quad (5)$$

Nous avons alors l'équation d'une parabole dans le plan y'z (fig. 3.5 section n-n).

De la même manière, si y' est constant :

$$z + 0.5k y'^2 = k x'^2$$

ou

$$z' = 0.5k (x')^2 \quad (6)$$

L'équation (6) est l'expression générale de parabole dans le plan $x'z$ (fig. 3.5 section m-m).

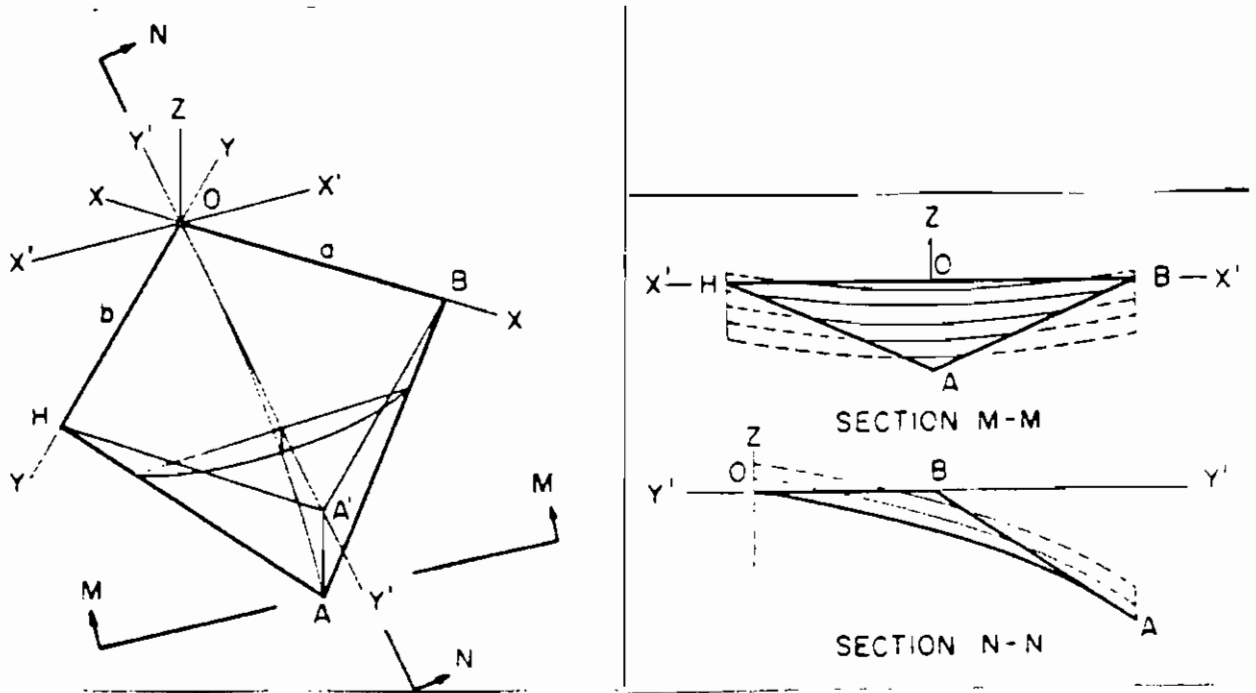


Figure 3.5 - Paraboles dans un hyperboloïde

En résumé d'après les équations (5) et (6), toutes les paraboles dans les directions x' et y' ont la même courbure car ces équations ont le même coefficient "0.5k". Mais la différence de signe induit des orientations de concavité opposées. Les paraboles parallèles au plan $x'z$ ont une concavité orientée vers le haut tandis que celles parallèles au plan $y'z$ sont concaves vers la bas (fig. 3.5).

La surface des hyperboloïdes peut être considérée dans les plans verticaux de deux ensembles de paraboles, l'un étant perpendiculaire à l'autre. Et les courbures sont identiques.

Si dans l'équation (4) z est constant, nous avons :

$$z = z_0 = 0.5k [(x')^2 - (y')^2] \quad \text{ou} \\ 1 = c(x'^2 - y'^2) \quad (\text{en faisant } c = \frac{0.5k}{z_0}) \quad (7)$$

Cette équation décrit dans le plan horizontal une hyperbole. En faisant varier z , on a une famille d'hyperbole dans le plan horizontal.

En conclusion les résultats obtenus à partir des équations (5), (6) et (7) traduisent l'appellation de paraboloides hyperboliques.

3.3 Choix de la méthode de calcul

L'inconvénient principal des voiles minces est la difficulté de calculs des efforts. Plusieurs théories et méthodes sont élaborées. La plupart d'elles conduisent à des équations très complexes nécessitant le recours à un ordinateur.

Nous pouvons citer :

- la théorie des membranes, basée sur l'hypothèse que l'épaisseur du voile est suffisamment faible pour que l'on puisse admettre que les contraintes ne varient pas sur cette épaisseur.
- la théorie des coques, qui tient compte de la variation des contraintes sur l'épaisseur du voile et associe par conséquent, aux efforts de membrane, des moments de flexion et de torsion.

Pour des calculs plus évolués et "exacts", plusieurs méthodes numériques sont établies.

Dans les récentes années, la méthode des différences finies a largement simplifié la complexité des calculs en remplaçant les différentes équations différentielles et les conditions aux limites régissant les structures en voiles minces par des équations équivalentes ayant des coefficients tabulés.

De nos jours la généralisation de l'utilisation de l'ordinateur a permis l'emploi de la méthode des éléments finis qui a l'avantage de décomposer les structures en de petits éléments faciles à calculer et d'introduire dans l'établissement des équations un nombre fini de degrés de liberté et une forme discrète des conditions d'équilibre et de continuité.

Plusieurs programmes ont été développés à cette fin. Nous utiliserons, compte tenu des moyens logistiques sur place, le programme IMAGES-3D de Celestial Software de calcul par éléments finis pour effectuer l'analyse structurale.

4.1 Introduction

Les hypars ont un comportement structurellement complexe. En effet, de nombreux tests de chargement leur reconnaissent les caractéristiques typiques de coques.

Des définitions données au chapitre 1, nous pouvons dire qu'une coque peut être obtenue à partir d'une plaque en transformant le plan moyen en une surface à simple ou double courbure : les hypothèses de distribution des contraintes et des déformations des plaques sont donc valables pour les coques. Par conséquent, d'une part les hypars travaillent en flexion (comportement de plaques) et d'autre part transmettent également des efforts dans leur plan (effet membrane). Les résultantes des contraintes agissant parallèlement au plan moyen des hypars ont des composantes normales à la surface et supportent de ce fait la plus grande partie de la charge; une raison économique pour le choix de ces types de structure.

En élément fini, les difficultés liées au calcul des hypars sont contournées; du fait que nous pouvons supposer qu'on a de petits éléments plats. L'approximation est d'autant meilleure que

la taille des éléments décroît.

Dans notre analyse, nous aurons donc à étudier des éléments plaques en flexion et les effets de membranes sur les hypars. Les efforts résultants s'obtiendront par un couplage adéquat.

4.2 Les plaques en flexion

4.2.1 Comportement et hypothèses

Considérons la plaque non chargée de la figure 4.1. Les composantes de déplacements suivant les axes x , y et z seront notées respectivement par u , v et w . Sous l'effet d'une quelconque sollicitation, un chargement latéral par exemple, tout point $A (x_a, y_a)$ de la surface moyenne a une déflexion w (fig 4.2). De là les hypothèses suivantes établies par Kirchoff sont valables à une plaque mince avec de petites déformations :

- (1) - Les déplacements sont faibles par rapport à l'épaisseur : w est petit suivant z
- (2) - Toutes déformations dans le plan moyen sont nulles après flexion
- (3) - Les points situés sur une normale à la surface moyenne de la plaque avant déformation s'y trouvent toujours après déformation
- (4) - Les contraintes normales agissant sur des surfaces parallèles

à la surface moyenne sont négligeables.

Nous supposons, d'autre part, le béton armé comme un matériau continu, homogène, isotrope et élastique.

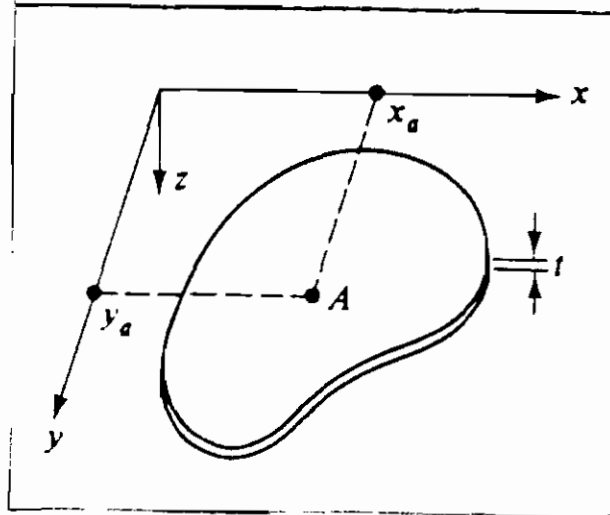


Figure 4.1 - Élément de plaque non chargé

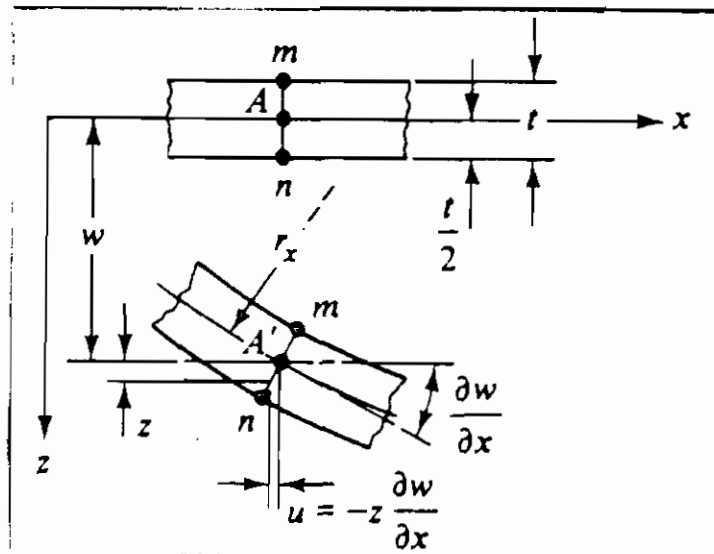


Figure 4.2 - Déflexion d'un élément plaque

Toutes ces hypothèses nous permettent de réduire la complexité liée à l'analyse structurale et de rapprocher un problème de plaque en trois dimensions à un problème de deux dimensions. En effet avec ces hypothèses, la plaque se comporte comme un empilage de feuillets d'épaisseur infinitésimale dz qui se trouvent chacun en état plan de contraintes.

Nous faisons remarquer enfin que les toitures ne sont habituellement sollicitées que par des charges verticales. Ainsi ne prendrons-nous en compte ici que les charges suivant z .

Il est à noter, en plus, que la géométrie des hypars n'offre qu'une faible surface frontale au vent. De ce fait les sollicitations de ce dernier seront alors négligeables.

4.2.2 Flexion simple des plaques

4.2.2.1 Déformations et déplacements

En considérant la géométrie des déformations (fig. 4.3) et en tenant compte des hypothèses, nous avons (voir suite page suivante) :

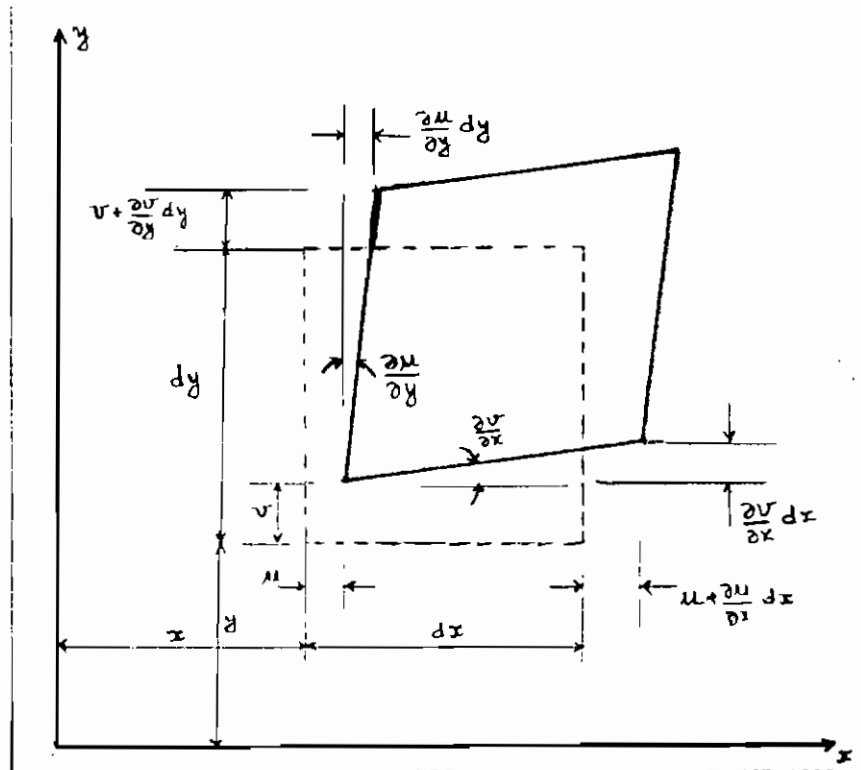


Figure 4.3 - Déformations dans le plan

$$\epsilon_x = \frac{\delta u}{\delta x}$$

$$\epsilon_z = \frac{\delta w}{\delta z} = 0$$

$$\epsilon_y = \frac{\delta v}{\delta y}$$

$$\gamma_{xz} = \frac{\delta w}{\delta x} + \frac{\delta u}{\delta z} = 0 \quad (8a - f)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\delta u}{\delta y} + \frac{\delta v}{\delta x}$$

$$\gamma_{yz} = \frac{\delta w}{\delta y} + \frac{\delta v}{\delta z} = 0$$

La relation (8-d) $\implies w = w(x, y)$

En intégrant les expressions de γ_{xz} et de γ_{yz} , nous obtenons:

$$u = -z \frac{\delta w}{\delta x} + u_0(x, y)$$

$$v = -z \frac{\delta w}{\delta y} + v_0(x, y)$$

D'après l'hypothèse (2) nous avons :

$$u_0(x, y) = v_0(x, y) = u_0 = v_0 = 0$$

$$\begin{aligned} \text{D'où} \quad u &= -z \frac{\delta w}{\delta x} \\ v &= -z \frac{\delta w}{\delta y} \end{aligned} \tag{9 a - b}$$

L'expression de u est représentée sur la figure 4.2.

En reportant les relations (9) dans 8 (a - c) nous obtenons:

$$\epsilon_x = -z \frac{\delta^2 w}{\delta x^2}$$

$$\epsilon_y = -z \frac{\delta^2 w}{\delta y^2} \tag{10 a - c}$$

$$\gamma_{xy} = -2z \frac{\delta^2 w}{\delta x \delta y}$$

Les relations 10 a à 10 c donnent les déformations en tout point de la plaque.

Pour déterminer les courbures de la surface moyenne de la plaque, on se rappelle que les déflexions w sont petites (hypothèse 1). Dans un tel cas, la pente de la surface dans une

quelconque direction peut être supposée égale à l'angle que fait la tangente à la surface dans cette direction avec le plan xy ; ainsi suivant la direction x, si r_x est le rayon de courbure, alors la longueur de l'arc de cercle d'angle $d\beta$ est $r_x d\beta$ (fig. 4.4).

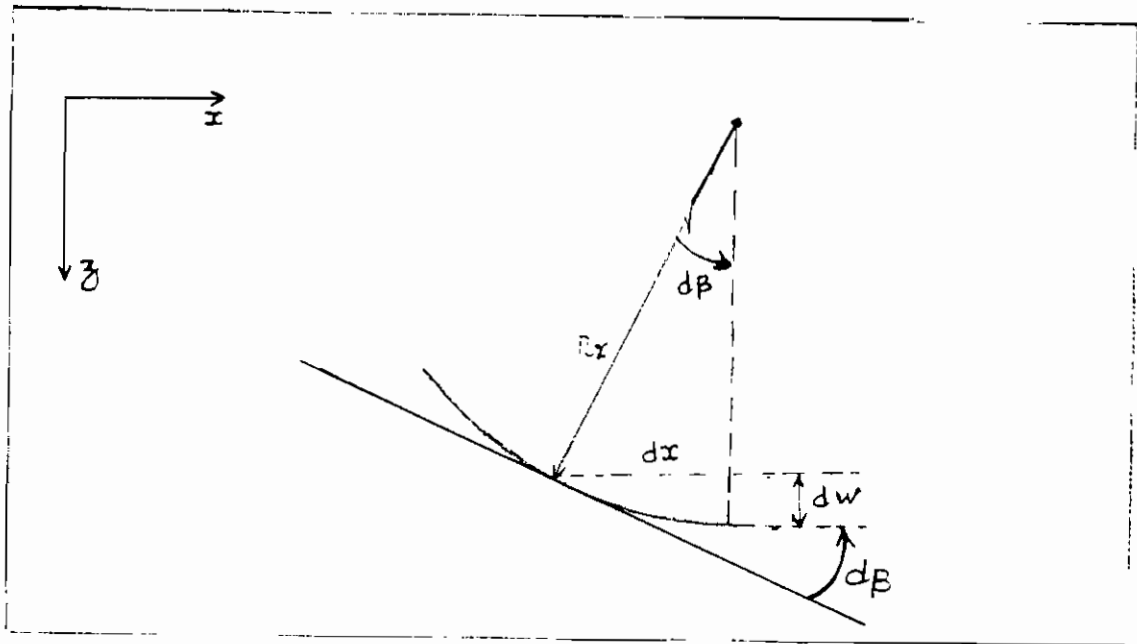


Figure 4.4 - Pente et courbure d'une plaque mince fléchie

On peut assimiler la longueur de l'arc à :

$$(\delta x^2 + \delta w^2)^{1/2} = \delta x (1 + (\delta w / \delta x)^2)^{1/2} \approx \delta x$$

Donc en notant r_x les courbures de la surface moyenne :

$$r_x = \frac{1}{\frac{\partial^2 w}{\partial x^2}} = \frac{1}{\frac{\partial^2 w}{\partial x^2}} \quad \text{ou}$$

$$r_{0x} = \frac{\delta(\delta w / \delta x)}{\delta x} = \frac{-\delta^2 w}{\delta x^2}$$

En faisant les mêmes raisonnements dans les plans yz et xy, nous récapitulons comme suivant :

$$\begin{aligned} r_{0x} &= \frac{1}{r_x} = \frac{\delta^2 w}{\delta x^2} \\ r_{0y} &= \frac{1}{r_y} = \frac{\delta^2 w}{\delta y^2} \\ r_{0xy} &= \frac{1}{r_{xy}} = \frac{\delta^2 w}{\delta x \delta y} = r_{0yx} \end{aligned} \quad (11 \text{ a-c})$$

A partir des relations (10 a - c) et (11 a - c), nous avons les relations déformations - courbures :

$$\begin{aligned} \epsilon_x &= -z r_{0x} \\ \epsilon_y &= -z r_{0y} \\ \gamma_{xy} &= -2z r_{0xy} \end{aligned} \quad (12 \text{ a-c})$$

4.2.2.2 Contraintes

Il convient ici de rappeler les relations générales entre contraintes et déformations dans un état tridimensionnel de contraintes : c'est la loi généralisée de Hooke (réf. 6 P.177).

$$\begin{aligned} \epsilon_x &= [\tau_x - (\sigma_y + \sigma_z)]/E \\ \epsilon_y &= [\sigma_y - (\sigma_x + \sigma_z)]/E \\ \epsilon_z &= [\tau_z - (\sigma_x + \sigma_y)]/E \end{aligned} \quad \begin{aligned} \gamma_{xy} &= \tau_{xy}/G \\ \gamma_{xz} &= \tau_{xz}/G \\ \gamma_{yz} &= \tau_{yz}/G \end{aligned} \quad (a)$$

Les constantes E, et G représentent respectivement le module

d'élasticité, le coefficient de poisson et le module de cisaillement.

Nous avons également la relation :

$$G = \frac{E}{2(1 + \nu)} \quad (13)$$

Dans le plan xy les contraintes se schématisent comme suit (fig. 4.5) :

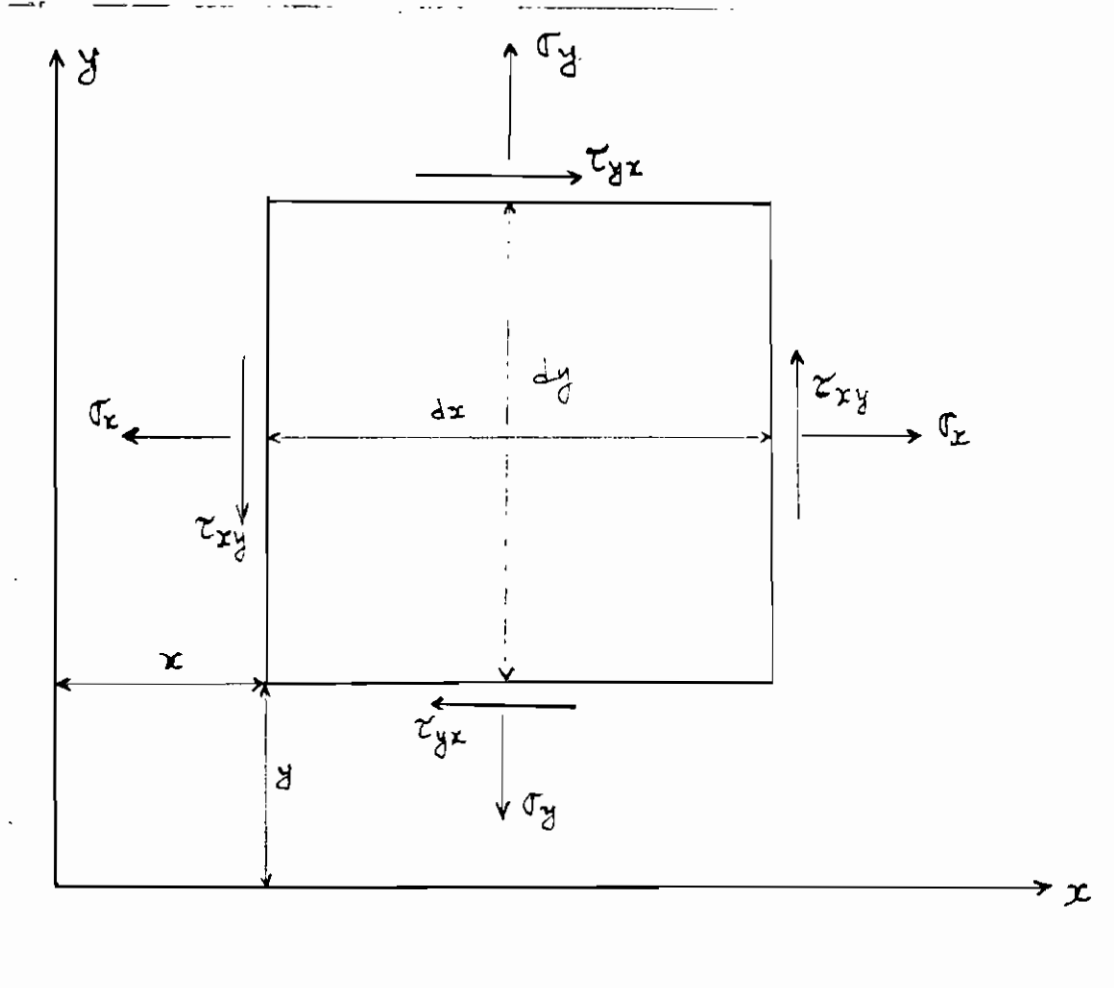


Figure 4.5 - Contraintes dans le plan

Dans une plaque, nous représentons les contraintes et les forces positives comme suit (fig. 4.6) :

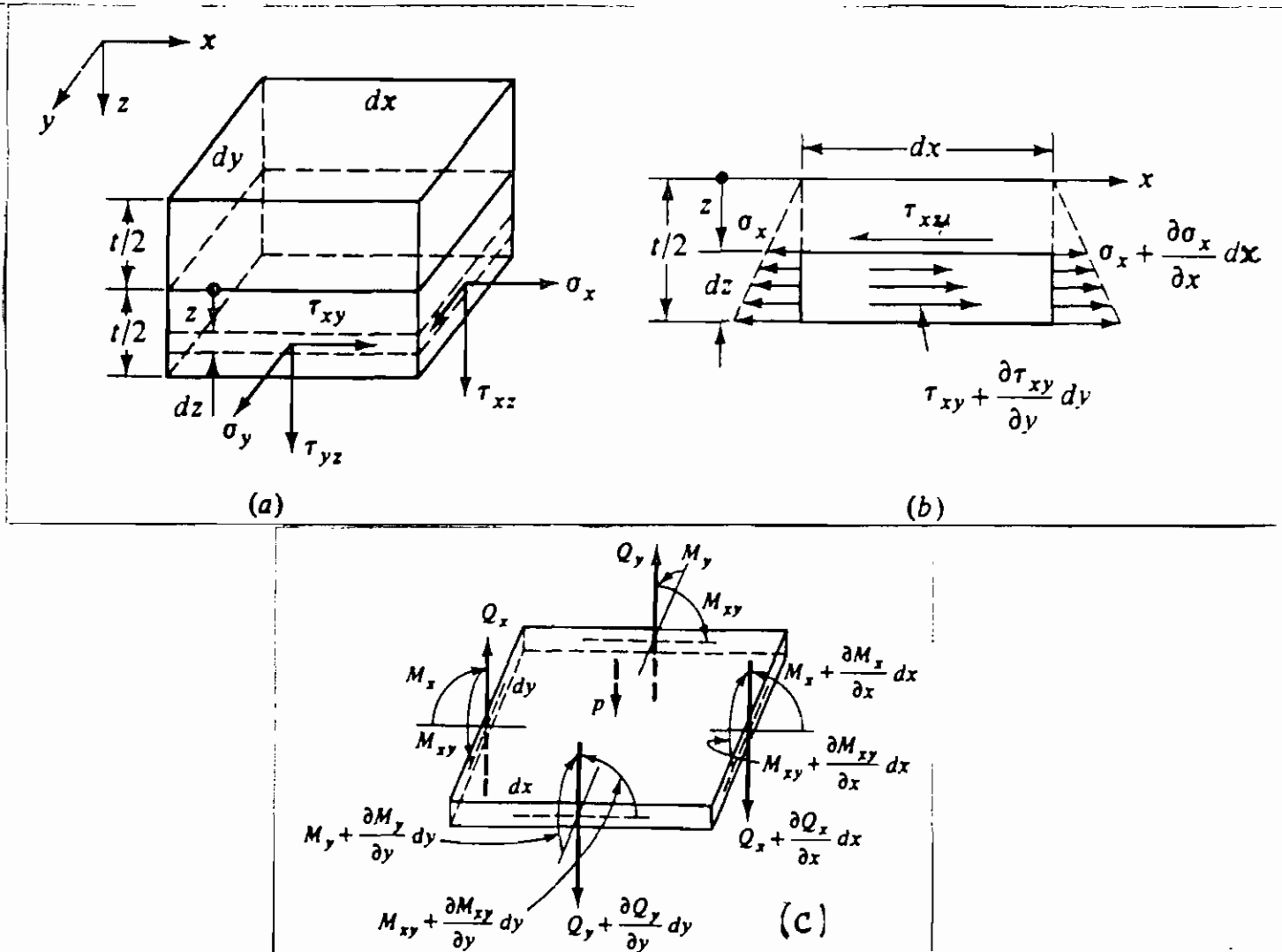


Figure 4.6 - Efforts dans une plaque

En substituant $\epsilon_z = \gamma_{yz} = \gamma_{xz} = 0$ dans les équations (a) on obtient aisément :

$$\sigma_x = E(\epsilon_x + \nu\epsilon_y)/(1 - \nu^2)$$

$$\sigma_y = E(\epsilon_y + \nu\epsilon_x)/(1 - \nu^2)$$

(14 a - c)

$$\tau_{xy} = G\gamma_{xy}$$

En exploitant les relations 11 et 12, nous avons les équations suivantes :

$$\sigma_x = \frac{-Ez}{1 - \nu^2} (r_{o_x} + \nu r_{o_y}) = \frac{-Ez}{1 - \nu^2} \left(\frac{\delta^2 w}{\delta x^2} + \nu \frac{\delta^2 w}{\delta y^2} \right)$$

$$\sigma_y = \frac{-Ez}{1 - \nu^2} (r_{o_y} + \nu r_{o_x}) = \frac{-Ez}{1 - \nu^2} \left(\frac{\delta^2 w}{\delta y^2} + \nu \frac{\delta^2 w}{\delta x^2} \right) \quad (15 \text{ a-c})$$

$$\tau_{xy} = \frac{-Ez}{1 + \nu} r_{o_{xy}} = \frac{-Ez}{1 + \nu} \frac{\delta^2 w}{\delta x \delta y}$$

Nous remarquons d'après les relations (15), que pour les plaques en flexion toutes les contraintes s'annulent à la surface moyenne et varient linéairement sur l'épaisseur de la plaque (fig. 4.6 -b).

La distribution des contraintes suivant l'épaisseur produit des moments de flexion, des moments de torsion et des forces de cisaillement verticales (fig. 4.6 -c).

Ces efforts calculés par unité longueur peuvent s'établir comme suit :

$$\int_{-t/2}^{t/2} z \sigma_x dy dz = dy \int_{-t/2}^{t/2} z \sigma_x dz = M_x dy$$

$$\int_{-t/2}^{t/2} z \sigma_y dx dz = dx \int_{-t/2}^{t/2} z \sigma_y dz = M_y dx$$

$$\int_{-t/2}^{t/2} z \tau_{xy} dx dz = dx \int_{-t/2}^{t/2} z \tau_{xy} dz = M_{xy} dx = M_{yx} dy$$

D'où :

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} z dz \quad (16)$$

et :

$$\begin{Bmatrix} Q_x \\ Q_y \end{Bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{Bmatrix} \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \end{Bmatrix} dz \quad (17)$$

Les sollicitations définissant les termes de la relation 17 étant suivant z , ne sont pas alors prépondérantes. Pour la dérivation de ces termes, nous renvoyons le lecteur à la référence 2 P.9-13.

En substituant les relations (15) dans (16) ; nous avons les expressions suivantes, pour les moments :

$$\begin{aligned} M_x &= -D(ro_x + \nu ro_y) = -D\left(\frac{\delta^2 w}{\delta x^2} + \nu \frac{\delta^2 w}{\delta y^2}\right) \\ M_y &= -D(ro_y + \nu ro_x) = -D\left(\frac{\delta^2 w}{\delta y^2} + \nu \frac{\delta^2 w}{\delta x^2}\right) \\ M_{xy} &= -D(1 - \nu) ro_{xy} = -D(1 - \nu) \frac{\delta^2 w}{\delta x \delta y} \end{aligned} \quad (18 \text{ a-c})$$

avec

$$D = \frac{Et^3}{12(1 - \nu^2)} \quad (19)$$

La relation (19) traduit la rigidité en flexion des plaques. Nous pouvons donc dire que les plaques affichent une meilleure rigidité que les poutres pour lesquelles $D = Et^3/12$

En confrontant les équations 15, 18 et 19, les contraintes s'expriment comme suit :

$$\begin{aligned}\sigma_x &= 12M_x z/t^3 \\ \sigma_y &= 12M_y z/t^3 \\ \tau_{xy} &= 12M_{xy} z/t^3\end{aligned}\tag{20 a-c}$$

4.2.2.3 Equations caractéristiques des plaques à faible déflexion

Considérons l'élément présenté à la figure 4.6 -c, sollicité par un chargement uniforme p . Les efforts résultants sur chaque face sont également représentés. Les variations des efforts avec la position sont exprimées par le développement de Taylor au 1er ordre : pour M_x sur d_x nous avons $M_x + (\delta M_x/\delta x)dx$.

L'équilibre des forces suivant z donne :

$$\begin{aligned}-Q_x dy + Q_x dy + \frac{\delta Q_x}{\delta x} dx dy - Q_y dx + Q_y dx + \frac{\delta Q_y}{\delta y} dy dx \\ + p dx dy = 0\end{aligned}$$

$$\implies \frac{\delta Q_x}{\delta x} + \frac{\delta Q_y}{\delta y} + p = 0\tag{21-a}$$

De la même manière la condition d'équilibre des moments par rapport aux axes x et y conduit respectivement à :

$$\frac{\delta M_{xy}}{\delta x} + \frac{\delta M_y}{\delta y} - Q_y = 0 \quad (21-b)$$

$$\frac{\delta M_{xy}}{\delta y} + \frac{\delta M_x}{\delta x} - Q_x = 0 \quad (21-c)$$

Nous avons négligé les moments se rapportant aux termes infinitésimaux.

En déterminant Q_x et Q_y à partir des relations (21 - b) et (21 - c), et en les reportant dans (21 - a), nous obtenons :

$$\frac{\delta^2 M_x}{\delta x^2} + 2 \frac{\delta^2 M_{xy}}{\delta x \delta y} + \frac{\delta^2 M_y}{\delta y^2} = -p \quad (22)$$

En introduisant dans l'équation (22) les expressions de σ_x , σ_y et τ_{xy} établies en (18), nous avons :

$$\frac{\delta^4 w}{\delta x^4} + 2 \frac{\delta^4 w}{\delta x^2 \delta y^2} + \frac{\delta^4 w}{\delta y^4} = \frac{p}{D} \quad (23)$$

C'est l'équation différentielle caractéristique des plaques, une relation fondamentale dans le calcul des plaques.

4.3 Les effets de membrane sur les hypars (fig. 4.7)

Pour ce cas d'étude également, les équations sont établies en se basant sur les hypothèses de Kirchoff énoncées précédemment. En particulier les appuis et les poutres de rive sont supposés absolument fixes.

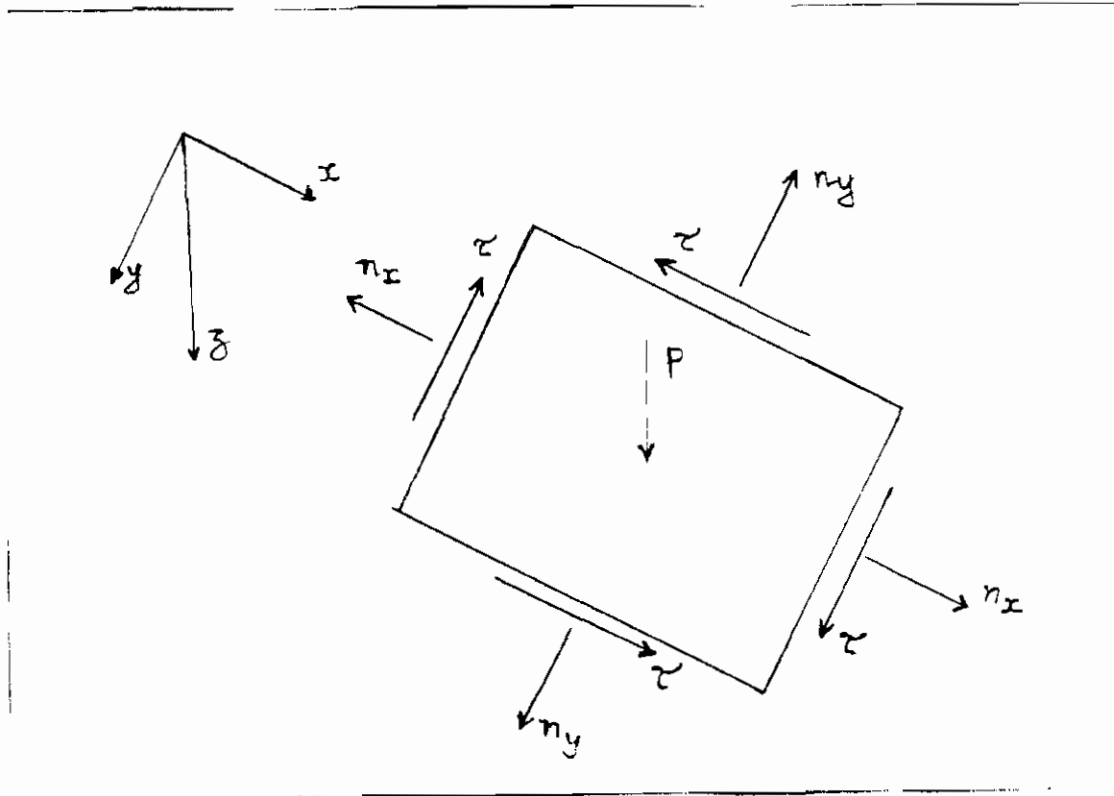


Figure 4.7 - Efforts de membrane

Les équations caractéristiques des effets de membrane sont :

$$\frac{\delta n_x}{\delta x} + \frac{\delta \tau}{\delta y} = 0$$

$$\frac{\delta \tau}{\delta x} + \frac{\delta n_y}{\delta y} = 0$$

$$2k\tau = -p/t$$

(24 a-c)

La résolution des équations (24) donne :

$$\tau = -p/2kt = -pab/2ht \quad (25)$$

$$n_x = f_1(y) \quad (26)$$

$$n_y = f_2(x) \quad (27)$$

D'après les relations 25 à 27, nous remarquons que :

- L'effort de membrane est le même sur toute l'étendue du voile.

- La contrainte n_x est indépendante de x et est donc constant le long de toute génératrice parallèle au plan directeur xoz ,

- De même, n_y est constant le long de toute génératrice parallèle au plan directeur yoz .

En général les constantes normales n_x et n_y qui dépendent uniquement des conditions aux limites sont négligeables, de telle sorte que vis à vis des effets de membrane nous avons un cas de cisaillement pur.

Les contraintes principales sont :

$$n_1 = -n_2 = p \frac{ab}{2ht} \quad (28)$$

Ce dernier résultat traduit bien les conclusions obtenues à partir des équations (5) et (6) exprimant l'existence dans les hypars de deux ensembles de paraboles de concavités opposées.

4.4 Comportement structural des poutres

D'après la définition de la surface des hypars, nous pouvons établir que les efforts s'exerçant autour de tout point de chaque hypar simple se réduisent à deux efforts tangentes Q_1 et Q_2 déterminés par chacun des deux ensembles de paraboles. Ces deux efforts se composent en rives pour donner un effort dirigé suivant celles-ci (fig. 4.8).

Au point de coordonnées $x = y = fa/2$, nous avons, pour la flèche de la parabole mn :

$$z = \frac{h}{a^2} * \frac{fa}{2} * \frac{fa}{2} = \frac{hf^2}{4}$$

La portée de cette parabole est : $l_1 = fa$

Cet arc parabolique équilibre l'effort $p/2$, sa poussée est :

$$z Q_1 = \frac{p}{2} * \frac{l_1^2}{8} \quad \text{d'où}$$

$$Q_1 = \frac{p}{16} * \frac{2f^2 a^2}{hf^2} * 4 = \frac{pa^2}{2h}$$

Ce qui signifie que les poussées de toutes les paraboles parallèles à MN sont identiques, puisqu'indépendantes de f . Les résultats sont identiques pour la parabole m_0 .

Ainsi sous des charges uniformément réparties, les poussées égales Q_1 et Q_2 se composent sur la rive, il n'y a aucune poussée au vide.

De ce qui précède, nous pouvons conclure pour l'hypar que nous étudions que les poutres sont sollicitées principalement axialement. Les poutres intérieures sont comprimées tandis que les

poutres extérieures sont sollicitées par des efforts en traction que nous avons repris par des tirants. Ainsi en service, toutes les poutres sont sollicitées en compression (voir annexe 1).

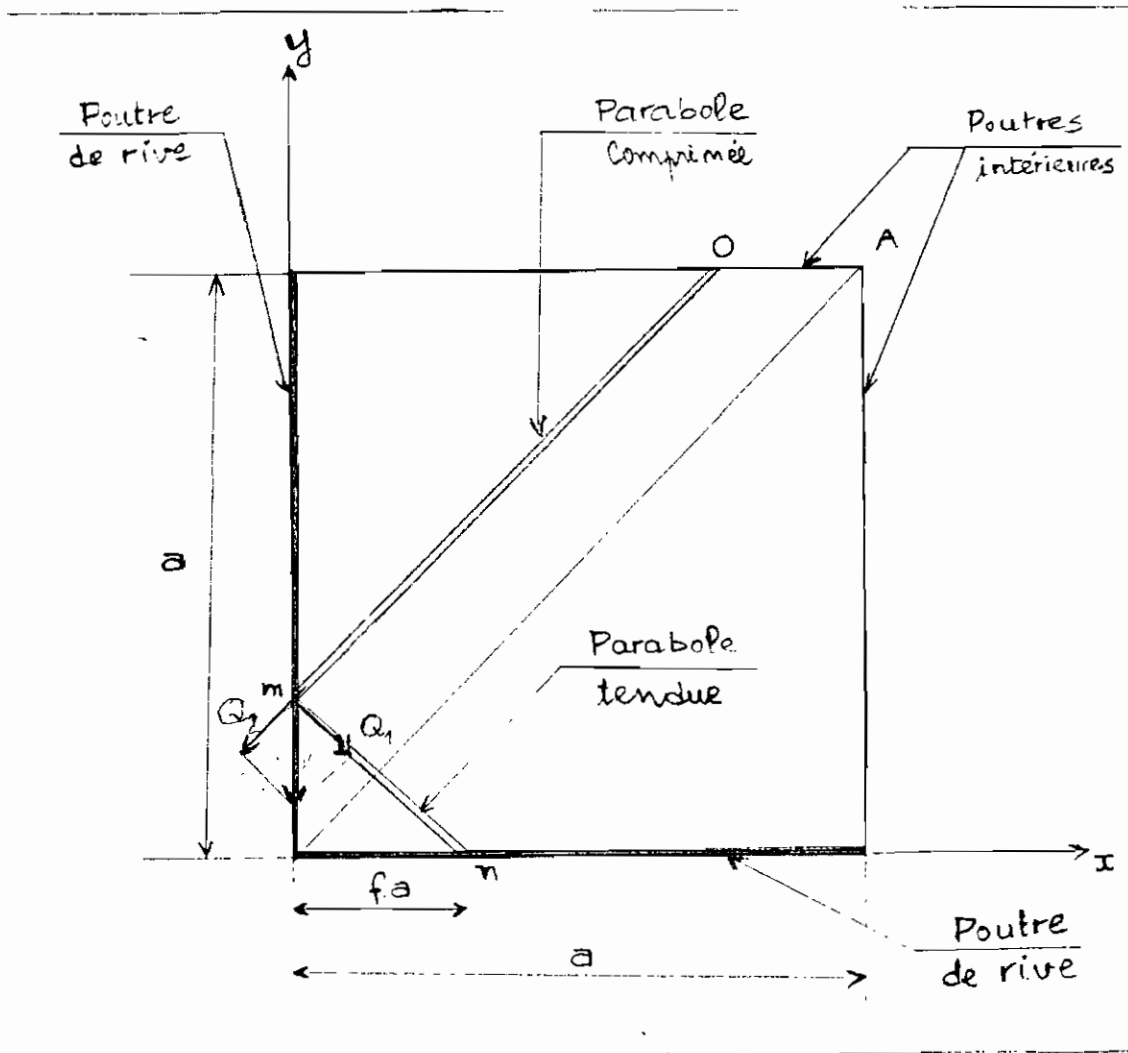


Figure 4.8 - Efforts sur les poutres de rive

PRESENTATION ET FORMULATION AVEC
LES ELEMENTS FINIS

5.1 Historique et définitions

5.1.1 Historique (inspiré de la réf. 4)

Les premières notions d'analyse des structures composées d'assemblage de barres naquirent pendant la période de 1850 à 1875 grâce aux travaux de Maxwell, Castigliano, Mohr et autres. Ces notions représentent la pierre angulaire de la méthodologie présidant à l'analyse matricielle des structures, qui ne prit forme que près de quatre vingt ans plus tard et sur laquelle repose l'analyse par éléments finis.

Les progrès de la théorie et des techniques analytiques nécessaires à l'analyse par éléments finis furent particulièrement lents entre 1875 et 1920. Ce fût dû en grande partie à des limitations d'ordre pratique portant sur la résolution des équations algébriques de plus de quelques inconnues.

En 1960, Ray Clough utilisa pour la première fois le terme élément fini, dans son mémoire intitulé "The finite element method in plane stress analysis". La méthode connut un grand succès lié au développement des ordinateurs qui permettaient le traitement

numérique d'un grand nombre d'opérations.

De nos jours, la méthode des éléments finis est utilisée dans beaucoup d'autres domaines que celui de l'analyse structurale : chaleur, hydraulique, mécanique des sols, etc...

5.1.2 Définitions

En éléments finis, les structures constituent des systèmes physiques caractérisés par des variables dépendant des coordonnées spatiales et du temps. Notre étude se rapporte à un système statique : les variables ne dépendent pas du temps.

Le nombre de degrés de liberté (d.o.f.) d'un système physique est le nombre de paramètres nécessaires pour définir le champ de déplacement ; le système est discret s'il possède un nombre fini de d.o.f.; dans le cas contraire, il est continu. Une structure est alors un système continu car il possède un nombre infini de points où on peut définir les champs de forces, les champs de contraintes, des déplacements...

Alors que le comportement d'un système discret est décrit par un système d'équations algébriques dont la résolution peut être faite avec les méthodes numériques, le comportement d'un système continu est décrit par un système d'équations aux dérivées partielles associées aux conditions aux limites compte tenu de la complexité de ces conditions, ces équations ne peuvent pas toujours être résolues directement ; il est nécessaire de les discrétiser.

La méthode des éléments finis est une méthode numérique de résolution approchée des problèmes de champs qui peuvent s'exprimer sous forme variationnelle qu'on peut, à l'aide des méthodes énergétiques de la mécanique des matériaux, exprimer qu'une fonctionnelle prend une valeur stationnaire.

5.2 Interprétation physique

La méthode des éléments finis est basée sur le principe général bien connu désigné par l'expression "going from part to whole" (partir du simple au global). Elle consiste à considérer la structure comme un assemblage de plusieurs petites parties : les éléments finis. Ces éléments sont liés par un nombre fini de conditions de continuité exprimées aux points communs qui sont les noeuds. Ces conditions stipulent l'égalité de paramètres des divers champs aux noeuds.

On s'intéresse au comportement d'un seul élément que l'on exprime en fonction de sa géométrie et de ses propriétés physiques. En choisissant de manière adéquate un champ de déplacements, il est possible en utilisant les théorèmes énergétiques d'en tirer une matrice reliant les forces nodales aux déplacements nodaux de l'élément ; il en ressort une relation matricielle générale applicable à n'importe quel élément de la structure entière. La matrice globale de la structure est obtenue en appliquant une technique d'assemblage.

5.3 Procédure d'un calcul par éléments finis

Elle comporte les étapes suivantes :

- idéalisation et discrétisation de la structure
- évaluation des propriétés des éléments
- résolution de la structure discrétisée

5.3.1 Idéalisation et discrétisation de la structure

C'est l'ensemble des opérations à effectuer pour établir le modèle mathématique représentant au mieux la structure réelle. Elles portent sur les deux aspects principaux suivants :

- la topologie : géométrie, conditions d'appui et charges
- la rhéologie : lois constitutives des matériaux et les constantes les définissant.

L'idéalisation consiste à rattacher la structure réelle à un modèle connu de la mécanique des matériaux : choix de la théorie et des équations constitutives décrivant le matériau.

La discrétisation est l'ensemble des opérations préparatoires à la résolution effective de la structure primaires idéalisées : elle consiste d'une part à découper fictivement la structure en éléments simples et d'autre part à choisir le type de ces éléments. Pratiquement, cette étape est guidée par la topologie.

Il importe de noter que l'idéalisation et les théories proposées sont généralement imparfaites, si bien que les résultats ne sont tout à fait corrects que dans le cadre de ces idéalizations.

5.3.2 Evaluation des propriétés des éléments

La discrétisation étant effectuée, il convient de se rappeler que les éléments finis sont limités entre eux par des plans pour éléments tridimensionnels. Etant entendu que l'assemblage des éléments doit reconstituer la structure réelle toute entière et son comportement, certaines précautions doivent être prise dans le choix des propriétés de l'élément fini, c'est pourquoi on doit s'efforcer de respecter les conditions suivantes :

- on doit exprimer la compatibilité des déplacements ou l'équilibre des forces tout le long des frontières séparant les éléments, et non pas en quelques points seulement des frontières ou noeuds. La mise à défaut de cette exigence se traduirait par des concentrations de contraintes aux noeuds et des discontinuités de déplacements et contraintes entre les noeuds.

- les fonctions décrivant les champs de déplacements (pour les éléments déplacements que nous retiendrons pour notre étude) ou de contraintes (pour les éléments équilibres) dans les éléments finis n'étant pas connu à priori, on doit faire des hypothèses sur ces fonctions.

Les fonctions décrivant un champ inconnu sont normalement des fonctions polynômes de degré infini ; toutefois, on ne peut utiliser que des fonctions polynômes de degré fini ; il apparaît que cette troncature affecte la précision des résultats. c'est pourquoi ces fonctions doivent satisfaire à divers critères, assurant la convergence de la solution approchée vers la solution exacte.

Nous énonçons sommairement ces critères (présentés de façon détaillée dans la référence 5 P.404-407) :

Critère 1 : le champ est continu et dérivable dans le domaine.

Critère 2 : le champ contient les modes rigides c'est à dire que la fonction de déplacement choisie doit être telle qu'elle ne permet pas la déformation d'un élément fini lorsque les déplacements de ses noeuds sont la conséquence d'un mouvement de corps rigide.

Critère 3 : le champ contient les modes homogènes ou mode de déformation constante ; si les déplacements nodaux sont compatibles avec un état de déplacement constante, on doit obtenir réellement ces déformations constantes dans tout l'élément.

Critère 4 : le champ satisfait la condition aux limites : continuité le long des frontières des éléments.

Pour les éléments qui ne satisfont pas exactement au quatrième critère, il existe le critère du "Patch Test" qui s'il est satisfait assure la convergence (voir réf. 5 P.409).

5.3.3 Résolution de la structure discrétisée

La méthode de résolution souvent employée en éléments finis est celle des déplacements. Elle découle de principes énergétiques. La méthode de déplacements permet d'obtenir des équations qui traduisent l'équilibre des noeuds. L'énergie étant quadratique, ces équations sont linéaires et la matrice de leurs coefficients s'appelle la matrice de rigidité de la structure ; elle est symétrique et elle exprime les forces en fonction des déplacements.

Les opérations principales de l'analyse sont :

- a) Déterminer la matrice de rigidité de chaque élément dans un système d'axe propre à l'élément (local)
- b) Transformer la matrice du système local au système global relatif à la structure entière
- c) Superposer les matrices individuelles pour obtenir, par assemblage, la matrice de rigidité de la structure complète $\{K\}$
- d) Résoudre l'équation caractéristique $\{F\} - \{K\} \{\hat{\Delta}\} = \{0\}$
- e) Calculer les contraintes aux points désirés à partir des déplacements nodaux $\hat{\Delta}$.

L'étape importante de la résolution est la détermination de la matrice de rigidité que nous étudierons dans le point suivant.

5.4 Détermination de la matrice de rigidité

Notre structure étant linéaire et élastique, nous utiliserons la méthode de Rayleigh-Ritz utilisant le principe de l'énergie potentielle stationnaire et minimale.

5.4.1 Principe de l'énergie potentielle stationnaire et minimale

La condition générale d'équilibre d'un système peut s'obtenir par dérivation du potentiel total par rapport aux déplacements. Ainsi le principe de l'énergie potentielle totale stationnaire s'énonce :

PARMI TOUTES LES CONFIGURATIONS POSSIBLES COMPATIBLES
D'UN SYSTEME DEFORMABLE, POUR LA CONFIGURATION QUI
SAISIFAIT LES CONDITIONS D'EQUILIBRE, L'ENERGIE
POTENTIELLE TOTALE EST STATIONNAIRE.

La valeur stationnaire de l'énergie potentielle totale d'un système déformable linéaire élastique correspond toujours à un minimum quand l'équilibre est stable. Le principe de l'énergie potentielle totale minimale montré par BIEZENO & GRAMMEL s'énonce alors :

PARMI TOUTES LES CONFIGURATIONS POSSIBLES COMPATIBLES
 D'UN SYSTEME DEFORMABLE LINEAIRE ELASTIQUE, POUR LA
 CONFIGURATION QUI SATISFAIT LES CONDITIONS D'EQUILIBRE,
 L'ENERGIE POTENTIELLE TOTALE EST UN MINIMUM.

Si on désigne par V cette énergie, ce principe s'écrit :

$$\delta V = 0$$

L'énergie potentielle totale V se compose de l'énergie de
 déformation U_e et de l'énergie potentielle des forces extérieures

$$W : \quad V = U_e + W$$

5.4.2 Formulation générale de l'énergie potentielle

5.4.2.1 Energie de déformation

L'expression de l'énergie de déformation ou énergie interne
 pour un élément :

$$U_e = \int_V U_0 dv \quad (30)$$

où U_0 est la densité d'énergie de déformation.

Considérons un corps de volume unité avec des propriétés
 élastiques

$$\{\sigma\} = [E] (\{\epsilon\} - \{\epsilon_0\}) = [E] \{\epsilon\} + \{\sigma_0\}$$

Pour un déplacement infinitésimal on a une variation de U_0 de
 δU_0 :

$$\delta U_0 = \{\sigma\}^t \{\delta \epsilon\}$$

$$\delta U_0 = \sigma_x \delta \epsilon_x + \sigma_y \delta \epsilon_y + \dots$$

$$\delta U_o = (\delta U_o / \delta \epsilon_x) \delta \epsilon_x + (\delta U_o / \delta \epsilon_y) \delta \epsilon_y + \dots$$

D'où :

$$\sigma_x = \delta U_o / \delta \epsilon_x \quad \sigma_y = \delta U_o / \delta \epsilon_y \quad \dots$$

Sous forme matricielle, nous aurons :

$$\{\delta U_o / \delta \epsilon\} = \{\sigma\} = [E]\{\epsilon\} + \{\sigma_o\}$$

L'intégration de cette équation donne :

$$U_o = 0.5 \{\epsilon\}^t [E] \{\epsilon\} + \{\epsilon\} \{\sigma_o\} \quad (31)$$

où [E] est la matrice d'élasticité

5.4.2.2 Energie potentielle des forces extérieures

Nous considérons les forces extérieures suivantes :

- les forces de surface {Ps}
- les forces de volume {Pv}
- les forces concentrées {P}

Désignons par w le champ de déplacements choisi, nous avons :

$$W = - \int_V \{w\}^t \{Pv\} dv - \int_S \{w\}^t \{Ps\} dS - \{\hat{\Delta}\}^t \{P\} \quad (32)$$

où $\{\hat{\Delta}\}$ est la configuration des déplacements des points d'applications de {P}.

Le signe (-) résulte du fait que les charges extérieures perdent de leur capacité à effectuer du travail.

4.2.3 Energie potentielle totale

Des équations (29, 30, 31 et 32, nous avons :

$$V = \int_V (0.5 \{ \epsilon \}^t [E] \{ \epsilon \} + \{ \epsilon \}^t \{ \sigma_0 \}) dv - \int_V \{ W \}^t \{ P_V \} dv - \int_S \{ W \}^t \{ P_S \} dS - \{ \hat{\Delta} \}^t \{ P \} \quad (33)$$

5.4.3 Formulation de la matrice de rigidité

Avant la détermination de la matrice globale du système, on minimise l'énergie potentielle V pour chaque élément en procédant à la dérivation de V par rapport aux degrés de liberté aux noeuds retenus pour le modèle d'élément fini.

Le champ de déplacement $\{w\}$ est en général une fonction polynôme et peut s'écrire :

$$\{w\} = [G] \{ \alpha \} \quad (34)$$

où $\{ \alpha \}$ est le vecteur des constantes.

Par différentiation de $\{w\}$, on obtient les déformations unitaires :

$$\{ \epsilon \} = [B_a] \{ \alpha \} \quad (35)$$

En substituant (34) et (35) dans (33), nous avons :

$$\begin{aligned}
V &= 0.5 \{\alpha\}^t \int_V [B_\alpha] [E] [B_\alpha] dv \{\alpha\} - \{\alpha\}^t \int_V [G]^t \{Pv\} dv \\
&- \{\alpha\}^t \int_S [G]^t \{Ps\} dS - \{\hat{\Delta}\}^t \{P\} \quad (36)
\end{aligned}$$

Le vecteur correspondant aux d.o.f. peut alors s'écrire :

$$\begin{aligned}
\{\Delta\} &= [C] \{\alpha\} \quad \text{ou} \\
\{\alpha\} &= [C^{-1}] \{\hat{\Delta}\} \quad (37)
\end{aligned}$$

En reportant (37) dans (36), nous avons :

$$\begin{aligned}
V &= 0.5 \{\hat{\Delta}\}^t [C^{-1}]^t \int_V [B_\alpha]^t [E] [B_\alpha] dv [C^{-1}] \{\hat{\Delta}\} \\
&- \{\hat{\Delta}\}^t [C^{-1}]^t \int_V [G]^t \{Pv\} dv \\
&- \{\hat{\Delta}\}^t [C^{-1}]^t \int_S [G]^t \{Ps\} dS - \{\hat{\Delta}\}^t \{P\} \quad (38)
\end{aligned}$$

L'énergie potentielle totale de la structure est la somme des énergies potentielles de tous les éléments qui la compose :

$$\begin{aligned}
V_t &= \sum V \\
\text{ou} \\
V_t &= 0.5 \{\bar{\Delta}\}^t \sum ([C^{-1}]^t \int_V [B_\alpha]^t [E] [B_\alpha] dv [C^{-1}]) \{\bar{\Delta}\} \\
&- \{\bar{\Delta}\}^t \sum ([C^{-1}]^t \int_V [G]^t \{Pv\} dv) \\
&- \{\bar{\Delta}\}^t \sum [C^{-1}]^t \int_S [G]^t \{Ps\} dS - \{\bar{\Delta}\}^t \{\bar{P}\} \quad (39)
\end{aligned}$$

où $\{\bar{\Delta}\}$ représente le vecteur des déplacements de toute la structure.

Les équations d'équilibre sont celles qui vont satisfaire les conditions :

$$\delta V_t / \delta \bar{\Delta}_1 = \delta V_t / \delta \bar{\Delta}_2 = \dots = \delta V_t / \delta \bar{\Delta}_n = 0 \quad (40)$$

Sous forme matricielle, les équations (40) deviennent :

$$\begin{aligned} \sum [C^{-1}]^t \int_V [B_\alpha]^t [E] [B_\alpha] dv [C^{-1}] \{\bar{\Delta}\} = \\ \sum ([C^{-1}]^t \int_V [G]^t \{Pv\} dv + [C^{-1}]^t \int_S [G]^t \{Ps\} dS) + \{\bar{P}\} \end{aligned} \quad (41)$$

De l'équation (41), nous déduisons la matrice de rigidité de chaque élément :

$$[K_i] = [C^{-1}]^t \int_V [B_\alpha]^t [E] [B_\alpha] dv [C^{-1}] \quad (42)$$

Et puis les forces équivalentes aux noeuds sont :

$$\{P_{eq}\}_i = [C^{-1}]^t \int_V [G]^t \{Pv\} dv + [C^{-1}]^t \int_S [G]^t \{Ps\} dS \quad (43)$$

On peut donc écrire pour chaque élément :

$$\{P_{eq}\}_i + \{P\} = [K_i] \{\Delta\} \quad (44)$$

Pour toute la structure, l'équation (44) devient :

$$\{\bar{P}_{eq}\} + \{\bar{P}\} = [K] \{\bar{\Delta}\} \quad (45)$$

L'équation (45) s'obtient pratiquement par le processus d'assemblage.

5.5 Formulation sur Images-3D

Le logiciel IMAGES-3D a été utilisé pour effectuer tous les calculs se rapportant à l'analyse structurale du voile mince retenu.

L'analyse s'est portée sur le modèle réduit d'un hypar de 4m x 4m de type "hipped roof" (fig. 3.2 -d).

5.5.1 Présentation sommaire du logiciel

IMAGES-3D est un programme d'analyse par éléments finis de toute structure tri-dimensionnelle. Il effectue 3 types d'analyses: statique, modale et dynamique.

Dans notre étude, seule l'analyse statique sera faite car nous n'avons que des chargements statiques.

Bien que le logiciel IMAGES-3D soit un outil souple de calcul en ingénierie, l'utilisateur doit être capable :

- de générer un modèle adéquat et fonctionnel d'éléments finis de la structure à analyser,
- d'interpréter correctement les résultats de l'analyse,
- d'exploiter les résultats pour le dimensionnement de la structure physique.

Pour effectuer toute analyse statique, l'équation caractéristique que le programme établit et résoud est du type de la relation (45), page 55, qui relie les vecteurs chargement et

déplacement par l'intermédiaire de la matrice de rigidité.

Les modèles d'éléments finis utilisés par le programme dans l'analyse des voiles minces peuvent être triangulaires ou quadrilatéraux. Toutefois pour définir des éléments membrane + plaque avec une procédure de génération rapide, les éléments quadrilatéraux sont plus indiqués.

Aussi les avons-nous utilisé autant que possible pour créer nos différents modèles.

5.5.2 Création des modèles et données d'entrée

5.5.2.2 Cas de chargement

La sollicitation principale de la structure est le poids propre constitué uniquement des charges de gravité. Toutefois nous considérerons trois cas d'analyse avec les charges de service suivantes:

- 1- poids propre de la structure
- 2- charge concentrée $P = 1000 \text{ N}$ répartie symétriquement en 4 points de la structure : 1er point noeud 25 (simulation d'ouvriers sur la toiture avec des outils)
- 3- charge concentrée $P = 1000 \text{ N}$ débalancée : noeud 25 (chargement asymétrique)
- 4- charge concentrée $P = 1000 \text{ N}$ au centre de la structure (noeud 49).

Les 3 cas de chargement retenus sont alors :

- 1 + 2
- 1 + 4
- 1 + 3

On aurait pu prendre une charge concentrée P de l'ordre de 3500 N; ce qui intégrerait les spécifications ACNOR. Toutefois, notre structure d'étude, de part ses dimensions, demeure un modèle réduit sur lequel des essais de chargement pourraient être effectués. De toute façon, une augmentation de la surcharge à 3500N ne change pas le design suivant l'armature minimale.

5.5.2.1 Création des modèles

La décomposition en éléments finis a été effectuée avec des éléments quadrilatéraux à 6-d.o.f par noeud : les trois translations u, v, et w suivant respectivement les axes x, y et z et les rotations correspondantes.

La fonction de déplacement correspondant à u et v peut se mettre sous la forme (réf. 5 P. 414) :

$$u(x,y) = \alpha_1 + \alpha_2x + \alpha_3y + \alpha_4x^2 + \alpha_5xy + \alpha_6y^2 + \alpha_7x^3 \\ + \alpha_8x^2y + \alpha_9xy^2 + \alpha_{10}y^3 + \alpha_{11}x^3y + \alpha_{12}xy^3$$

Pratiquement, les fonctions de déplacement sont linéaires.

Les constantes $[\alpha]$ sont déterminées par le programme à partir des conditions limites aux 4 noeuds frontières de l'élément.

La fonction de déplacement correspondant à w est déterminée à partir de l'équation caractéristique (23) (P. 38).

Les fonctions de déplacement u et v sont ajustées automatiquement par le programme pour satisfaire les critères de convergence énoncés précédemment.

Le niveau de raffinement 6×6 éléments par quadrant de structure présenté dans les résultats d'analyse (voir annexe 1) est celui retenu après plusieurs essais d'analyse : analyse avec des éléments 3×3 puis 5×5 . Les résultats de ces derniers se rapprochent de ceux de 6×6 .

6.1 Présentation des résultats de l'analyse structurale du modèle

6.1.1 Justification de quelques données d'entrée

Choix des poutres

Les toitures en voiles minces peuvent s'apparenter aux dalles nervurées. Ainsi dans notre cas, les poutres sont de sections petites et se comportent comme des poutrelles car compte tenu des avantages structuraux des voiles minces, les efforts de flexion à transmettre ne sont pas importants.

Poutre de rive : nous choisissons des étriers de 6 mm - des barres de 12 mm - enrobage de 20 mm - espacement entre les barres = 25 mm.

Nous pouvons alors retenir la section 100 x 150.

Poutres intérieures : elles contribuent plus à l'obtention de la géométrie de l'hypan qu'elles ne transmettent d'efforts.

Nous choisissons alors une section carrée de 100 x 100.

Choix de l'épaisseur t

D'après l'article 12.11.2.1 du CAN3-A-23-1, l'enrobage minimale dans le cas des voiles minces est de 15 mm. Nous prévoyons des barres de 6 mm.

On aura alors $t = 2 * 15 + 2 * 6$

$$t = 42 \text{ mm}$$

Choisissons $t = 50 \text{ mm}$.

Ce choix intègre parfaitement les considérations de résistance, de construction, de stabilité et d'enrobage des aciers.

Choix de la flèche h

Pour raison d'esthétique et de la portée de la toiture, nous retenons $h = 800 \text{ mm}$.

6.1.2 Résultats d'analyse

Nous avons présenté en annexe 1, les résultats correspondant aux 3 cas de chargement. Pour chaque cas, nous avons :

- les déplacements correspondants aux d.o.f. en chaque noeud,
- les efforts dans les poutres,
- les contraintes dans les éléments plaques et
- les réactions aux appuis.

Les conventions de signes adoptées sont représentées aux figures 6.1, 6.2 et 6.3.

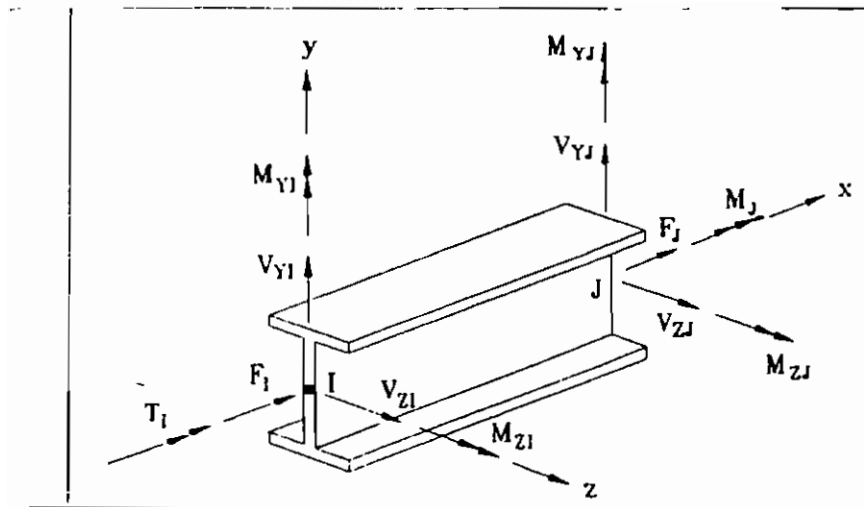


Figure 6.1 - Efforts dans les poutres dans un repère local

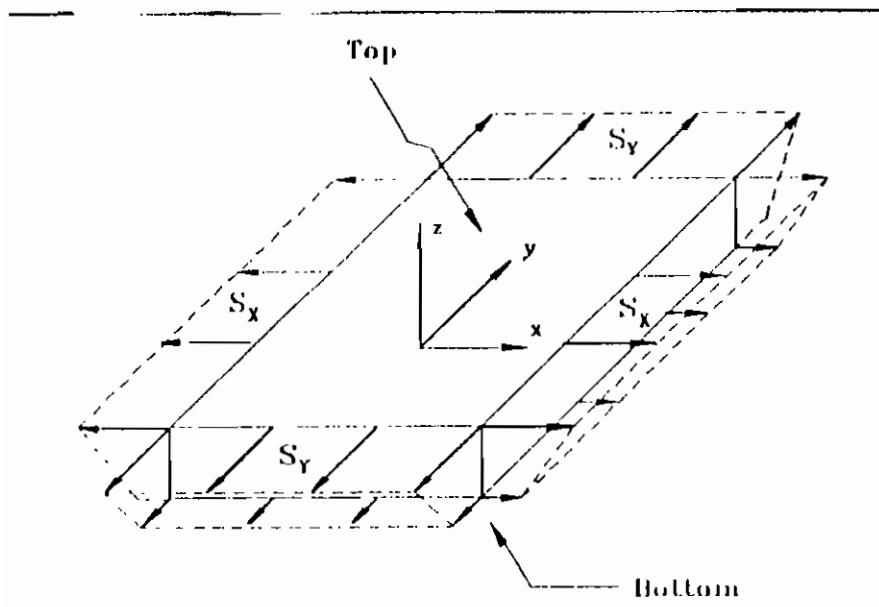


Figure 6.2 - Efforts dans les éléments plaques sollicités normalement dans leur même plan

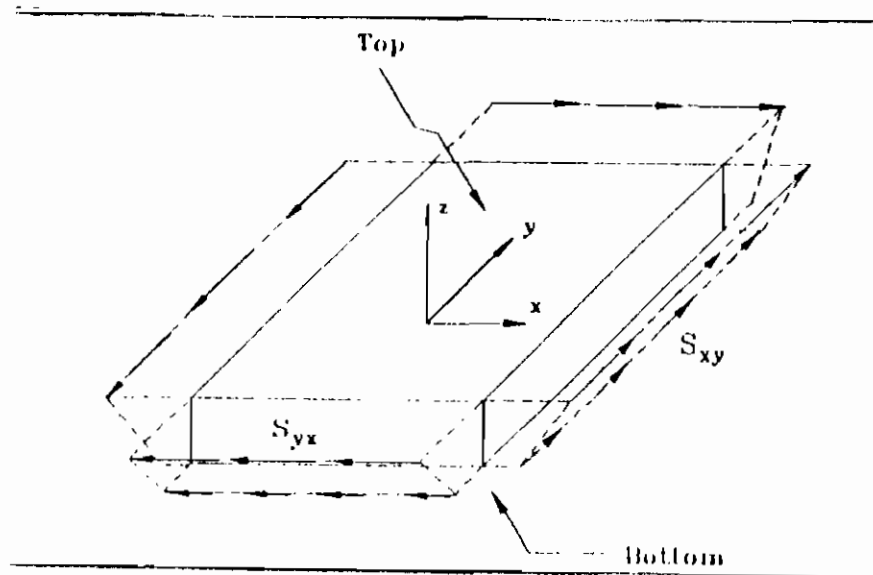


Figure 6.3 - Efforts dans les éléments
plaques sollicités en cisaillement

6.2 Design

6.2.1 Sollicitations critiques par cas de chargement

1^{er} cas de chargement

Facteurs de majoration des efforts :

$$\frac{1.25 D + 1.5 L}{D + L} = \frac{1.25 * 7574 + 1.5 * 1000}{8574} = 1.28$$

Poutres de rive $F = 1.28 * 0.7386 * 10^4 \text{ N} = 9.5 \text{ KN}$

Tirant $F = 1.28 * 8.3 \text{ KN} = 10.62 \text{ KN}$

Poutres intérieures $F = 1.28 * 0.5274 * 10^4 \text{ N} = 6.8 \text{ KN}$

Plaques = critère de Von Mises (Elément 12)

$$S_y = 1.28 * 1.1 \text{ MPa} = 1.40 \text{ MPa}$$

Fléchissement(max) = 3.035 mm

2e cas de chargement

$$\text{Facteur} = \frac{1.25 * 7574 + 1.5 * 250}{7824} = 1.26$$

Poutres de rives $F = 1.26 * 0.6630 * 10^4 \text{ N} = 8.35 \text{ KN}$

Poutres intérieures $F = 1.26 * 0.4516 * 10^4 \text{ N} = 5.7 \text{ KN}$

Tirant $F = 1.26 * 0.7588 * 10^4 \text{ N} = 9.6 \text{ KN}$

Plaques (n°12) $= 1.26 * 1.072 = 1.35 \text{ MPa}$

Fléchissement (max) = 2.86 mm

3e cas de chargement

$$\text{Facteur} = \frac{1.25 * 28438 + 1.5 * 1000}{24438} = 1.26$$

Tirant $F = 6280 \text{ N} * 1.26 = 8.8 \text{ KN}$

Poutre de rive $F = 1.26 * 6.276 \text{ KN} = 7.91 \text{ KN}$

Poutre intérieure : $F = 1.26 * 5.129 \text{ KN} = 6.46 \text{ KN}$

Plaques $S_y = 1.26 * 0.9275 = 1.16 \text{ MPa}$

Fléchissement (max) = 2.545 mm

Paramètres de design retenus :

Poutre de rive $F = 9.5 \text{ KN}$

Poutre intérieure $F = 6.8 \text{ KN}$

Hypar $S_y \text{ (Von Mises)} = 1.40 \text{ MPa}$

Fléchissement (max) = 3.035 mm.

Calcul aux états limites ultimes : nous retenons (réf. 8 art. 19.3)

$$F_y = 400 \text{ MPa}$$

$$f'_c = 25 \text{ MPa}$$

6.2.2 Design de la coque

Vu les paramètres de design déduits de l'analyse structurale, nous utiliserons dans les deux directions de l'hypar de l'armature minimale, pour tenir compte des tractions, du retrait et des variations de température.

Le pourcentage minimale fixé par le Building Code (ACI 138) est de 0.4 % de la section brute (A_g).

Soient A_s = aire des armatures et b = largeur unitaire = 1 m

$$A_g = bt = 1000 \times 50 = 50\,000 \text{ mm}^2$$

$$A_s = 0.4 \times 10^{-2} \times 50\,000 = 200 \text{ mm}^2/\text{m}$$

D'où 7 # 6/m

Ce résultat est conforme aux articles 19.4 (1-12) de la référence 8. Ces articles sont relatives à l'espacement entre les barres (qui doit être inférieur à 3t) et aux spécifications par rapport à la section d'armature dans les voiles minces.

Etant donné que l'épaisseur de la coque ne dépasse pas 80 mm, il est recommandé de placer une nappe unique d'armatures dans chaque sens (réf.1, p.23) (voir fig. 6.4).

Pour l'orientation des armatures, il serait recommandé

idéalement de les placer parallèlement aux directions des contraintes principales. Mais la réalisation de cette recommandation exigerait plus de précision et de temps pour les constructions. Ce qui rendra les travaux de constructions plus dispendieux.

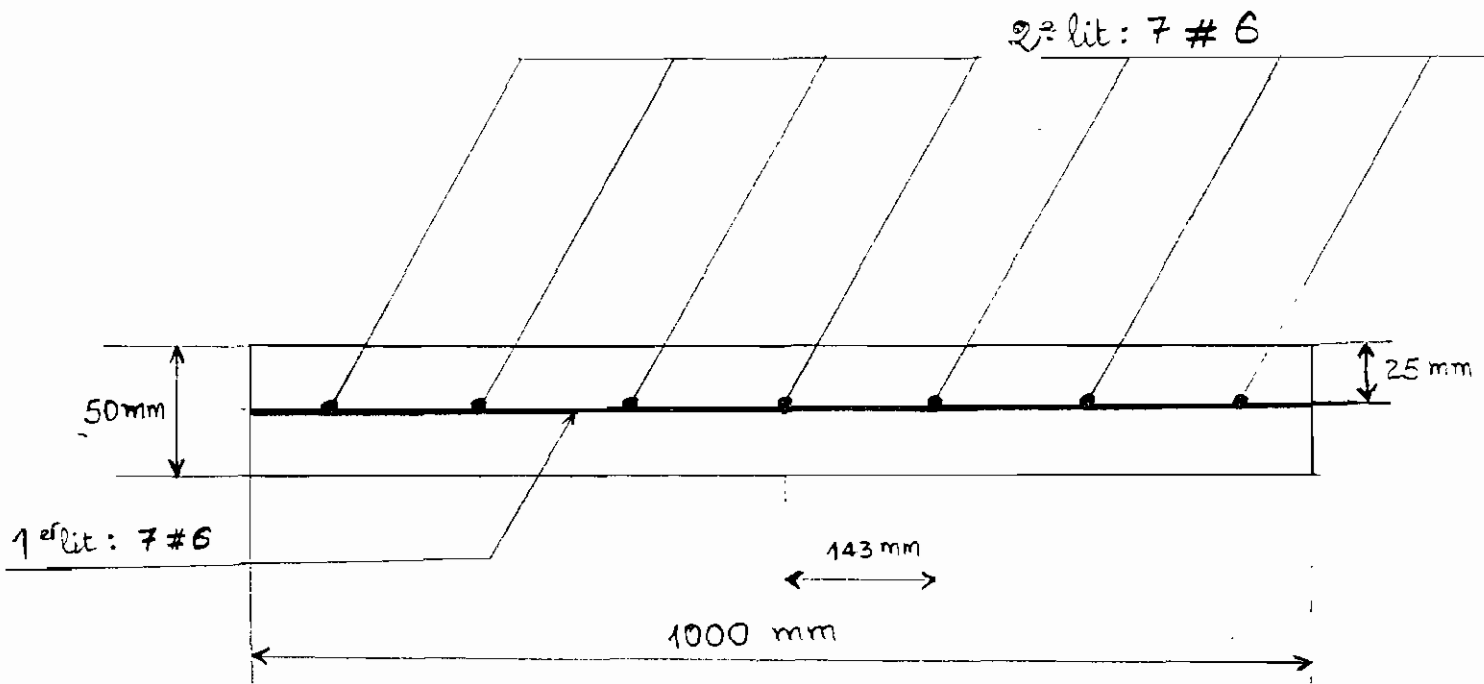


Figure 6.4 - Ferrailage de la section d'hypar

En plus, la norme ACNOR CAN3-A23.3 dans son article 17.6.4

(réf.8), considère que l'armature est dirigée suivant la ligne de contrainte principale si l'angle entre les deux directions ne dépasse pas 15° .

Pour notre cas les directions principales forment un angle de 45° par rapport à chaque arête.

En conséquence, nous disposerons perpendiculairement les armatures suivant les axes x et y.

6.2.3 Design des pièces de rives

Pour assurer une répartition et une transmission efficace des charges conjointement à l'action de l'hydar, nous nous proposons de renforcer les poutres de rive en portant leur section à 150 mm x 150 mm. Ceci rigidifie davantage le voile ; la structure s'en trouve alors soulagée.

En plus de cette dernière raison, sur le terrain nous ne disposons, en général, que des agglos de 150 mm d'épaisseur.

Les poutres seront calculées comme des poteaux car sollicitées axialement, tout en conservant leurs spécifications.

L'armature minimale requise est $0.01 A_g$
(A_g = section totale de la poutre) (réf.8 art. 10.9.1).
Nous ne prenons pas en compte l'excentricité de 10 % (fois l'épaisseur de la pièce) car les efforts et les sections sont petits.

Poutres de rive

$$A_g = 150 \times 150 = 22500 \text{ mm}^2 \quad \text{d'où}$$

$$A_s = 0,01 \times 22500 = 225 \text{ mm}^2$$

Prenons 4 # 10 (fig. 6.5)

Les ligatures sont des barres de 6 mm de diamètre et sont espacés de 150 mm.

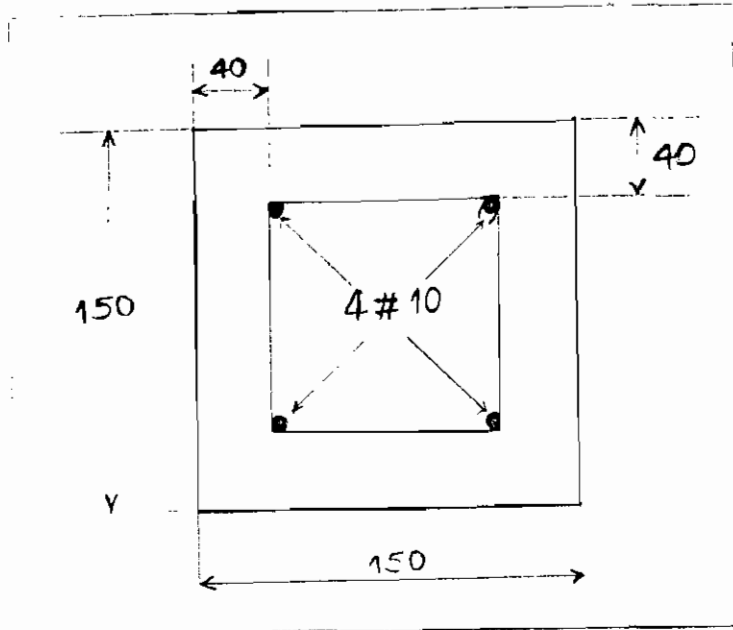


Figure 6.5 - Ferrailage pour poutre de rive

Poutres intérieures

$$A_g = 100 \times 100 = 10\,000 \text{ mm}^2$$

$$\text{d'où } A_s = 0.01 \times 10\,000 = 100 \text{ mm}^2$$

Prenons 4 # 8 (fig. 6.6).

Les ligatures sont des barres de 6 mm de diamètre et sont espacés de 100 mm.

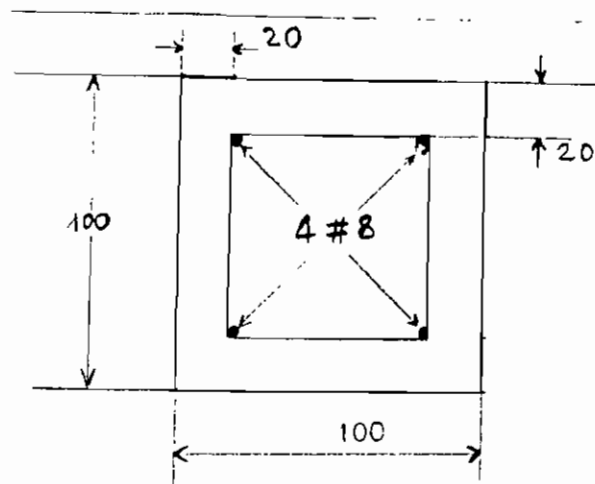


Figure 6.6 - Ferrailage pour poutre intérieure

7.1 Discussion

A l'issue de notre étude, nous pouvons faire ressortir les remarques suivantes :

- D'après l'analyse structurale et du design du modèle d'hypar retenu, il est aisé de constater que les voiles minces ont effectivement de larges capacités structurales ; nous pouvons donc avancer que le voile, dans notre cas d'hypar, a une capacité d'autoportance élevée.
- Du point de vue de la méthode de calcul utilisée, nous pouvons considérer nos résultats satisfaisants avec le degré de raffinement atteint pour les éléments. Cette méthode est d'ailleurs plus précise que celle très "simpliste" de la théorie membranaire.
- Le choix de forme pallie parfaitement aux craintes vis à vis des phénomènes d'instabilité; les flèches étant de l'ordre de quelques millimètres. Toutefois pour confirmer, une analyse détaillée pourrait être faite en consultant des références spécialisées.
- Concernant la forme de voile mince, d'autres alternatives pourraient utilement être envisagées.

Cependant nous ne devrions pas nous montrer trop ambitieux dans le choix de forme car un nombre important de voiles minces

exige une technologie de construction assez moderne.

Or, celle-ci fait défaut dans nos pays.

7.2 Recommandations

A travers les quelques recommandations que nous faisons ci-après, nous visons une implantation effective de la toiture en voile mince et l'étude de son comportement en service afin de pouvoir juger davantage de la cohérence des résultats obtenus dans ce projet.

1 - Le constructeur devra veiller aux problèmes de coffrage et de technologie.

Cependant nous proposerons s'agissant des coffrages, l'utilisation :

- soit un emploi répété de coffrages en contre plaqué.
- de panneaux isolants droits constituant des coffrages perdus.

Les coffrages continus sont d'emblée exclus car ils seront dispendieux. Le prix de revient de l'ouvrage dépendra en grande partie de cette composante.

2 - Une autre alternative ,très intéressante d'ailleurs, sera de construire le voile au moyen d'éléments préfabriqués. La structure pourra alors momentanément être soutenue par un échafaudage démontable bien réglé et bien rigide.

3 - Pour l'armature on pourrait aussi avoir recours aux treillis soudés standards; ceci éviterait la construction du ferrailage sur le chantier. Toutefois ces treillis métalliques ne sont pas pour autant accessibles; il se poserait également un problème de réalisation de gabarit de forme qui risquerait de fausser la répartition prévue pour les armatures.

4 - Il faut veiller à ce qu'il ne se produise aucun collage, même local, entre le béton et le coffrage.

5 - Il faut veiller à la pose judicieuse des armatures à la mi-épaisseur partout dans le voile. Pour cela, il est conseillé d'utiliser des supports posés sur le coffrage en soutenant les barres à leur hauteur exacte.

6 - Bétonner autant que possible symétriquement et en progressant des parties basses vers le haut sans laisser aucune poche, ni aucune surépaisseur.

7 - Les reprises de bétonnage doivent être particulièrement soignées, étant donné la faible épaisseur du voile, afin d'éviter des défauts de résistance, d'étanchéité ou d'aspect.

8 - La préfabrication avec des plaques de fibro-ciment légères, boulonnées au chantier serait également une intéressante

application dans une construction en voile mince qui pourra, très
avantageusement, faire l'objet d'une expérimentation sur place.

CONCLUSION

Au terme de ce travail de fin d'études, nous pouvons affirmer que nous avons contribué, dans une certaine mesure, à mieux vulgariser des structures spéciales de génie que sont les voiles minces.

Du même coup, nous nous sommes familiarisés un peu aux méthodes et outils de calcul par éléments finis, qui constitueront, sans aucun doute, dans un proche avenir, la méthode de calcul par excellence dans la plupart des grands travaux d'ingénierie.

Les résultats de ce travail n'ont, toutefois, pas la prétention d'être exempts de lacunes. Au contraire, nous attendons la phase de mise en implantation pour pouvoir faire ressortir celles-ci et mieux apprécier nos résultats de design à travers des essais en service. Ceci pourra véritablement permettre d'établir des "normes locales" relatives aux structures en voiles minces.

BIBLIOGRAPHIE

- 1 - A. PADUART, "Les Voiles Minces en Béton Armé", Presses Universitaires de Bruxelles, 1969.
- 2 - A. C. UGURAL, "Stress in Plates and Shells", McGraw-Hill, 1981.
- 3 - E. GHARGHOURY, "Analyse des Coques Elastiques", Ecole Polytechnique de Montréal, Mai 1978.
- 4 - R. H. GALLAGHER, "Introduction aux Eléments Finis", Editions Pluralis, 1976.
- 5 - T. Y. YANG, "Finite Element Structural Analysis", Prentice-Hall, 1986.
- 6 - A. BAZERGUI, T. BUI-QUOC, A. BIRON, G. McTATYRE, C. LABERGE, "Résistance des matériaux", Ecole Polytechnique de Montréal, 1985, 1987.
- 7 - O. C. ZIENKIEWICZ, "La Méthode des Eléments Finis Appliquée à l'Art de l'Ingénieur", Ediscience, 1973.
- 8 - C.S.A., "Calcul des ouvrages en béton dans les bâtiments" ACNOR, 1984.
- 9 - A. GUERRIN, "Traité de Béton Armé. Tome V ; Toitures - Voûtes - Coupôles", Dunod, 1977.
- 10 - A. K. NDIAYE, "Conception d'une Toiture Autoportante en

- Béton Armé Destinée à la Couverture d'un Hall Omnisport",
Ecole Polytechnique de Thiès, 1986.
- 11 - Y.H.F. KONATE, "Calcul de Coques par Eléments Finis", Ecole
Polytechnique de Thiès, 1986.
- 12 - Celestial Software, "IMAGES 3-D, User's Manual",
Celestial Software.
- 13 - I. P. RADULESCU, "Notes de Cours de Structures", Ecole
Polytechnique de Thiès, 1990, 1991.
- 14 - W.C. SCHNOBRICH, "Thin Shell Structures", Publications
Ciment Portland Association.
- 15 - P.C.A., "Elementary Analysis of Hyperbolic Paraboloid Shell",
Publications Ciment Portland Association, 1960.
- 16 - D. P. BILLINGTON, "Thin Shell Concrete Structures",
McGraw-Hill, 1982.
- 17 - A. COIN, "Cours de voiles Minces", Editions Eyrolles, 1971.
- 18 - K. J. BATHE and WILSON, "Numerical Methods in Finite Element
Analysis", Prentice Hall, 1976.

ANNEXE 1

===== I M A G E S - 3 D =====

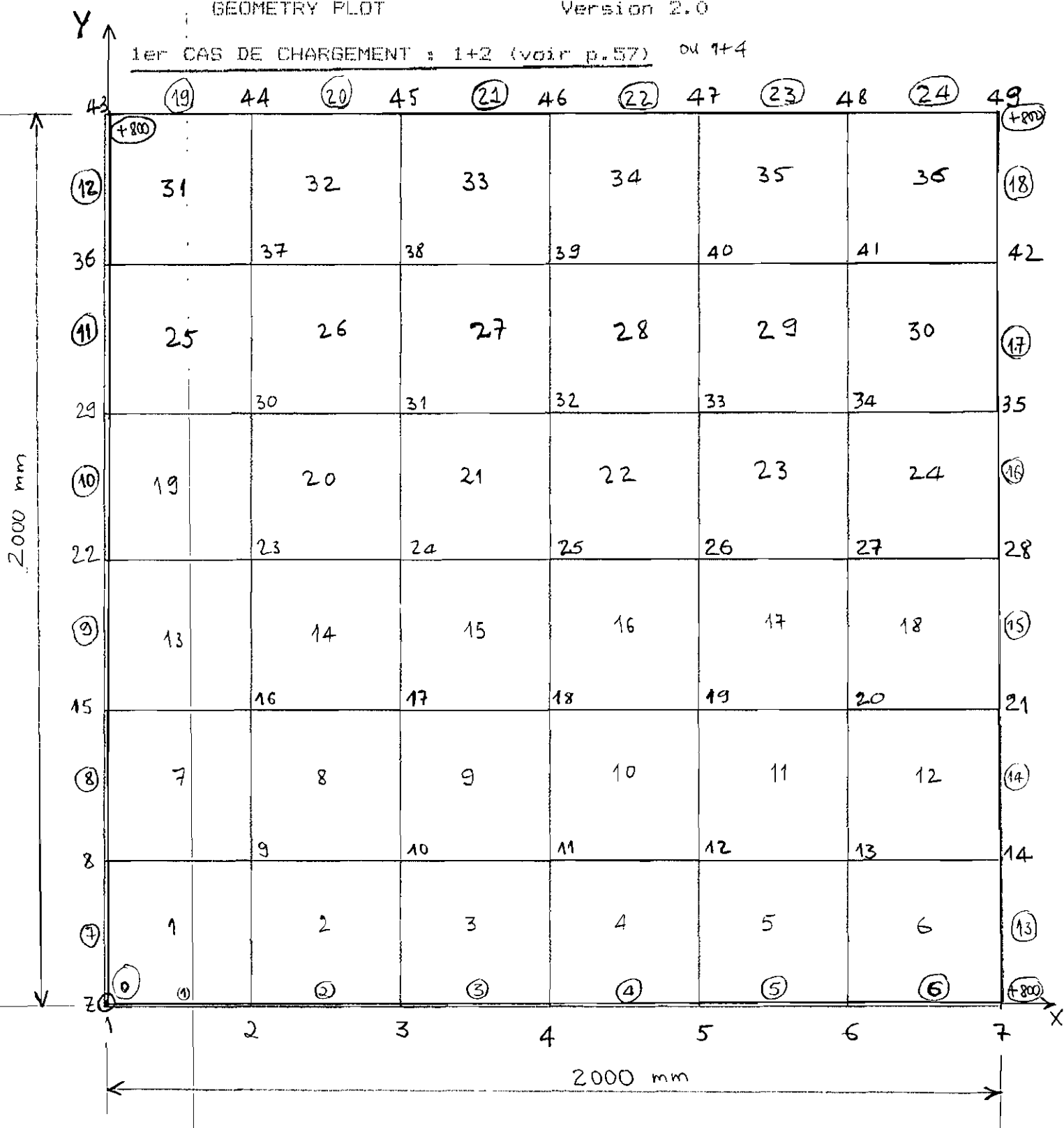
= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

GEOMETRY PLOT

Version 2.0

1er CAS DE CHARGEMENT : 1+2 (voir p.57) ou 1+4



===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE DISPLACEMENTS Version 2.0 07/01/90

1er CAS DE CHARGEMENT : 1+2 (voir p.57)

L O A D C A S E 1

DISPLACEMENTS

Node	T r a n s l a t i o n s			/	R o t a t i o n s		
	X	Y	Z		X	Y	Z
1	-.8288E+00	-.7775E+00	.0000E+00	/	-.1447E-02	.1502E-02	.0000E+00
2	-.6319E+00	-.5877E+00	-.5099E+00	/	-.1293E-02	.1522E-02	.4005E-04
3	-.4441E+00	-.4110E+00	-.9981E+00	/	-.1107E-02	.1385E-02	.4714E-04
4	-.2785E+00	-.2637E+00	-.1431E+01	/	-.9202E-03	.1192E-02	.2777E-04
5	-.1406E+00	-.1462E+00	-.1791E+01	/	-.7703E-03	.9482E-03	.6473E-05
6	-.4017E-01	-.5212E-01	-.2050E+01	/	-.6811E-03	.5836E-03	-.1343E-04
7	.0000E+00	.2974E-01	-.2151E+01	/	-.6534E-03	.0000E+00	-.1456E-04
8	-.6306E+00	-.5893E+00	-.4875E+00	/	-.1441E-02	.1358E-02	-.4497E-04
9	-.4804E+00	-.4452E+00	-.9361E+00	/	-.1266E-02	.1339E-02	.0000E+00
10	-.3481E+00	-.3142E+00	-.1358E+01	/	-.9909E-03	.1244E-02	.0000E+00
11	-.2159E+00	-.2039E+00	-.1729E+01	/	-.8071E-03	.1069E-02	.0000E+00
12	-.1107E+00	-.1128E+00	-.2041E+01	/	-.6754E-03	.8684E-03	.0000E+00
13	-.3209E-01	-.3754E-01	-.2274E+01	/	-.6134E-03	.5681E-03	.0000E+00
14	.0000E+00	.2816E-01	-.2368E+01	/	-.6432E-03	.0000E+00	.3743E-05
15	-.4450E+00	-.4110E+00	-.9513E+00	/	-.1315E-02	.1171E-02	-.4929E-04
16	-.3424E+00	-.3129E+00	-.1334E+01	/	-.1089E-02	.1152E-02	.0000E+00
17	-.2449E+00	-.2232E+00	-.1693E+01	/	-.9629E-03	.1039E-02	.0000E+00
18	-.1563E+00	-.1453E+00	-.2016E+01	/	-.8391E-03	.9263E-03	.0000E+00
19	-.8141E-01	-.7984E-01	-.2287E+01	/	-.7253E-03	.7414E-03	.0000E+00
20	-.2472E-01	-.2436E-01	-.2491E+01	/	-.6225E-03	.5091E-03	.0000E+00
21	.0000E+00	.2410E-01	-.2575E+01	/	-.6008E-03	.0000E+00	-.8274E-06
22	-.2891E+00	-.2544E+00	-.1361E+01	/	-.1121E-02	.9825E-03	-.2830E-04
23	-.2251E+00	-.1967E+00	-.1680E+01	/	-.9432E-03	.9264E-03	.0000E+00
24	-.1620E+00	-.1415E+00	-.1990E+01	/	-.8025E-03	.9541E-03	.0000E+00
25	-.1012E+00	-.8985E-01	-.2285E+01	/	-.7381E-03	.8223E-03	.0000E+00
26	-.5110E-01	-.4776E-01	-.2524E+01	/	-.6566E-03	.6255E-03	.0000E+00
27	-.1521E-01	-.1274E-01	-.2694E+01	/	-.5618E-03	.4105E-03	.0000E+00
28	.0000E+00	.1807E-01	-.2761E+01	/	-.5108E-03	.0000E+00	-.1417E-06
29	-.1634E+00	-.1262E+00	-.1696E+01	/	-.8658E-03	.8327E-03	-.6401E-05
30	-.1273E+00	-.1001E+00	-.1967E+01	/	-.7621E-03	.7636E-03	.0000E+00
31	-.9138E-01	-.7372E-01	-.2235E+01	/	-.6396E-03	.8198E-03	.0000E+00
32	-.5577E-01	-.4519E-01	-.2497E+01	/	-.5330E-03	.7525E-03	.0000E+00
33	-.2592E-01	-.2156E-01	-.2716E+01	/	-.4860E-03	.5633E-03	.0000E+00
34	-.6572E-02	-.3923E-02	-.2859E+01	/	-.4194E-03	.2974E-03	.0000E+00
35	.0000E+00	.1126E-01	-.2909E+01	/	-.3696E-03	.0000E+00	-.2648E-06
36	-.6090E-01	-.3576E-01	-.1930E+01	/	-.5094E-03	.7502E-03	.1514E-04
37	-.4483E-01	-.2896E-01	-.2177E+01	/	-.4984E-03	.6898E-03	.0000E+00
38	-.3006E-01	-.2259E-01	-.2418E+01	/	-.4508E-03	.7040E-03	.0000E+00
39	-.1673E-01	-.1355E-01	-.2647E+01	/	-.3553E-03	.6459E-03	.0000E+00
40	-.6150E-02	-.5230E-02	-.2838E+01	/	-.2447E-03	.4967E-03	.0000E+00

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE DISPLACEMENTS Version 2.0 07/01/90

1er CAS DE CHARGEMENT : 1+2 (voir p.57)

L O A D C A S E 1

Node	T r a n s l a t i o n s			/	R o t a t i o n s		
	X	Y	Z		X	Y	Z
41	-.2736E-03	.4258E-03	-.2962E+01	/	-.1935E-03	.2445E-03	.0000E+00
42	.0000E+00	.4972E-02	-.3003E+01	/	-.1921E-03	.0000E+00	-.9348E-07
43	.3073E-01	.0000E+00	-.2018E+01	/	.0000E+00	.7309E-03	.1202E-04
44	.2921E-01	.0000E+00	-.2261E+01	/	.0000E+00	.7211E-03	-.3003E-05
45	.2513E-01	.0000E+00	-.2495E+01	/	.0000E+00	.6781E-03	.6404E-06
46	.1899E-01	.0000E+00	-.2707E+01	/	.0000E+00	.5898E-03	.3259E-06
47	.1196E-01	.0000E+00	-.2879E+01	/	.0000E+00	.4432E-03	.5281E-06
48	.5353E-02	.0000E+00	-.2994E+01	/	.0000E+00	.2411E-03	.3732E-06
49	.0000E+00	.0000E+00	-.3035E+01	/	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
50	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	/	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
51	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	/	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00

Total Strain Energy = .8739E+04

===== I M A G E 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE BEAM LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

1er CAS DE CHARGEMENT : 1+2 (voir p.57)

Load Case 1:

LLoads	Node	Axial	Y-Shear	Z-Shear	Torsion	Y-Bending	Z-Bending
Stress	Node	Axial	Y-Shear	Z-Shear	Torsion	Y-Bending	Z-Bending
Stress	Node	Maximum	Minimum	Cmb. Shear			
LLoads	14	-.1184E+04	-.2510E+01	-.9699E+02	.0000E+00	-.4725E+04	.1124E+05
			BEAM NO. 14				
LLoads	14	.3048E+04	.5961E+02	-.2614E+02	.0000E+00	.7212E+04	-.2100E+05
LLoads	21	-.3048E+04	.2039E+02	.2614E+02	.0000E+00	.1500E+04	.2754E+05
			BEAM NO. 15				
LLoads	21	.4522E+04	.7612E+02	.8688E+01	.0000E+00	-.1877E+04	-.4798E+05
LLoads	28	-.4522E+04	.3880E+01	-.8688E+01	.0000E+00	-.1019E+04	.6002E+05
			BEAM NO. 16				
LLoads	28	.5107E+04	.6407E+02	.3644E+01	-.2281E-04	-.5303E+03	-.8202E+05
LLoads	35	-.5107E+04	.1593E+02	-.3644E+01	.2281E-04	-.6842E+03	.9004E+05
			BEAM NO. 17				
LLoads	35	.4713E+04	.5922E+02	.3212E+01	.0000E+00	-.6424E+03	-.1055E+06
LLoads	42	-.4713E+04	.2078E+02	-.3212E+01	.0000E+00	-.4282E+03	.1119E+06
			BEAM NO. 18				
LLoads	42	.3729E+04	.4804E+02	.8381E+00	.0000E+00	-.1981E+03	-.1165E+06
LLoads	49	-.3729E+04	.3196E+02	-.8381E+00	.0000E+00	-.8125E+02	.1192E+06
			BEAM NO. 19				
LLoads	43	.1138E+04	.8087E+02	.8448E+02	.0000E+00	-.3501E+04	.2287E+05
LLoads	44	-.1138E+04	-.8087E+02	-.4484E+01	.0000E+00	-.1133E+05	.4087E+04
			BEAM NO. 20				
LLoads	44	.3061E+04	-.2118E+02	.5890E+02	.0000E+00	.2149E+05	-.5807E+04
LLoads	45	-.3061E+04	.2118E+02	.2110E+02	.0000E+00	-.2779E+05	-.1253E+04
			BEAM NO. 21				
LLoads	45	.4606E+04	.8663E+01	.7592E+02	-.5826E-04	.4696E+05	.1640E+04
LLoads	46	-.4606E+04	-.8663E+01	.4077E+01	.5826E-04	-.5893E+05	.1247E+04
			BEAM NO. 22				
LLoads	46	.5274E+04	.7656E+01	.7378E+02	.0000E+00	.8376E+05	.1150E+04
LLoads	47	-.5274E+04	-.7656E+01	.6220E+01	.0000E+00	-.9502E+05	.1402E+04
			BEAM NO. 23				
LLoads	47	.4955E+04	.8080E+01	.7478E+02	.2870E-04	.1183E+06	.1443E+04
LLoads	48	-.4955E+04	-.8080E+01	.5220E+01	-.2870E-04	-.1299E+06	.1250E+04
			BEAM NO. 24				
LLoads	48	.4015E+04	.3345E+01	.6393E+02	-.6914E-04	.1445E+06	.7908E+03
LLoads	49	-.4015E+04	-.3345E+01	.1607E+02	.6914E-04	-.1524E+06	.3244E+03
			TRUSS NO. 25				
LLoads	1	-.8288E+04	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
LLoads	50	.8288E+04	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
			TRUSS NO. 26				
LLoads	1	-.7775E+04	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
LLoads	51	.7775E+04	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE BEAM LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

1er CAS DE CHARGEMENT : 1+2 (voir p.57)

Load Case 1:

MAXIMUM STRESS SUMMARY FOR BEAMS/TRUSSES
 WITHIN SPECIFIED RANGE 1- 26

Maximum (absolute) Stress = .8288E+02 at TRUSS 25

Beam	Axial	Y-Shear	Z-Shear	Torsion	Y-Bending	Z-Bending
25	.8288E+02	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
	Maximum	Minimum	Cmb. Shear			
	.8288E+02	.8288E+02	.4144E+02			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

1er CAS DE CHARGEMENT : 1+2 (voir p.57)

Load Case 1:

PLATE LOADS AND/OR STRESSES

Stress	Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress		Shear XZ	Shear YZ				
PLATE 1							
Stress	TOP	-.2035E+00	-.1574E+00	-.2748E+00	.9532E-01	-.4562E+00	-47.4
					Von Mises = .5106E+00		
Stress	MID	-.2003E+00	-.1903E+00	-.2224E-01	-.1725E+00	-.2181E+00	-51.3
					Von Mises = .1992E+00		
Stress	BOT	-.1971E+00	-.2232E+00	.2303E+00	.2055E-01	-.4408E+00	43.4
					Von Mises = .4515E+00		
PLATE 2							
Stress	TOP	-.4750E+00	-.9873E-02	-.2312E+00	.8546E-01	-.5703E+00	-67.6
					Von Mises = .6175E+00		
Stress	MID	-.1969E+00	.5463E-01	.4861E-01	.6370E-01	-.2059E+00	79.4
					Von Mises = .2441E+00		
Stress	BOT	-.2811E-01	.5610E-02				
Stress	BOT	.8130E-01	.1191E+00	.3284E+00	.4291E+00	-.2287E+00	46.6
					Von Mises = .5785E+00		
PLATE 3							
Stress	TOP	-.5318E+00	-.5638E-01	-.3093E+00	.9603E-01	-.6843E+00	-63.9
					Von Mises = .7370E+00		
Stress	MID	-.1731E+00	.7115E-01	-.5122E-01	.8146E-01	-.1834E+00	-78.6
					Von Mises = .2350E+00		
Stress	BOT	-.1451E-01	.5066E-03				
Stress	BOT	.1857E+00	.1987E+00	.2069E+00	.3992E+00	-.1483E-01	45.9
					Von Mises = .4068E+00		
PLATE 4							
Stress	TOP	-.5522E+00	-.1073E+00	-.3624E+00	.9545E-01	-.7550E+00	-60.8
					Von Mises = .8069E+00		
Stress	MID	-.1247E+00	.5170E-01	-.1699E+00	.1549E+00	-.2279E+00	-58.7
					Von Mises = .3335E+00		
Stress	BOT	-.2041E-01	.1744E-01				
Stress	BOT	.3028E+00	.2107E+00	.2262E-01	.3080E+00	.2055E+00	13.1
					Von Mises = .2717E+00		
PLATE 5							

===== I M A G E S 3 D =====

= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

1er CAS DE CHARGEMENT : 1+2 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.6730E+00	-.1653E+00	-.3299E+00	-.2943E-02	-.8354E+00	-63.8
			Von Mises =	.8339E+00		
Stress MID	-.5215E-01	.1804E-01	-.2353E+00	.2208E+00	-.2550E+00	-49.2
			Von Mises =	.4124E+00		
Stress BOT	-.4314E-01	.1977E-01				
Stress BOT	.5687E+00	.2014E+00	-.1407E+00	.6164E+00	.1537E+00	-18.7
			Von Mises =	.5558E+00		
			PLATE 6			
Stress TOP	-.1027E+01	-.2911E+00	-.2048E+00	-.2379E+00	-.1080E+01	-75.4
			Von Mises =	.9828E+00		
Stress MID	.2317E-01	-.5767E-01	-.1881E+00	.1752E+00	-.2097E+00	-38.9
			Von Mises =	.3337E+00		
Stress BOT	-.6508E-01	.6533E-02				
Stress BOT	.1073E+01	.1758E+00	-.1714E+00	.1105E+01	.1442E+00	-10.5
			Von Mises =	.1040E+01		
			PLATE 7			
Stress TOP	-.4059E-01	-.4045E+00	-.2633E+00	.9752E-01	-.5426E+00	-27.7
			Von Mises =	.5974E+00		
Stress MID	.6258E-01	-.1950E+00	.3103E-01	.6626E-01	-.1987E+00	6.8
			Von Mises =	.2388E+00		
Stress BOT	-.1124E-03	-.3795E-01				
Stress BOT	.1657E+00	.1442E-01	.3254E+00	.4241E+00	-.2440E+00	38.5
			Von Mises =	.5856E+00		
			PLATE 8			
Stress TOP	-.1385E+00	-.9070E-01	-.2946E+00	.1809E+00	-.4102E+00	-47.3
			Von Mises =	.5246E+00		
Stress MID	.1127E+00	.1181E+00	-.1424E-01	.1299E+00	.1009E+00	-50.3
			Von Mises =	.1181E+00		
Stress BOT	.3865E-02	.5789E-02				
Stress BOT	.3640E+00	.3269E+00	.2661E+00	.6122E+00	.7868E-01	43.0
			Von Mises =	.5769E+00		
			PLATE 9			
Stress TOP	-.1257E+00	.8667E-01	-.3063E+00	.3047E+00	-.3437E+00	-54.6
			Von Mises =	.5619E+00		
Stress MID	.1741E+00	.1764E+00	-.9518E-01	.2704E+00	.8007E-01	-45.4
			Von Mises =	.2406E+00		
Stress BOT	.5095E-02	.4145E-02				
Stress BOT	.4738E+00	.2662E+00	.1159E+00	.5257E+00	.2144E+00	24.1
			Von Mises =	.4578E+00		
			PLATE 10			

===== I M A G E S 3 D =====

= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

1er CAS DE CHARGEMENT : 1+2 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress	Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress		Shear XZ	Shear YZ				
Stress	TOP	-.1626E+00	.1405E+00	-.3676E+00	.3865E+00	-.4087E+00	-56.2
				Von Mises =	.6888E+00		
Stress	MID	.1822E+00	.1326E+00	-.1809E+00	.3401E+00	-.2520E-01	-41.1
		.1795E-02	.7377E-03		Von Mises =	.3533E+00	
Stress	BOT	.5271E+00	.1248E+00	.5704E-02	.5271E+00	.1247E+00	.8
				Von Mises =	.4772E+00		
				PLATE 11			
Stress	TOP	-.3448E+00	-.8221E-02	-.3548E+00	.2162E+00	-.5692E+00	-57.7
				Von Mises =	.7027E+00		
Stress	MID	.1398E+00	.2751E-01	-.2274E+00	.3179E+00	-.1505E+00	-38.1
		-.7053E-03	-.1793E-03		Von Mises =	.4142E+00	
Stress	BOT	.6244E+00	.6323E-01	-.9989E-01	.6417E+00	.4598E-01	-9.8
				Von Mises =	.6200E+00		
				PLATE 12			
Stress	TOP	-.9118E+00	-.3812E+00	-.2136E+00	-.3059E+00	-.9871E+00	-70.6
				Von Mises =	.8752E+00		
Stress	MID	.8231E-01	-.1724E+00	-.1772E+00	.1732E+00	-.2633E+00	-27.2
		-.1887E-01	-.5866E-02		Von Mises =	.3807E+00	
Stress	BOT	.1076E+01	.3643E-01	-.1409E+00	.1095E+01	.1768E-01	-7.6
				Von Mises =	.1086E+01		
				PLATE 13			
Stress	TOP	-.1040E+00	-.4729E+00	-.3519E+00	.1088E+00	-.6858E+00	-31.2
				Von Mises =	.7461E+00		
Stress	MID	.5740E-01	-.1517E+00	-.7183E-01	.7970E-01	-.1740E+00	-17.2
		-.7112E-03	-.2219E-01		Von Mises =	.2247E+00	
Stress	BOT	.2188E+00	.1695E+00	.2082E+00	.4038E+00	-.1547E-01	41.6
				Von Mises =	.4118E+00		
				PLATE 14			
Stress	TOP	.6489E-01	-.8798E-01	-.3267E+00	.3240E+00	-.3471E+00	-38.4
				Von Mises =	.5812E+00		
Stress	MID	.1665E+00	.1910E+00	-.9519E-01	.2747E+00	.8278E-01	-48.7
		.1325E-02	.6741E-02		Von Mises =	.2441E+00	
Stress	BOT	.2681E+00	.4700E+00	.1363E+00	.5387E+00	.1994E+00	63.3
				Von Mises =	.4717E+00		
				PLATE 15			

===== I M A G E S 3 D =====

= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

1er CAS DE CHARGEMENT : 1+2 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress	Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress		Shear XZ	Shear YZ				
Stress	TOP	-.6939E-01	-.5859E-01	-.2675E+00	.2036E+00	-.3315E+00	-45.6
				Von Mises =	.4678E+00		
Stress	MID	.2220E+00	.2315E+00	-.1363E+00	.3632E+00	.9033E-01	-46.0
				Von Mises =	.3275E+00		
Stress	BOT	-.1528E-01	-.1425E-01	-.5173E-02	.5241E+00	.5109E+00	-64.2
		.5134E+00	.5216E+00		Von Mises =	.5176E+00	
				PLATE 16			
Stress	TOP	-.1714E+00	-.8463E-01	-.2950E+00	.1702E+00	-.4262E+00	-49.2
				Von Mises =	.5321E+00		
Stress	MID	.2338E+00	.1669E+00	-.1552E+00	.3591E+00	.4157E-01	-38.9
				Von Mises =	.3403E+00		
Stress	BOT	.9466E-02	-.2076E-01	-.1542E-01	.6401E+00	.4173E+00	-4.0
		.6391E+00	.4184E+00		Von Mises =	.5628E+00	
				PLATE 17			
Stress	TOP	-.2647E+00	-.1861E+00	-.3053E+00	.8245E-01	-.5332E+00	-48.7
				Von Mises =	.5789E+00		
Stress	MID	.1801E+00	.1749E-01	-.1511E+00	.2704E+00	-.7278E-01	-30.9
				Von Mises =	.3132E+00		
Stress	BOT	-.1254E-01	-.3222E-02	.3122E-02	.6250E+00	.2211E+00	.4
		.6249E+00	.2211E+00		Von Mises =	.5489E+00	
				PLATE 18			
Stress	TOP	-.7864E+00	-.5626E+00	-.1849E+00	-.4584E+00	-.8907E+00	-60.6
				Von Mises =	.7715E+00		
Stress	MID	.9908E-01	-.2631E+00	-.1096E+00	.1296E+00	-.2937E+00	-15.6
				Von Mises =	.3757E+00		
Stress	BOT	-.2687E-01	-.6680E-02	-.3418E-01	.9858E+00	.3516E-01	-2.1
		.9846E+00	.3639E-01		Von Mises =	.9687E+00	
				PLATE 19			
Stress	TOP	-.1534E+00	-.5122E+00	-.3925E+00	.9878E-01	-.7643E+00	-32.7
				Von Mises =	.8182E+00		
Stress	MID	.3251E-01	-.9245E-01	-.1844E+00	.1647E+00	-.2246E+00	-35.6
				Von Mises =	.3385E+00		
Stress	BOT	.1864E-01	-.3000E-01	.2376E-01	.3322E+00	.2134E+00	78.2
		.2184E+00	.3273E+00		Von Mises =	.2916E+00	
				PLATE 20			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

1er CAS DE CHARGEMENT : 1+2 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	.1377E+00	-.1216E+00	-.3891E+00	.4181E+00	-.4020E+00	-35.8
			Von Mises =	.7103E+00		
Stress MID	.1180E+00	.2010E+00	-.1821E+00	.3463E+00	-.2729E-01	-51.4
			Von Mises =	.3607E+00		
Stress BOT	.1516E-02	.5035E-02	.2484E-01	.5250E+00	.9689E-01	86.7
	.9833E-01	.5235E+00		Von Mises =	.4839E+00	
			PLATE 21			
Stress TOP	-.8111E-01	-.1425E+00	-.3008E+00	.1905E+00	-.4142E+00	-42.1
			Von Mises =	.5355E+00		
Stress MID	.1609E+00	.2396E+00	-.1545E+00	.3597E+00	.4083E-01	-52.1
			Von Mises =	.3411E+00		
Stress BOT	-.2155E-01	.1097E-01	-.8199E-02	.6220E+00	.4026E+00	-87.9
	.4029E+00	.6217E+00		Von Mises =	.5464E+00	
			PLATE 22			
Stress TOP	-.2921E+00	-.2795E+00	-.2116E+00	-.7405E-01	-.4975E+00	-45.9
			Von Mises =	.4649E+00		
Stress MID	.1507E+00	.1485E+00	-.1191E+00	.2687E+00	.3055E-01	-44.7
			Von Mises =	.2548E+00		
Stress BOT	.4483E-02	.5967E-02	-.2651E-01	.6128E+00	.5571E+00	-36.1
	.5935E+00	.5765E+00		Von Mises =	.5870E+00	
			PLATE 23			
Stress TOP	-.4223E+00	-.4152E+00	-.1964E+00	-.2223E+00	-.6151E+00	-45.5
			Von Mises =	.5395E+00		
Stress MID	.9625E-01	-.2253E-01	-.7279E-01	.1308E+00	-.5708E-01	-25.4
			Von Mises =	.1668E+00		
Stress BOT	-.8375E-02	-.4764E-02	.5077E-01	.6249E+00	.3600E+00	11.3
	.6148E+00	.3701E+00		Von Mises =	.5433E+00	
			PLATE 24			
Stress TOP	-.7041E+00	-.7148E+00	-.1105E+00	-.5989E+00	-.8201E+00	-43.6
			Von Mises =	.7349E+00		
Stress MID	.1670E-01	-.3204E+00	-.2317E-01	.1828E-01	-.3219E+00	-3.9
			Von Mises =	.3315E+00		
Stress BOT	-.3039E-02	-.6773E-02	.6414E-01	.7436E+00	.6796E-01	5.5
	.7375E+00	.7410E-01		Von Mises =	.7121E+00	
			PLATE 25			

===== I M A G E S 3 D =====

= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

1er CAS DE CHARGEMENT : 1+2 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.1895E+00	-.6132E+00	-.3381E+00	-.2391E-02	-.8003E+00	-29.0
			Von Mises =	.7991E+00		
Stress MID	-.2018E-02	-.2328E-01	-.2440E+00	.2316E+00	-.2569E+00	-43.8
	.2127E-01	-.4873E-01		Von Mises =	.4232E+00	
Stress BOT	.1855E+00	.5666E+00	-.1499E+00	.6185E+00	.1336E+00	-70.9
			Von Mises =	.5637E+00		
			PLATE 26			
Stress TOP	.1269E-02	-.2766E+00	-.3622E+00	.2503E+00	-.5256E+00	-34.5
			Von Mises =	.6859E+00		
Stress MID	.1218E-01	.1522E+00	-.2307E+00	.3232E+00	-.1589E+00	-53.4
	-.2518E-03	.3289E-02		Von Mises =	.4255E+00	
Stress BOT	.2308E-01	.5810E+00	-.9909E-01	.5981E+00	.6007E-02	-80.2
			Von Mises =	.5951E+00		
			PLATE 27			
Stress TOP	-.1751E+00	-.2036E+00	-.3125E+00	.1235E+00	-.5022E+00	-43.7
			Von Mises =	.5740E+00		
Stress MID	.1078E-01	.1800E+00	-.1534E+00	.2706E+00	-.7979E-01	-59.4
	-.3644E-02	-.1164E-01		Von Mises =	.3181E+00	
Stress BOT	.1966E+00	.5636E+00	.5720E-02	.5637E+00	.1966E+00	89.1
			Von Mises =	.4956E+00		
			PLATE 28			
Stress TOP	-.4164E+00	-.3775E+00	-.2034E+00	-.1926E+00	-.6013E+00	-47.7
			Von Mises =	.5318E+00		
Stress MID	-.1990E-01	.8702E-01	-.7570E-01	.1262E+00	-.5911E-01	-62.6
	-.5904E-02	-.6156E-02		Von Mises =	.1640E+00	
Stress BOT	.3766E+00	.5515E+00	.5202E-01	.5658E+00	.3623E+00	74.6
			Von Mises =	.4964E+00		
			PLATE 29			
Stress TOP	-.6624E+00	-.6305E+00	-.8635E-01	-.5587E+00	-.7343E+00	-50.2
			Von Mises =	.6641E+00		
Stress MID	-.7859E-01	-.8944E-01	.3446E-02	-.7759E-01	-.9045E-01	16.2
	-.2029E-02	-.1281E-02		Von Mises =	.8475E-01	
Stress BOT	.5052E+00	.4516E+00	.9324E-01	.5754E+00	.3814E+00	37.0
			Von Mises =	.5071E+00		
			PLATE 30			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

1er CAS DE CHARGEMENT : 1+2 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.7368E+00	-.8332E+00	.1205E-01	-.7353E+00	-.8347E+00	7.0
			Von Mises =	.7897E+00		
Stress MID	-.1458E+00	-.3485E+00	.5326E-01	-.1326E+00	-.3616E+00	13.9
	.9693E-02	-.4673E-02		Von Mises =	.3169E+00	
Stress BOT	.4452E+00	.1362E+00	.9447E-01	.4718E+00	.1096E+00	15.7
			Von Mises =	.4276E+00		
			PLATE 31			
Stress TOP	-.2722E+00	-.8889E+00	-.2074E+00	-.2089E+00	-.9522E+00	-17.0
			Von Mises =	.8668E+00		
Stress MID	-.6152E-01	.4183E-01	-.1943E+00	.1912E+00	-.2109E+00	-52.4
	.3390E-02	-.6853E-01		Von Mises =	.3484E+00	
Stress BOT	.1492E+00	.9726E+00	-.1812E+00	.1011E+01	.1111E+00	-78.1
			Von Mises =	.9600E+00		
			PLATE 32			
Stress TOP	-.3645E+00	-.8132E+00	-.2171E+00	-.2767E+00	-.9011E+00	-22.0
			Von Mises =	.7995E+00		
Stress MID	-.1793E+00	.8340E-01	-.1808E+00	.1755E+00	-.2714E+00	-63.0
	-.4925E-02	-.1598E-01		Von Mises =	.3900E+00	
Stress BOT	.6012E-02	.9800E+00	-.1446E+00	.1001E+01	-.1499E-01	-81.7
			Von Mises =	.1009E+01		
			PLATE 33			
Stress TOP	-.5484E+00	-.6994E+00	-.1940E+00	-.4157E+00	-.8321E+00	-34.4
			Von Mises =	.7206E+00		
Stress MID	-.2711E+00	.9481E-01	-.1140E+00	.1274E+00	-.3037E+00	-74.0
	-.7527E-02	-.2669E-01		Von Mises =	.3836E+00	
Stress BOT	.6187E-02	.8890E+00	-.3400E-01	.8903E+00	.4879E-02	-87.8
			Von Mises =	.8878E+00		
			PLATE 34			
Stress TOP	-.7177E+00	-.6270E+00	-.1208E+00	-.5433E+00	-.8014E+00	-55.3
			Von Mises =	.7085E+00		
Stress MID	-.3297E+00	.2733E-02	-.2991E-01	.5402E-02	-.3324E+00	-84.9
	-.9138E-02	-.1346E-02		Von Mises =	.3351E+00	
Stress BOT	.5827E-01	.6325E+00	.6103E-01	.6389E+00	.5186E-01	84.0
			Von Mises =	.6146E+00		
			PLATE 35			

===== I M A G E S 3 D =====

= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

1er CAS DE CHARGEMENT : 1+2 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.8729E+00	-.6653E+00	.6166E-02	-.6651E+00	-.8731E+00	88.3
			Von Mises =	.7899E+00		
Stress MID	-.3580E+00	-.1622E+00	.4987E-01	-.1502E+00	-.3700E+00	76.5
	-.1023E-01	.1072E-01	Von Mises =	.3223E+00		
Stress BOT	.1569E+00	.3409E+00	.9356E-01	.3801E+00	.1177E+00	67.3
			Von Mises =	.3371E+00		
			PLATE 36			
Stress TOP	-.8910E+00	-.8041E+00	.8289E-01	-.7540E+00	-.9412E+00	58.8
			Von Mises =	.8629E+00		
Stress MID	-.3539E+00	-.3463E+00	.8473E-01	-.2653E+00	-.4349E+00	46.3
	.1579E-03	.5064E-02	Von Mises =	.3797E+00		
Stress BOT	.1833E+00	.1115E+00	.8657E-01	.2411E+00	.5368E-01	33.7
			Von Mises =	.2193E+00		

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

1er CAS DE CHARGEMENT : 1+2 (voir p.57)

Load Case 1:

MAXIMUM STRESS SUMMARY FOR PLATES
 WITHIN SPECIFIED RANGE 1- 36

Maximum (absolute) Stress = .1086E+01 at Plate 12

Plate	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Von Mises
12	.1076E+01	.3643E-01	-.1409E+00	.1086E+01

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE REACTIONS

Version 2.0 07/01/90

1er CAS DE CHARGEMENT : 1+2 (voir p.57)

Load Case 1:

REACTIONS

Node	Fx	Fy	Fz	Mx	My	Mz
1	.0000E+00	.0000E+00	.8574E+04	.0000E+00	.0000E+00	.1533E+05
7	.1928E+04	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.7090E+06	.0000E+00
9	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.1777E+03
14	.7463E+03	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.1918E+06	.0000E+00
17	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.2508E+02
21	.1210E+04	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.1860E+06	.0000E+00
25	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.4013E+02
28	.3891E+03	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.1364E+06	.0000E+00
33	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.2894E+03
35	-.1619E+04	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.8687E+05	.0000E+00
41	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.5989E+03
42	-.4376E+04	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.6487E+05	.0000E+00
43	.0000E+00	.2632E+04	.0000E+00	.1242E+07	.0000E+00	.0000E+00
44	.0000E+00	.8180E+03	.0000E+00	.1737E+06	.0000E+00	.0000E+00
45	.0000E+00	.1141E+04	.0000E+00	.1707E+06	.0000E+00	.0000E+00
46	.0000E+00	.2490E+03	.0000E+00	.1228E+06	.0000E+00	.0000E+00
47	.0000E+00	-.1933E+04	.0000E+00	.7083E+05	.0000E+00	.0000E+00
48	.0000E+00	-.4518E+04	.0000E+00	.5036E+05	.0000E+00	.0000E+00
49	-.6565E+04	-.6163E+04	.0000E+00	.1478E+06	-.1929E+06	-.1541E+03
50	.8288E+04	.0000E+00	.7850E+01	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
51	.0000E+00	.7775E+04	.7850E+01	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE DISPLACEMENTS Version 2.0 07/01/90

2e CAS DE CHARGEMENT : 1+4 (voir p.57)

L O A D C A S E 1

DISPLACEMENTS

Node	T r a n s l a t i o n s			/	R o t a t i o n s		
	X	Y	Z		X	Y	Z
1	-.7588E+00	-.7116E+00	.0000E+00	/	-.1302E-02	.1346E-02	.0000E+00
2	-.5820E+00	-.5411E+00	-.4584E+00	/	-.1156E-02	.1371E-02	.3834E-04
3	-.4121E+00	-.3821E+00	-.9003E+00	/	-.9826E-03	.1260E-02	.4863E-04
4	-.2601E+00	-.2488E+00	-.1297E+01	/	-.8151E-03	.1102E-02	.3433E-04
5	-.1314E+00	-.1409E+00	-.1632E+01	/	-.6910E-03	.8862E-03	.1541E-04
6	-.3733E-01	-.5276E-01	-.1873E+01	/	-.6245E-03	.5433E-03	-.4583E-05
7	.0000E+00	.2515E-01	-.1967E+01	/	-.6102E-03	.0000E+00	-.9704E-05
8	-.5803E+00	-.5420E+00	-.4396E+00	/	-.1302E-02	.1210E-02	-.4656E-04
9	-.4466E+00	-.4139E+00	-.8386E+00	/	-.1128E-02	.1189E-02	.0000E+00
10	-.3209E+00	-.2970E+00	-.1216E+01	/	-.8573E-03	.1124E-02	.0000E+00
11	-.2068E+00	-.1966E+00	-.1557E+01	/	-.6876E-03	.9987E-03	.0000E+00
12	-.1073E+00	-.1115E+00	-.1854E+01	/	-.5848E-03	.8369E-03	.0000E+00
13	-.3128E-01	-.3937E-01	-.2080E+01	/	-.5655E-03	.5560E-03	.0000E+00
14	.0000E+00	.2398E-01	-.2171E+01	/	-.6121E-03	.0000E+00	.2653E-05
15	-.4129E+00	-.3803E+00	-.8604E+00	/	-.1198E-02	.1036E-02	-.5287E-04
16	-.3229E+00	-.2951E+00	-.1196E+01	/	-.9897E-03	.9978E-03	.0000E+00
17	-.2379E+00	-.2177E+00	-.1509E+01	/	-.8425E-03	.9095E-03	.0000E+00
18	-.1576E+00	-.1469E+00	-.1802E+01	/	-.7015E-03	.8757E-03	.0000E+00
19	-.8407E-01	-.8274E-01	-.2069E+01	/	-.6355E-03	.7696E-03	.0000E+00
20	-.2540E-01	-.2704E-01	-.2282E+01	/	-.5889E-03	.5339E-03	.0000E+00
21	.0000E+00	.2087E-01	-.2371E+01	/	-.5661E-03	.0000E+00	-.2724E-06
22	-.2718E+00	-.2366E+00	-.1236E+01	/	-.1033E-02	.8680E-03	-.3588E-04
23	-.2160E+00	-.1885E+00	-.1514E+01	/	-.8843E-03	.7938E-03	.0000E+00
24	-.1622E+00	-.1437E+00	-.1778E+01	/	-.7651E-03	.8064E-03	.0000E+00
25	-.1079E+00	-.9730E-01	-.2042E+01	/	-.7108E-03	.7880E-03	.0000E+00
26	-.5672E-01	-.5323E-01	-.2289E+01	/	-.6392E-03	.7025E-03	.0000E+00
27	-.1685E-01	-.1562E-01	-.2480E+01	/	-.5626E-03	.4618E-03	.0000E+00
28	.0000E+00	.1600E-01	-.2557E+01	/	-.5235E-03	.0000E+00	-.1149E-07
29	-.1566E+00	-.1176E+00	-.1546E+01	/	-.8040E-03	.7458E-03	-.1574E-04
30	-.1248E+00	-.9712E-01	-.1785E+01	/	-.7369E-03	.6659E-03	.0000E+00
31	-.9338E-01	-.7677E-01	-.2021E+01	/	-.6754E-03	.7242E-03	.0000E+00
32	-.6066E-01	-.5118E-01	-.2264E+01	/	-.6154E-03	.7307E-03	.0000E+00
33	-.3018E-01	-.2613E-01	-.2489E+01	/	-.5485E-03	.6204E-03	.0000E+00
34	-.8115E-02	-.6131E-02	-.2653E+01	/	-.4589E-03	.3608E-03	.0000E+00
35	.0000E+00	.1017E-01	-.2713E+01	/	-.4089E-03	.0000E+00	-.3206E-06
36	-.6085E-01	-.3315E-01	-.1762E+01	/	-.4727E-03	.6871E-03	.5682E-05
37	-.4610E-01	-.2829E-01	-.1990E+01	/	-.4901E-03	.6365E-03	.0000E+00
38	-.3231E-01	-.2337E-01	-.2215E+01	/	-.4785E-03	.6647E-03	.0000E+00
39	-.1933E-01	-.1529E-01	-.2436E+01	/	-.4095E-03	.6414E-03	.0000E+00
40	-.8205E-02	-.6864E-02	-.2633E+01	/	-.3109E-03	.5316E-03	.0000E+00

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE DISPLACEMENTS Version 2.0 07/01/90

2e CAS DE CHARGEMENT : 1+4 (voir p.57)

L O A D C A S E 1

Node	T r a n s l a t i o n s			/	R o t a t i o n s		
	X	Y	Z		X	Y	Z
41	-.1059E-02	-.4050E-03	-.2771E+01	/	-.2492E-03	.2969E-03	.0000E+00
42	.0000E+00	.4527E-02	-.2820E+01	/	-.2348E-03	.0000E+00	-.2040E-06
43	.2603E-01	.0000E+00	-.1844E+01	/	.0000E+00	.6809E-03	.7607E-05
44	.2492E-01	.0000E+00	-.2072E+01	/	.0000E+00	.6836E-03	-.2019E-05
45	.2180E-01	.0000E+00	-.2296E+01	/	.0000E+00	.6574E-03	.1121E-06
46	.1684E-01	.0000E+00	-.2505E+01	/	.0000E+00	.5966E-03	.1779E-06
47	.1082E-01	.0000E+00	-.2685E+01	/	.0000E+00	.4774E-03	.5692E-06
48	.4879E-02	.0000E+00	-.2813E+01	/	.0000E+00	.2806E-03	.4665E-06
49	.0000E+00	.0000E+00	-.2860E+01	/	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
50	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	/	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
51	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	/	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00

Total Strain Energy = .7312E+04

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE BEAM LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

2e CAS DE CHARGEMENT : 1+4 (voir p.57)

Load Case 1:

BEAM LOADS AND/OR STRESSES

LLoads Stress Stress	Node Node Node	Axial Axial Maximum	Y-Shear Y-Shear Minimum	Z-Shear Z-Shear Cmb. Shear	Torsion Torsion	Y-Bending Y-Bending	Z-Bending Z-Bending
				BEAM NO.	1		
LLoads	1	.6393E+04	-.2877E+02	.2944E+03	-.1586E+06	-.6739E+05	.3150E+05
LLoads	2	-.6345E+04	.2877E+02	-.1744E+03	.1586E+06	-.1677E+05	-.4183E+05
				BEAM NO.	2		
LLoads	2	.6630E+04	-.2411E+03	.1288E+03	-.1740E+06	.8047E+05	.6399E+05
LLoads	3	-.6582E+04	.2411E+03	-.8770E+01	.1740E+06	-.1052E+06	-.1505E+06
				BEAM NO.	3		
LLoads	3	.6546E+04	.4537E+02	.1256E+03	-.1588E+06	.1228E+06	.1560E+06
LLoads	4	-.6498E+04	-.4537E+02	-.5555E+01	.1588E+06	-.1464E+06	-.1397E+06
				BEAM NO.	4		
LLoads	4	.4995E+04	.1019E+03	.1588E+03	-.1145E+06	.1661E+06	.1431E+06
LLoads	5	-.4947E+04	-.1019E+03	-.3882E+02	.1145E+06	-.2016E+06	-.1065E+06
				BEAM NO.	5		
LLoads	5	.2467E+04	.1610E+03	.2358E+03	-.5743E+05	.2634E+06	.1136E+06
LLoads	6	-.2419E+04	-.1610E+03	-.1158E+03	.5743E+05	-.3265E+06	-.5583E+05
				BEAM NO.	6		
LLoads	6	.9384E+02	.2467E+03	.2698E+03	-.1196E+05	.4316E+06	.6395E+05
LLoads	7	-.4584E+02	-.2467E+03	-.1498E+03	.1196E+05	-.5070E+06	.2462E+05
				BEAM NO.	7		
LLoads	1	.6068E+04	-.5077E+03	.2113E+02	.1516E+06	.2478E+04	-.8448E+05
LLoads	8	-.6020E+04	.3877E+03	-.2113E+02	-.1516E+06	-.1006E+05	-.7623E+05
				BEAM NO.	8		
LLoads	8	.6397E+04	-.2945E+03	.7327E+02	.1731E+06	.3794E+05	.1586E+06
LLoads	15	-.6349E+04	.1745E+03	-.7327E+02	-.1731E+06	-.6425E+05	-.2428E+06
				BEAM NO.	9		
LLoads	15	.6355E+04	-.2602E+03	-.4218E+02	.1587E+06	.7577E+05	.2845E+06
LLoads	22	-.6307E+04	.1402E+03	.4218E+02	-.1587E+06	-.6063E+05	-.3564E+06
				BEAM NO.	10		
LLoads	22	.4741E+04	-.3121E+03	-.6975E+02	.1121E+06	.6831E+05	.3989E+06
LLoads	29	-.4693E+04	.1921E+03	.6975E+02	-.1121E+06	-.4327E+05	-.4894E+06
				BEAM NO.	11		
LLoads	29	.2120E+04	-.4456E+03	-.9554E+02	.4919E+05	.5343E+05	.5761E+06
LLoads	36	-.2072E+04	.3256E+03	.9554E+02	-.4919E+05	-.1913E+05	-.7145E+06
				BEAM NO.	12		
LLoads	36	-.3293E+03	-.4924E+03	-.1396E+03	.5359E+04	.2862E+05	.8448E+06
LLoads	43	.3773E+03	.3724E+03	.1396E+03	-.5359E+04	.2148E+05	-.1000E+07
				BEAM NO.	13		
LLoads	7	.8768E+03	.7703E+02	.6321E+02	.0000E+00	-.1826E+05	.9540E+04

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE BEAM LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

2e CAS DE CHARGEMENT : 1+4 (voir p.57)

Load Case 1:

LLoads	Node	Axial	Y-Shear	Z-Shear	Torsion	Y-Bending	Z-Bending
Stress	Node	Axial	Y-Shear	Z-Shear	Torsion	Y-Bending	Z-Bending
Stress	Node	Maximum	Minimum	Comb. Shear			
LLoads	14	-.8768E+03	.2972E+01	-.6321E+02	.0000E+00	-.2812E+04	.2803E+04
			BEAM NO.	14			
LLoads	14	.2331E+04	.5547E+02	-.2134E+02	.0000E+00	.5385E+04	-.1141E+05
LLoads	21	-.2331E+04	.2453E+02	.2134E+02	.0000E+00	.1728E+04	.1656E+05
			BEAM NO.	15			
LLoads	21	.3656E+04	.6813E+02	.2545E+01	.0000E+00	-.5873E+03	-.3227E+05
LLoads	28	-.3656E+04	.1187E+02	-.2545E+01	.0000E+00	-.2611E+03	.4164E+05
			BEAM NO.	16			
LLoads	28	.4368E+04	.7291E+02	.2977E+01	-.5727E-04	-.3030E+03	-.6392E+05
LLoads	35	-.4368E+04	.7085E+01	-.2977E+01	.5727E-04	-.6894E+03	.7489E+05
			BEAM NO.	17			
LLoads	35	.4234E+04	.7905E+02	.4703E+01	.0000E+00	-.8567E+03	-.1001E+06
LLoads	42	-.4234E+04	.9483E+00	-.4703E+01	.0000E+00	-.7109E+03	.1131E+06
			BEAM NO.	18			
LLoads	42	.3395E+04	.8249E+02	.1829E+01	.0000E+00	-.4322E+03	-.1374E+06
LLoads	49	-.3395E+04	-.2491E+01	-.1829E+01	.0000E+00	-.1773E+03	.1516E+06
			BEAM NO.	19			
LLoads	43	.8330E+03	.5010E+02	.7948E+02	.0000E+00	-.1051E+05	.1437E+05
LLoads	44	-.8330E+03	-.5010E+02	.5225E+00	.0000E+00	-.2653E+04	.2334E+04
			BEAM NO.	20			
LLoads	44	.2334E+04	-.1709E+02	.5477E+02	.0000E+00	.1167E+05	-.4180E+04
LLoads	45	-.2334E+04	.1709E+02	.2523E+02	.0000E+00	-.1660E+05	-.1517E+04
			BEAM NO.	21			
LLoads	45	.3723E+04	.2600E+01	.6786E+02	.1219E-04	.3111E+05	.3923E+03
LLoads	46	-.3723E+04	-.2600E+01	.1214E+02	-.1219E-04	-.4039E+05	.4745E+03
			BEAM NO.	22			
LLoads	46	.4516E+04	.6698E+01	.8205E+02	.0000E+00	.6528E+05	.8718E+03
LLoads	47	-.4516E+04	-.6698E+01	-.2049E+01	.0000E+00	-.7930E+05	.1361E+04
			BEAM NO.	23			
LLoads	47	.4456E+04	.9285E+01	.9375E+02	.1902E-04	.1119E+06	.1612E+04
LLoads	48	-.4456E+04	-.9285E+01	-.1375E+02	-.1902E-04	-.1298E+06	.1483E+04
			BEAM NO.	24			
LLoads	48	.3659E+04	.4182E+01	.9747E+02	-.8644E-04	.1635E+06	.9886E+03
LLoads	49	-.3659E+04	-.4182E+01	-.1747E+02	.8644E-04	-.1827E+06	.4055E+03
			TRUSS NO.	25			
LLoads	1	-.7588E+04	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
LLoads	50	.7588E+04	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
			TRUSS NO.	26			
LLoads	1	-.7116E+04	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
LLoads	51	.7116E+04	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00

===== I M A G E S 3 D =====
= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
=====

SOLVE BEAM LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

2e CAS DE CHARGEMENT : 1+4 (voir p.57)

Load Case 1:

MAXIMUM STRESS SUMMARY FOR BEAMS/TRUSSES
WITHIN SPECIFIED RANGE 1- 26

Maximum (absolute) Stress = .7588E+02 at TRUSS 25

Beam	Axial	Y-Shear	Z-Shear	Torsion	Y-Bending	Z-Bending
25	.7588E+02	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
	Maximum	Minimum	Cmb. Shear			
	.7588E+02	.7588E+02	.3794E+02			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

2e CAS DE CHARGEMENT : 1+4 (voir p.57)

Load Case 1:

PLATE LOADS AND/OR STRESSES

Stress	Surf	Sigma X Shear XZ	Sigma Y Shear YZ	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
PLATE 1							
Stress	TOP	-.1790E+00	-.1330E+00	-.2660E+00	.1110E+00	-.4230E+00	-47.5
				Von Mises =	.4881E+00		
Stress	MID	-.1798E+00	-.1711E+00	-.1939E-01	-.1556E+00	-.1954E+00	-51.3
				Von Mises =	.1788E+00		
		-.6092E-01	-.5438E-01				
Stress	BOT	-.1806E+00	-.2093E+00	.2272E+00	.3274E-01	-.4226E+00	43.2
				Von Mises =	.4399E+00		
PLATE 2							
Stress	TOP	-.3971E+00	-.1389E-01	-.2400E+00	.1016E+00	-.5126E+00	-64.3
				Von Mises =	.5703E+00		
Stress	MID	-.1742E+00	.5608E-01	.3489E-01	.6125E-01	-.1794E+00	81.6
				Von Mises =	.2166E+00		
		-.2427E-01	.6163E-02				
Stress	BOT	.4872E-01	.1261E+00	.3098E+00	.3996E+00	-.2248E+00	48.6
				Von Mises =	.5478E+00		
PLATE 3							
Stress	TOP	-.4398E+00	-.8200E-01	-.3005E+00	.8881E-01	-.6107E+00	-60.4
				Von Mises =	.6596E+00		
Stress	MID	-.1522E+00	.6569E-01	-.6416E-01	.8317E-01	-.1697E+00	-74.8
				Von Mises =	.2232E+00		
		-.1449E-01	.3794E-02				
Stress	BOT	.1354E+00	.2134E+00	.1722E+00	.3509E+00	-.2140E-02	51.4
				Von Mises =	.3520E+00		
PLATE 4							
Stress	TOP	-.4804E+00	-.1426E+00	-.3162E+00	.4692E-01	-.6699E+00	-59.1
				Von Mises =	.6946E+00		
Stress	MID	-.1098E+00	.3739E-01	-.1631E+00	.1428E+00	-.2152E+00	-57.1
				Von Mises =	.3121E+00		
		-.2170E-01	.1805E-01				
Stress	BOT	.2608E+00	.2174E+00	-.1012E-01	.2630E+00	.2152E+00	-12.5
				Von Mises =	.2427E+00		
PLATE 5							

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

2e CAS DE CHARGEMENT : 1+4 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.6325E+00	-.1801E+00	-.2446E+00	-.7315E-01	-.7395E+00	-66.4
			Von Mises =	.7058E+00		
Stress MID	-.4847E-01	.2776E-02	-.1973E+00	.1761E+00	-.2218E+00	-48.7
			Von Mises =	.3454E+00		
Stress BOT	-.4159E-01	.1678E-01	.5356E+00	.1857E+00	-.1500E+00	.5911E+00
			Von Mises =	.5380E+00	.1301E+00	-20.3
			PLATE 6			
Stress TOP	-.9823E+00	-.2533E+00	-.1351E+00	-.2291E+00	-.1007E+01	-79.8
			Von Mises =	.9138E+00		
Stress MID	.1642E-01	-.4899E-01	-.1418E+00	.1293E+00	-.1618E+00	-38.5
			Von Mises =	.2526E+00		
Stress BOT	-.5621E-01	.2404E-02	.1015E+01	.1553E+00	-.1485E+00	.1040E+01
			Von Mises =	.9814E+00	.1304E+00	-9.5
			PLATE 7			
Stress TOP	-.4684E-01	-.3339E+00	-.2638E+00	.1099E+00	-.4907E+00	-30.7
			Von Mises =	.5539E+00		
Stress MID	.6337E-01	-.1704E+00	.1977E-01	.6503E-01	-.1720E+00	4.8
			Von Mises =	.2122E+00		
Stress BOT	.1371E-02	-.3381E-01	.1736E+00	-.6822E-02	.3033E+00	.3998E+00
			Von Mises =	.5544E+00	-.2331E+00	38.7
			PLATE 8			
Stress TOP	-.7440E-01	-.2992E-01	-.3158E+00	.2645E+00	-.3688E+00	-47.0
			Von Mises =	.5509E+00		
Stress MID	.1142E+00	.1186E+00	-.2047E-01	.1370E+00	.9581E-01	-48.1
			Von Mises =	.1217E+00		
Stress BOT	.6377E-02	.7767E-02	.3028E+00	.2672E+00	.2749E+00	.5604E+00
			Von Mises =	.5557E+00	.9487E-02	43.1
			PLATE 9			
Stress TOP	-.2237E-01	.9308E-01	-.3061E+00	.3469E+00	-.2762E+00	-50.3
			Von Mises =	.5407E+00		
Stress MID	.1554E+00	.1589E+00	-.9007E-01	.2472E+00	.6705E-01	-45.6
			Von Mises =	.2214E+00		
Stress BOT	.4366E-02	.3333E-02	.3331E+00	.2247E+00	.1260E+00	.4160E+00
			Von Mises =	.3663E+00	.1418E+00	33.4
			PLATE 10			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

2e CAS DE CHARGEMENT : 1+4 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress	Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress		Shear XZ	Shear YZ				
Stress	TOP	-.9738E-01	.1024E+00	-.2888E+00	.3081E+00	-.3031E+00	-54.5
				Von Mises =	.5293E+00		
Stress	MID	.1415E+00	.9428E-01	-.1596E+00	.2793E+00	-.4347E-01	-40.8
		.6745E-03	.3867E-02		.3033E+00		
Stress	BOT	.3804E+00	.8619E-01	-.3044E-01	.3835E+00	.8308E-01	-5.8
				Von Mises =	.3495E+00		
				PLATE 11			
Stress	TOP	-.3705E+00	-.2505E-01	-.2435E+00	.1008E+00	-.4964E+00	-62.7
				Von Mises =	.5536E+00		
Stress	MID	.9704E-01	-.3891E-02	-.1914E+00	.2445E+00	-.1514E+00	-37.6
		-.4913E-02	.2782E-02		.3460E+00		
Stress	BOT	.5646E+00	.1726E-01	-.1393E+00	.5980E+00	-.1616E-01	-13.5
				Von Mises =	.6063E+00		
				PLATE 12			
Stress	TOP	-.9391E+00	-.3265E+00	-.1546E+00	-.2897E+00	-.9760E+00	-76.6
				Von Mises =	.8681E+00		
Stress	MID	.6201E-01	-.1439E+00	-.1475E+00	.1389E+00	-.2208E+00	-27.5
		-.1797E-01	-.4788E-02		.3142E+00		
Stress	BOT	.1063E+01	.3877E-01	-.1404E+00	.1082E+01	.1988E-01	-7.7
				Von Mises =	.1072E+01		
				PLATE 13			
Stress	TOP	-.1293E+00	-.3934E+00	-.3321E+00	.9608E-01	-.6188E+00	-34.2
				Von Mises =	.6720E+00		
Stress	MID	.5074E-01	-.1297E+00	-.8285E-01	.8301E-01	-.1620E+00	-21.3
		.2981E-02	-.2208E-01		.2158E+00		
Stress	BOT	.2307E+00	.1340E+00	.1664E+00	.3557E+00	.9062E-02	36.9
				Von Mises =	.3512E+00		
				PLATE 14			
Stress	TOP	.7501E-01	.7119E-02	-.3184E+00	.3613E+00	-.2792E+00	-42.0
				Von Mises =	.5562E+00		
Stress	MID	.1502E+00	.1696E+00	-.9027E-01	.2507E+00	.6912E-01	-48.1
		.4308E-02	.5795E-02		.2243E+00		
Stress	BOT	.2254E+00	.3320E+00	.1379E+00	.4266E+00	.1309E+00	55.6
				Von Mises =	.3785E+00		
				PLATE 15			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

2e CAS DE CHARGEMENT : 1+4 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress	Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress		Shear XZ	Shear YZ				
Stress	TOP	.1188E+00	.1236E+00	-.2433E+00	.3646E+00	-.1221E+00	-45.3
				Von Mises =	.4386E+00		
Stress	MID	.1926E+00	.1983E+00	-.1036E+00	.2991E+00	.9180E-01	-45.8
				Von Mises =	.2654E+00		
Stress	BOT	-.6938E-03	-.4361E-03				
		.2664E+00	.2729E+00	.3613E-01	.3059E+00	.2334E+00	47.6
				Von Mises =	.2769E+00		
				PLATE 16			
Stress	TOP	-.1047E-01	.7931E-01	-.2167E+00	.2557E+00	-.1869E+00	-50.9
				Von Mises =	.3849E+00		
Stress	MID	.1841E+00	.1252E+00	-.1211E+00	.2793E+00	.3001E-01	-38.2
				Von Mises =	.2655E+00		
Stress	BOT	-.6520E-02	-.4107E-02				
		.3786E+00	.1711E+00	-.2549E-01	.3817E+00	.1680E+00	-6.9
				Von Mises =	.3314E+00		
				PLATE 17			
Stress	TOP	-.3141E+00	-.1133E+00	-.2297E+00	.3701E-01	-.4644E+00	-56.8
				Von Mises =	.4840E+00		
Stress	MID	.1401E+00	-.5568E-02	-.1342E+00	.2200E+00	-.8542E-01	-30.8
				Von Mises =	.2729E+00		
Stress	BOT	-.1620E-01	-.2714E-02				
		.5944E+00	.1022E+00	-.3866E-01	.5974E+00	.9917E-01	-4.5
				Von Mises =	.5545E+00		
				PLATE 18			
Stress	TOP	-.8622E+00	-.4748E+00	-.1591E+00	-.4179E+00	-.9192E+00	-70.3
				Von Mises =	.7971E+00		
Stress	MID	.8456E-01	-.2211E+00	-.1064E+00	.1179E+00	-.2545E+00	-17.4
				Von Mises =	.3297E+00		
Stress	BOT	-.2826E-01	-.6848E-02				
		.1031E+01	.3267E-01	-.5368E-01	.1034E+01	.2979E-01	-3.1
				Von Mises =	.1020E+01		
				PLATE 19			
Stress	TOP	-.1822E+00	-.4498E+00	-.3364E+00	.4599E-01	-.6780E+00	-34.2
				Von Mises =	.7021E+00		
Stress	MID	.1896E-01	-.7947E-01	-.1755E+00	.1521E+00	-.2126E+00	-37.2
				Von Mises =	.3172E+00		
Stress	BOT	.1914E-01	-.3022E-01				
		.2201E+00	.2909E+00	-.1472E-01	.2938E+00	.2172E+00	-78.7
				Von Mises =	.2640E+00		
				PLATE 20			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

2e CAS DE CHARGEMENT : 1+4 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf		Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress		Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP		.1062E+00	-.6873E-01	-.3024E+00	.3335E+00	-.2960E+00	-36.9
				Von Mises =	.5455E+00		
Stress MID		.8080E-01	.1563E+00	-.1608E+00	.2837E+00	-.4658E-01	-51.6
		.4533E-02	.3661E-02		.3096E+00		
Stress BOT		.5536E-01	.3814E+00	-.1917E-01	.3825E+00	.5424E-01	-86.6
				Von Mises =	.3585E+00		
				PLATE 21			
Stress TOP		.8853E-01	.9339E-02	-.2219E+00	.2743E+00	-.1765E+00	-39.9
				Von Mises =	.3934E+00		
Stress MID		.1207E+00	.1869E+00	-.1208E+00	.2791E+00	.2861E-01	-52.7
				Von Mises =	.2659E+00		
Stress BOT		-.5368E-02	-.5668E-02				
		.1529E+00	.3645E+00	-.1966E-01	.3663E+00	.1511E+00	-84.7
				Von Mises =	.3189E+00		
				PLATE 22			
Stress TOP		-.1040E+00	-.9363E-01	-.1984E+00	.9964E-01	-.2973E+00	-45.8
				Von Mises =	.3577E+00		
Stress MID		.1237E+00	.1213E+00	-.9722E-01	.2198E+00	.2530E-01	-44.6
				Von Mises =	.2083E+00		
Stress BOT		-.1084E-01	-.9013E-02				
		.3515E+00	.3363E+00	.3970E-02	.3525E+00	.3353E+00	13.8
				Von Mises =	.3442E+00		
				PLATE 23			
Stress TOP		-.4293E+00	-.3035E+00	-.2039E+00	-.1530E+00	-.5798E+00	-53.6
				Von Mises =	.5204E+00		
Stress MID		.8826E-01	-.2032E-01	-.7601E-01	.1274E+00	-.5943E-01	-27.2
				Von Mises =	.1653E+00		
Stress BOT		-.1271E-01	-.4457E-02				
		.6058E+00	.2628E+00	.5191E-01	.6135E+00	.2552E+00	8.4
				Von Mises =	.5338E+00		
				PLATE 24			
Stress TOP		-.7951E+00	-.6269E+00	-.1202E+00	-.5643E+00	-.8577E+00	-62.5
				Von Mises =	.7551E+00		
Stress MID		.2368E-01	-.2754E+00	-.4229E-01	.2954E-01	-.2812E+00	-7.9
				Von Mises =	.2971E+00		
Stress BOT		-.9701E-02	-.8577E-02				
		.8425E+00	.7618E-01	.3562E-01	.8442E+00	.7453E-01	2.7
				Von Mises =	.8095E+00		
				PLATE 25			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

2e CAS DE CHARGEMENT : 1+4 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf		Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress		Shear XZ	Shear YZ				
Stress	TOP	-.1953E+00	-.5757E+00	-.2484E+00	-.7271E-01	-.6983E+00	-26.3
				Von Mises =	.6650E+00		
Stress	MID	-.1459E-01	-.2326E-01	-.2040E+00	.1851E+00	-.2229E+00	-44.4
		.1769E-01	-.4674E-01		Von Mises =	.3539E+00	
Stress	BOT	.1661E+00	.5292E+00	-.1596E+00	.5894E+00	.1060E+00	-69.3
				Von Mises =	.5442E+00		
				PLATE 26			
Stress	TOP	-.1196E-01	-.3120E+00	-.2494E+00	.1291E+00	-.4530E+00	-29.5
				Von Mises =	.5295E+00		
Stress	MID	-.1770E-01	.1061E+00	-.1943E+00	.2482E+00	-.1597E+00	-53.8
		.2656E-02	-.1180E-02		Von Mises =	.3560E+00	
Stress	BOT	-.2344E-01	.5243E+00	-.1392E+00	.5576E+00	-.5681E-01	-76.5
				Von Mises =	.5881E+00		
				PLATE 27			
Stress	TOP	-.9989E-01	-.2604E+00	-.2388E+00	.7179E-01	-.4321E+00	-35.7
				Von Mises =	.4721E+00		
Stress	MID	-.1230E-01	.1391E+00	-.1368E+00	.2197E+00	-.9294E-01	-59.5
		-.3223E-02	-.1535E-01		Von Mises =	.2781E+00	
Stress	BOT	.7529E-01	.5386E+00	-.3474E-01	.5412E+00	.7270E-01	-85.7
				Von Mises =	.5087E+00		
				PLATE 28			
Stress	TOP	-.3046E+00	-.3868E+00	-.2124E+00	-.1294E+00	-.5621E+00	-39.5
				Von Mises =	.5099E+00		
Stress	MID	-.1878E-01	.8007E-01	-.7902E-01	.1238E+00	-.6256E-01	-61.0
		-.5620E-02	-.1059E-01		Von Mises =	.1643E+00	
Stress	BOT	.2671E+00	.5470E+00	.5438E-01	.5572E+00	.2569E+00	79.4
				Von Mises =	.4830E+00		
				PLATE 29			
Stress	TOP	-.6157E+00	-.5850E+00	-.1302E+00	-.4693E+00	-.7314E+00	-48.4
				Von Mises =	.6418E+00		
Stress	MID	-.5791E-01	-.6729E-01	-.1420E-01	-.4764E-01	-.7756E-01	-35.9
		-.6324E-02	-.5556E-02		Von Mises =	.6775E-01	
Stress	BOT	.4999E+00	.4504E+00	.1018E+00	.5799E+00	.3704E+00	38.2
				Von Mises =	.5086E+00		
				PLATE 30			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

2e CAS DE CHARGEMENT : 1+4 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress	Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress		Shear XZ	Shear YZ				
Stress	TOP	-.8239E+00	-.7933E+00	-.1914E-01	-.7841E+00	-.8331E+00	-64.3
				Von Mises =	.8097E+00		
Stress	MID	-.1249E+00	-.3072E+00	.3152E-01	-.1196E+00	-.3125E+00	9.5
				Von Mises =	.2731E+00		
		.6642E-02	-.1183E-01				
Stress	BOT	.5742E+00	.1788E+00	.8218E-01	.5906E+00	.1624E+00	11.3
				Von Mises =	.5284E+00		
				PLATE 31			
Stress	TOP	-.2324E+00	-.8526E+00	-.1366E+00	-.2037E+00	-.8813E+00	-11.9
				Von Mises =	.7992E+00		
Stress	MID	-.5173E-01	.3317E-01	-.1464E+00	.1432E+00	-.1617E+00	-53.1
				Von Mises =	.2642E+00		
		-.7214E-03	-.6054E-01				
Stress	BOT	.1290E+00	.9189E+00	-.1563E+00	.9487E+00	.9918E-01	-79.2
				Von Mises =	.9032E+00		
				PLATE 32			
Stress	TOP	-.3097E+00	-.8466E+00	-.1585E+00	-.2663E+00	-.8899E+00	-15.3
				Von Mises =	.7911E+00		
Stress	MID	-.1496E+00	.6244E-01	-.1507E+00	.1407E+00	-.2278E+00	-62.6
				Von Mises =	.3221E+00		
		-.3906E-02	-.1511E-01				
Stress	BOT	.1053E-01	.9715E+00	-.1429E+00	.9923E+00	-.1027E-01	-81.7
				Von Mises =	.9975E+00		
				PLATE 33			
Stress	TOP	-.4599E+00	-.7802E+00	-.1686E+00	-.3876E+00	-.8526E+00	-23.2
				Von Mises =	.7394E+00		
Stress	MID	-.2283E+00	.8026E-01	-.1109E+00	.1160E+00	-.2641E+00	-72.1
				Von Mises =	.3374E+00		
		-.7642E-02	-.2807E-01				
Stress	BOT	.3297E-02	.9408E+00	-.5327E-01	.9438E+00	.2788E-03	-86.8
				Von Mises =	.9436E+00		
				PLATE 34			
Stress	TOP	-.6286E+00	-.7224E+00	-.1310E+00	-.5364E+00	-.8147E+00	-35.2
				Von Mises =	.7172E+00		
Stress	MID	-.2842E+00	.1094E-01	-.4897E-01	.1886E-01	-.2921E+00	-80.8
				Von Mises =	.3020E+00		
		-.1087E-01	-.8118E-02				
Stress	BOT	.6030E-01	.7443E+00	.3308E-01	.7459E+00	.5870E-01	87.2
				Von Mises =	.7183E+00		
				PLATE 35			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

2e CAS DE CHARGEMENT : 1+4 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X Shear XZ	Sigma Y Shear YZ	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress TOP	-.8300E+00	-.7566E+00	-.2522E-01	-.7488E+00	-.8378E+00	-72.7
			Von Mises =	.7971E+00		
Stress MID	-.3162E+00	-.1399E+00	.2814E-01	-.1356E+00	-.3205E+00	81.1
			Von Mises =	.2787E+00		
Stress BOT	-.1709E-01	.7621E-02	.1977E+00	.4768E+00	.8150E-01	74.9
			Von Mises =	.4382E+00		
			PLATE 36			
Stress TOP	-.9648E+00	-.8837E+00	.6613E-01	-.8467E+00	-.1002E+01	60.8
			Von Mises =	.9340E+00		
Stress MID	-.3216E+00	-.3146E+00	.7830E-01	-.2397E+00	-.3965E+00	46.3
			Von Mises =	.3459E+00		
Stress BOT	-.1258E-01	-.7925E-02	.3217E+00	.2544E+00	.9048E-01	34.8
			Von Mises =	.3330E+00		

===== I M A G E S 3 D =====
= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
=====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

2e CAS DE CHARGEMENT : 1+4 (voir p.57)

Load Case 1:

MAXIMUM STRESS SUMMARY FOR PLATES
WITHIN SPECIFIED RANGE 1- 36

Maximum (absolute) Stress = .1072E+01 at Plate 12

Plate	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Von Mises
12	.1063E+01	.3877E-01	-.1404E+00	.1072E+01

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE REACTIONS

Version 2.0 07/01/90

2e CAS DE CHARGEMENT : 1+4 (voir p.57)

Load Case 1:

REACTIONS

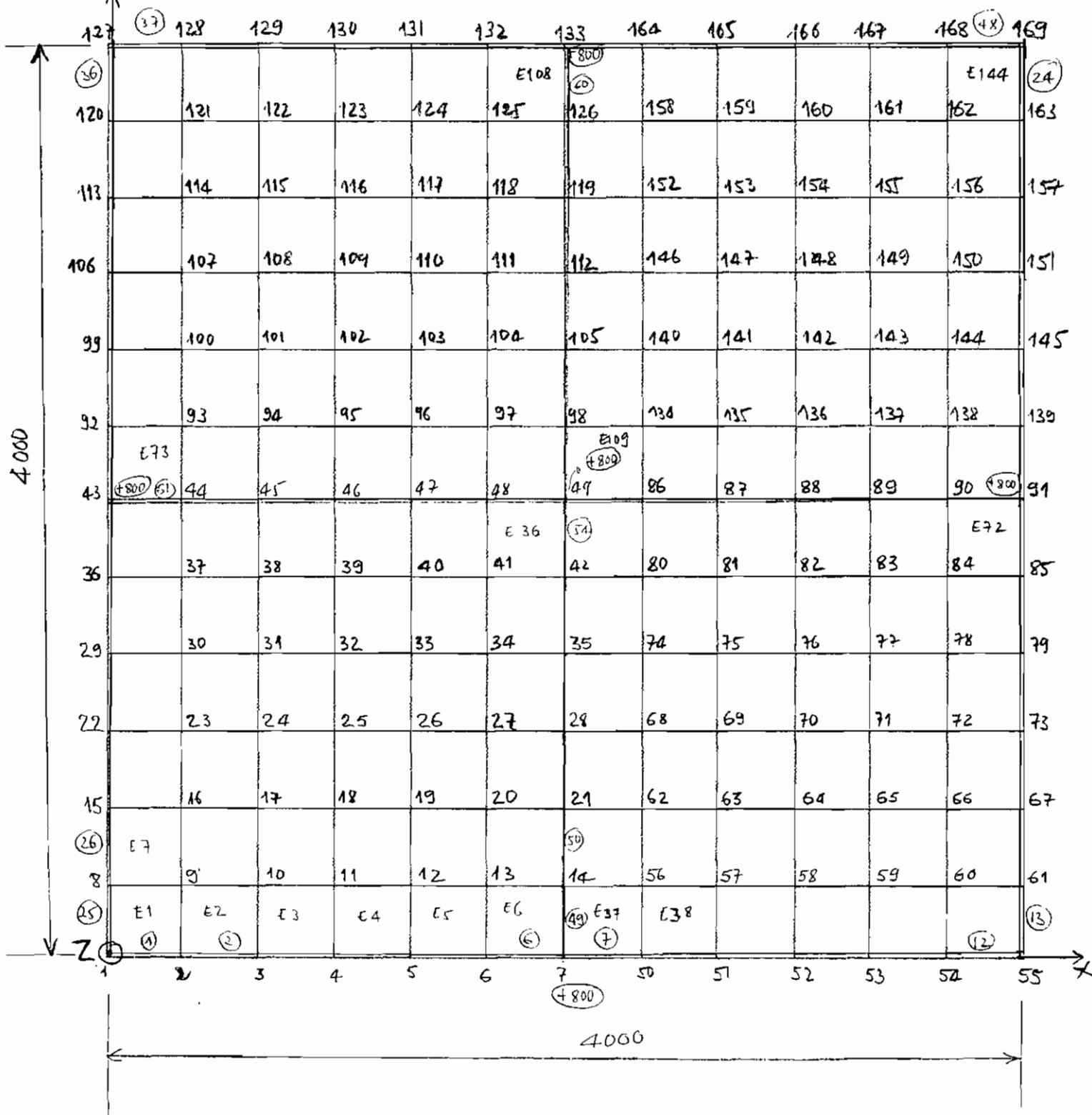
Node	Fx	Fy	Fz	Mx	My	Mz
1	.0000E+00	.0000E+00	.7824E+04	.0000E+00	.0000E+00	.2442E+05
7	.1479E+04	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.6516E+06	.0000E+00
9	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.1251E+03
14	.6972E+03	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.1847E+06	.0000E+00
17	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.8634E+02
21	.1080E+04	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.1878E+06	.0000E+00
25	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.8630E+01
28	.5332E+03	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.1568E+06	.0000E+00
33	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.2600E+03
35	-.1342E+04	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.1101E+06	.0000E+00
41	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.5583E+03
42	-.4076E+04	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.8974E+05	.0000E+00
43	.0000E+00	.2131E+04	.0000E+00	.1145E+07	.0000E+00	.0000E+00
44	.0000E+00	.7709E+03	.0000E+00	.1680E+06	.0000E+00	.0000E+00
45	.0000E+00	.1014E+04	.0000E+00	.1731E+06	.0000E+00	.0000E+00
46	.0000E+00	.4007E+03	.0000E+00	.1439E+06	.0000E+00	.0000E+00
47	.0000E+00	-.1633E+04	.0000E+00	.9507E+05	.0000E+00	.0000E+00
48	.0000E+00	-.4209E+04	.0000E+00	.7614E+05	.0000E+00	.0000E+00
49	-.5960E+04	-.5589E+04	.0000E+00	.2042E+06	-.2465E+06	-.1452E+03
50	.7588E+04	.0000E+00	.7850E+01	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
51	.0000E+00	.7116E+04	.7850E+01	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00

===== I M A G E S - 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

GEOMETRY PLOT

Version 2.0

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)



===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE DISPLACEMENTS Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

L O A D C A S E 1

DISPLACEMENTS

Node	T r a n s l a t i o n s			/	R o t a t i o n s		
	X	Y	Z		X	Y	Z
1	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	/	-.1255E-02	.1315E-02	.0000E+00
2	.1720E+00	.1649E+00	-.4459E+00	/	-.1122E-02	.1328E-02	.3529E-04
3	.3351E+00	.3179E+00	-.8694E+00	/	-.9614E-03	.1193E-02	.3754E-04
4	.4760E+00	.4440E+00	-.1238E+01	/	-.8011E-03	.9974E-03	.1590E-04
5	.5890E+00	.5430E+00	-.1533E+01	/	-.6701E-03	.7854E-03	-.5118E-05
6	.6664E+00	.6211E+00	-.1732E+01	/	-.5866E-03	.4275E-03	-.2055E-04
7	.6926E+00	.6894E+00	-.1799E+01	/	-.5530E-03	-.4506E-04	-.8220E-05
8	.1718E+00	.1627E+00	-.4221E+00	/	-.1243E-02	.1190E-02	-.3159E-04
9	.3033E+00	.2884E+00	-.8151E+00	/	-.1093E-02	.1173E-02	.0000E+00
10	.4253E+00	.4020E+00	-.1182E+01	/	-.8630E-03	.1076E-02	.0000E+00
11	.5310E+00	.4963E+00	-.1498E+01	/	-.7138E-03	.8944E-03	.0000E+00
12	.6166E+00	.5722E+00	-.1752E+01	/	-.6046E-03	.6821E-03	.0000E+00
13	.6756E+00	.6337E+00	-.1927E+01	/	-.5407E-03	.3967E-03	.0000E+00
14	.6951E+00	.6877E+00	-.1983E+01	/	-.5488E-03	-.5543E-04	-.8003E-05
15	.3316E+00	.3156E+00	-.8200E+00	/	-.1120E-02	.1031E-02	-.3272E-04
16	.4221E+00	.4022E+00	-.1157E+01	/	-.9298E-03	.1017E-02	.0000E+00
17	.5076E+00	.4809E+00	-.1474E+01	/	-.8318E-03	.9095E-03	.0000E+00
18	.5834E+00	.5474E+00	-.1751E+01	/	-.7352E-03	.7750E-03	.0000E+00
19	.6436E+00	.6010E+00	-.1968E+01	/	-.6344E-03	.5661E-03	.0000E+00
20	.6844E+00	.6448E+00	-.2114E+01	/	-.5371E-03	.3331E-03	.0000E+00
21	.6981E+00	.6836E+00	-.2159E+01	/	-.5080E-03	-.6278E-04	-.1002E-04
22	.4651E+00	.4479E+00	-.1166E+01	/	-.9344E-03	.8694E-03	-.1141E-04
23	.5220E+00	.5002E+00	-.1450E+01	/	-.7810E-03	.8309E-03	.0000E+00
24	.5779E+00	.5502E+00	-.1726E+01	/	-.6643E-03	.8437E-03	.0000E+00
25	.6300E+00	.5945E+00	-.1980E+01	/	-.6100E-03	.6864E-03	.0000E+00
26	.6696E+00	.6278E+00	-.2169E+01	/	-.5427E-03	.4615E-03	.0000E+00
27	.6941E+00	.6540E+00	-.2285E+01	/	-.4666E-03	.2482E-03	.0000E+00
28	.7014E+00	.6777E+00	-.2316E+01	/	-.4300E-03	-.6189E-04	-.9653E-05
29	.5719E+00	.5530E+00	-.1441E+01	/	-.6963E-03	.7370E-03	.7872E-05
30	.6040E+00	.5788E+00	-.1683E+01	/	-.5976E-03	.6915E-03	.0000E+00
31	.6358E+00	.6043E+00	-.1921E+01	/	-.4819E-03	.7213E-03	.0000E+00
32	.6659E+00	.6294E+00	-.2146E+01	/	-.3840E-03	.6263E-03	.0000E+00
33	.6892E+00	.6479E+00	-.2320E+01	/	-.3561E-03	.4218E-03	.0000E+00
34	.7019E+00	.6603E+00	-.2419E+01	/	-.3257E-03	.1695E-03	.0000E+00
35	.7043E+00	.6711E+00	-.2439E+01	/	-.3098E-03	-.4478E-04	-.6769E-05
36	.6581E+00	.6239E+00	-.1624E+01	/	-.3852E-03	.6553E-03	.2365E-04
37	.6722E+00	.6327E+00	-.1841E+01	/	-.3508E-03	.6108E-03	.0000E+00
38	.6848E+00	.6410E+00	-.2051E+01	/	-.2906E-03	.6091E-03	.0000E+00
39	.6956E+00	.6504E+00	-.2245E+01	/	-.2047E-03	.5385E-03	.0000E+00
40	.7034E+00	.6581E+00	-.2401E+01	/	-.1266E-03	.3904E-03	.0000E+00

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE DISPLACEMENTS Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

L O A D C A S E 1

Node	T r a n s l a t i o n s			/	R o t a t i o n s		
	X	Y	Z		X	Y	Z
41	.7069E+00	.6625E+00	-.2494E+01	/	-.1238E-03	.1655E-03	.0000E+00
42	.7058E+00	.6653E+00	-.2518E+01	/	-.1607E-03	-.2174E-04	-.2140E-05
43	.7355E+00	.6487E+00	-.1686E+01	/	.3105E-04	.6259E-03	.7724E-05
44	.7339E+00	.6508E+00	-.1893E+01	/	.4481E-04	.6157E-03	.6656E-05
45	.7297E+00	.6535E+00	-.2092E+01	/	.5517E-04	.5742E-03	.9376E-05
46	.7236E+00	.6566E+00	-.2271E+01	/	.5662E-04	.4967E-03	.9234E-05
47	.7167E+00	.6594E+00	-.2416E+01	/	.4114E-04	.3714E-03	.6550E-05
48	.7106E+00	.6609E+00	-.2511E+01	/	.1920E-04	.2008E-03	.2046E-05
49	.7060E+00	.6611E+00	-.2545E+01	/	.1482E-05	-.3469E-05	.0000E+00
50	.7299E+00	.6162E+00	-.1705E+01	/	-.5697E-03	-.5001E-03	.1601E-05
51	.8146E+00	.5351E+00	-.1487E+01	/	-.6405E-03	-.7908E-03	-.1189E-04
52	.9293E+00	.4357E+00	-.1188E+01	/	-.7652E-03	-.9875E-03	-.2736E-04
53	.1066E+01	.3117E+00	-.8292E+00	/	-.9286E-03	-.1147E-02	-.4184E-04
54	.1222E+01	.1620E+00	-.4239E+00	/	-.1096E-02	-.1265E-02	-.3595E-04
55	.1386E+01	.0000E+00	.0000E+00	/	-.1234E-02	-.1247E-02	.0000E+00
56	.7261E+00	.6283E+00	-.1892E+01	/	-.5045E-03	-.4969E-03	.0000E+00
57	.7931E+00	.5624E+00	-.1693E+01	/	-.5413E-03	-.7311E-03	.0000E+00
58	.8805E+00	.4848E+00	-.1433E+01	/	-.6508E-03	-.8820E-03	.0000E+00
59	.9824E+00	.3922E+00	-.1128E+01	/	-.8139E-03	-.1017E-02	.0000E+00
60	.1097E+01	.2825E+00	-.7838E+00	/	-.1067E-02	-.1094E-02	.0000E+00
61	.1221E+01	.1609E+00	-.4156E+00	/	-.1228E-02	-.1120E-02	.4121E-04
62	.7228E+00	.6390E+00	-.2072E+01	/	-.5190E-03	-.4606E-03	.0000E+00
63	.7727E+00	.5889E+00	-.1891E+01	/	-.5810E-03	-.6510E-03	.0000E+00
64	.8358E+00	.5315E+00	-.1662E+01	/	-.6532E-03	-.7611E-03	.0000E+00
65	.9068E+00	.4668E+00	-.1403E+01	/	-.7856E-03	-.8146E-03	.0000E+00
66	.9841E+00	.3941E+00	-.1119E+01	/	-.9196E-03	-.9194E-03	.0000E+00
67	.1067E+01	.3128E+00	-.8099E+00	/	-.1115E-02	-.9571E-03	.4316E-04
68	.7169E+00	.6487E+00	-.2244E+01	/	-.4801E-03	-.3722E-03	.0000E+00
69	.7492E+00	.6156E+00	-.2088E+01	/	-.5681E-03	-.5763E-03	.0000E+00
70	.7920E+00	.5770E+00	-.1882E+01	/	-.6408E-03	-.6740E-03	.0000E+00
71	.8397E+00	.5349E+00	-.1651E+01	/	-.6914E-03	-.7209E-03	.0000E+00
72	.8883E+00	.4923E+00	-.1411E+01	/	-.8009E-03	-.7307E-03	.0000E+00
73	.9395E+00	.4455E+00	-.1156E+01	/	-.9426E-03	-.7972E-03	.2401E-04
74	.7107E+00	.6563E+00	-.2388E+01	/	-.3706E-03	-.2657E-03	.0000E+00
75	.7272E+00	.6392E+00	-.2262E+01	/	-.4602E-03	-.4921E-03	.0000E+00
76	.7520E+00	.6177E+00	-.2077E+01	/	-.5246E-03	-.6199E-03	.0000E+00
77	.7803E+00	.5943E+00	-.1866E+01	/	-.5828E-03	-.6428E-03	.0000E+00
78	.8084E+00	.5741E+00	-.1654E+01	/	-.6451E-03	-.6088E-03	.0000E+00
79	.8373E+00	.5530E+00	-.1436E+01	/	-.7160E-03	-.6785E-03	.4767E-05
80	.7056E+00	.6605E+00	-.2480E+01	/	-.1818E-03	-.2041E-03	.0000E+00
81	.7099E+00	.6548E+00	-.2377E+01	/	-.2301E-03	-.4142E-03	.0000E+00

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE DISPLACEMENTS Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

L O A D C A S E 1

Node	T r a n s l a t i o n s			/	R o t a t i o n s		
	X	Y	Z		X	Y	Z
82	.7182E+00	.6473E+00	-.2218E+01	/	-.3155E-03	-.5368E-03	.0000E+00
83	.7287E+00	.6393E+00	-.2028E+01	/	-.3838E-03	-.5815E-03	.0000E+00
84	.7406E+00	.6333E+00	-.1830E+01	/	-.4066E-03	-.5695E-03	.0000E+00
85	.7537E+00	.6272E+00	-.1626E+01	/	-.4069E-03	-.6158E-03	-.1252E-04
86	.7013E+00	.6606E+00	-.2510E+01	/	.2427E-05	-.2012E-03	-.1934E-05
87	.6952E+00	.6598E+00	-.2414E+01	/	.9483E-05	-.3736E-03	-.2680E-05
88	.6885E+00	.6588E+00	-.2268E+01	/	.1526E-04	-.4982E-03	-.3654E-05
89	.6827E+00	.6574E+00	-.2090E+01	/	.1772E-04	-.5677E-03	-.4183E-05
90	.6790E+00	.6560E+00	-.1895E+01	/	.1658E-04	-.6018E-03	-.4195E-05
91	.6776E+00	.6547E+00	-.1694E+01	/	.1380E-04	-.6028E-03	-.3584E-05
92	.6540E+00	.6813E+00	-.1605E+01	/	.4360E-03	.6330E-03	-.5313E-05
93	.6675E+00	.6784E+00	-.1813E+01	/	.4354E-03	.5704E-03	.0000E+00
94	.6795E+00	.6759E+00	-.2013E+01	/	.4070E-03	.5881E-03	.0000E+00
95	.6905E+00	.6704E+00	-.2207E+01	/	.3210E-03	.5503E-03	.0000E+00
96	.6995E+00	.6645E+00	-.2372E+01	/	.2171E-03	.4340E-03	.0000E+00
97	.7050E+00	.6601E+00	-.2482E+01	/	.1587E-03	.2217E-03	.0000E+00
98	.7058E+00	.6568E+00	-.2518E+01	/	.1580E-03	-.4871E-05	.2076E-05
99	.5657E+00	.7576E+00	-.1409E+01	/	.7226E-03	.6983E-03	.1052E-04
100	.5954E+00	.7389E+00	-.1633E+01	/	.6432E-03	.6189E-03	.0000E+00
101	.6245E+00	.7209E+00	-.1850E+01	/	.5652E-03	.6624E-03	.0000E+00
102	.6542E+00	.6989E+00	-.2070E+01	/	.4958E-03	.6494E-03	.0000E+00
103	.6808E+00	.6784E+00	-.2265E+01	/	.4248E-03	.5226E-03	.0000E+00
104	.6986E+00	.6630E+00	-.2397E+01	/	.3469E-03	.2710E-03	.0000E+00
105	.7047E+00	.6509E+00	-.2440E+01	/	.3098E-03	-.1267E-04	.2929E-05
106	.4591E+00	.8643E+00	-.1130E+01	/	.9298E-03	.8234E-03	.2645E-04
107	.5120E+00	.8192E+00	-.1394E+01	/	.7781E-03	.7547E-03	.0000E+00
108	.5628E+00	.7780E+00	-.1644E+01	/	.6590E-03	.7518E-03	.0000E+00
109	.6128E+00	.7371E+00	-.1886E+01	/	.6018E-03	.7114E-03	.0000E+00
110	.6580E+00	.7000E+00	-.2103E+01	/	.5356E-03	.5994E-03	.0000E+00
111	.6909E+00	.6697E+00	-.2260E+01	/	.4644E-03	.3579E-03	.0000E+00
112	.7035E+00	.6444E+00	-.2316E+01	/	.4305E-03	-.1915E-04	.3993E-05
113	.3273E+00	.9940E+00	-.7904E+00	/	.1090E-02	.9893E-03	.4216E-04
114	.4133E+00	.9144E+00	-.1111E+01	/	.8888E-03	.9530E-03	.0000E+00
115	.4938E+00	.8431E+00	-.1407E+01	/	.7485E-03	.8539E-03	.0000E+00
116	.5680E+00	.7801E+00	-.1678E+01	/	.6203E-03	.7919E-03	.0000E+00
117	.6333E+00	.7252E+00	-.1915E+01	/	.5589E-03	.6636E-03	.0000E+00
118	.6826E+00	.6788E+00	-.2093E+01	/	.5110E-03	.4281E-03	.0000E+00
119	.7021E+00	.6387E+00	-.2160E+01	/	.5017E-03	-.2239E-04	.4572E-05
120	.1697E+00	.1142E+01	-.4054E+00	/	.1197E-02	.1158E-02	.3891E-04
121	.2975E+00	.1022E+01	-.7867E+00	/	.1032E-02	.1137E-02	.0000E+00
122	.4165E+00	.9148E+00	-.1144E+01	/	.7813E-03	.1051E-02	.0000E+00

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE DISPLACEMENTS Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

L O A D C A S E 1

Node	T r a n s l a t i o n s			/	R o t a t i o n s		
	X	Y	Z		X	Y	Z
123	.5220E+00	.8247E+00	-.1459E+01	/	.6251E-03	.9063E-03	.0000E+00
124	.6110E+00	.7506E+00	-.1723E+01	/	.5281E-03	.7297E-03	.0000E+00
125	.6759E+00	.6892E+00	-.1916E+01	/	.5017E-03	.4574E-03	.0000E+00
126	.7005E+00	.6350E+00	-.1987E+01	/	.5356E-03	-.2229E-04	.4770E-05
127	.0000E+00	.1298E+01	.0000E+00	/	.1203E-02	.1288E-02	.0000E+00
128	.1693E+00	.1139E+01	-.4374E+00	/	.1066E-02	.1306E-02	-.3898E-04
129	.3304E+00	.9926E+00	-.8551E+00	/	.9010E-03	.1182E-02	-.4379E-04
130	.4715E+00	.8721E+00	-.1223E+01	/	.7406E-03	.1006E-02	-.2555E-04
131	.5873E+00	.7770E+00	-.1524E+01	/	.6203E-03	.7827E-03	-.5944E-05
132	.6690E+00	.7009E+00	-.1733E+01	/	.5521E-03	.4585E-03	.1040E-04
133	.6990E+00	.6335E+00	-.1809E+01	/	.5326E-03	-.2068E-04	.3947E-05
134	.7061E+00	.6605E+00	-.2481E+01	/	.1761E-03	-.2200E-03	.0000E+00
135	.7112E+00	.6654E+00	-.2372E+01	/	.2397E-03	-.4278E-03	.0000E+00
136	.7199E+00	.6719E+00	-.2209E+01	/	.3364E-03	-.5448E-03	.0000E+00
137	.7308E+00	.6783E+00	-.2018E+01	/	.4103E-03	-.5816E-03	.0000E+00
138	.7427E+00	.6819E+00	-.1820E+01	/	.4321E-03	-.5618E-03	.0000E+00
139	.7558E+00	.6856E+00	-.1618E+01	/	.4289E-03	-.6135E-03	.5416E-05
140	.7115E+00	.6644E+00	-.2390E+01	/	.3617E-03	-.2859E-03	.0000E+00
141	.7295E+00	.6809E+00	-.2257E+01	/	.4517E-03	-.5169E-03	.0000E+00
142	.7555E+00	.7021E+00	-.2065E+01	/	.5220E-03	-.6349E-03	.0000E+00
143	.7844E+00	.7244E+00	-.1851E+01	/	.5848E-03	-.6462E-03	.0000E+00
144	.8127E+00	.7428E+00	-.1639E+01	/	.6523E-03	-.6023E-03	.0000E+00
145	.8415E+00	.7617E+00	-.1422E+01	/	.7257E-03	-.6770E-03	-.1143E-04
146	.7183E+00	.6717E+00	-.2249E+01	/	.4731E-03	-.3853E-03	.0000E+00
147	.7521E+00	.7039E+00	-.2087E+01	/	.5522E-03	-.6003E-03	.0000E+00
148	.7966E+00	.7420E+00	-.1873E+01	/	.6228E-03	-.6935E-03	.0000E+00
149	.8452E+00	.7833E+00	-.1638E+01	/	.6775E-03	-.7286E-03	.0000E+00
150	.8943E+00	.8244E+00	-.1397E+01	/	.7927E-03	-.7305E-03	.0000E+00
151	.9456E+00	.8693E+00	-.1141E+01	/	.9392E-03	-.7990E-03	-.2870E-04
152	.7251E+00	.6912E+00	-.2080E+01	/	.5119E-03	-.4618E-03	.0000E+00
153	.7760E+00	.7298E+00	-.1895E+01	/	.5644E-03	-.6691E-03	.0000E+00
154	.8407E+00	.7862E+00	-.1660E+01	/	.6307E-03	-.7779E-03	.0000E+00
155	.9132E+00	.8497E+00	-.1396E+01	/	.7628E-03	-.8279E-03	.0000E+00
156	.9913E+00	.9210E+00	-.1109E+01	/	.9025E-03	-.9254E-03	.0000E+00
157	.1075E+01	.1000E+01	-.7976E+00	/	.1101E-02	-.9626E-03	-.4537E-04
158	.7295E+00	.6917E+00	-.1903E+01	/	.4955E-03	-.4916E-03	.0000E+00
159	.7967E+00	.7555E+00	-.1703E+01	/	.5245E-03	-.7401E-03	.0000E+00
160	.8855E+00	.8313E+00	-.1439E+01	/	.6280E-03	-.8965E-03	.0000E+00
161	.9890E+00	.9223E+00	-.1129E+01	/	.7898E-03	-.1030E-02	.0000E+00
162	.1105E+01	.1030E+01	-.7805E+00	/	.1043E-02	-.1107E-02	.0000E+00
163	.1230E+01	.1150E+01	-.4088E+00	/	.1208E-02	-.1129E-02	-.4132E-04

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE DISPLACEMENTS Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

L O A D C A S E 1

Node	T r a n s l a t i o n s			/	R o t a t i o n s		
	X	Y	Z		X	Y	Z
164	.7340E+00	.7035E+00	-.1721E+01	/	.5515E-03	-.4910E-03	-.2754E-05
165	.8185E+00	.7819E+00	-.1504E+01	/	.6209E-03	-.7959E-03	.1234E-04
166	.9344E+00	.8790E+00	-.1201E+01	/	.7439E-03	-.1000E-02	.2916E-04
167	.1073E+01	.1001E+01	-.8380E+00	/	.9065E-03	-.1162E-02	.4433E-04
168	.1231E+01	.1148E+01	-.4281E+00	/	.1073E-02	-.1278E-02	.3738E-04
169	.1396E+01	.1307E+01	.0000E+00	/	.1212E-02	-.1259E-02	.0000E+00

Total Strain Energy = .2435E+05

===== I M A G E S 3 D =====

= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

SOLVE BEAM LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

LLoads	Node	Axial	Y-Shear	Z-Shear	Torsion	Y-Bending	Z-Bending
Stress	Node	Axial	Y-Shear	Z-Shear	Torsion	Y-Bending	Z-Bending
Stress	Node	Maximum	Minimum	Cmb. Shear			
LLoads	61	-.5167E+04	.3927E+03	.1600E+02	.1409E+06	.1066E+05	-.9024E+05
			BEAM NO.	14			
LLoads	61	.5646E+04	-.2973E+03	-.6674E+02	-.1610E+06	-.3921E+05	.1747E+06
LLoads	67	-.5598E+04	.1773E+03	.6674E+02	.1610E+06	.6317E+05	-.2598E+06
			BEAM NO.	15			
LLoads	67	.5688E+04	-.2447E+03	.4281E+02	-.1494E+06	-.7484E+05	.3011E+06
LLoads	73	-.5640E+04	.1247E+03	-.4281E+02	.1494E+06	.5947E+05	-.3675E+06
			BEAM NO.	16			
LLoads	73	.4236E+04	-.2718E+03	.6764E+02	-.1090E+06	-.6608E+05	.4023E+06
LLoads	79	-.4188E+04	.1518E+03	-.6764E+02	.1090E+06	.4180E+05	-.4784E+06
			BEAM NO.	17			
LLoads	79	.1839E+04	-.3713E+03	.8758E+02	-.5478E+05	-.4997E+05	.5459E+06
LLoads	85	-.1791E+04	.2513E+03	-.8758E+02	.5478E+05	.1853E+05	-.6577E+06
			BEAM NO.	18			
LLoads	85	-.3001E+03	-.4037E+03	.1628E+03	-.1626E+05	-.2619E+05	.7588E+06
LLoads	91	.3481E+03	.2837E+03	-.1628E+03	.1626E+05	-.3224E+05	-.8822E+06
			BEAM NO.	19			
LLoads	91	-.2503E+03	-.3098E+03	.1687E+03	.1405E+05	-.3409E+05	-.8760E+06
LLoads	139	.2023E+03	.4298E+03	-.1687E+03	-.1405E+05	-.2647E+05	.7432E+06
			BEAM NO.	20			
LLoads	139	.2052E+04	-.2617E+03	.8616E+02	.5571E+05	.1867E+05	-.6356E+06
LLoads	145	-.2100E+04	.3817E+03	-.8616E+02	-.5571E+05	-.4961E+05	.5201E+06
			BEAM NO.	21			
LLoads	145	.4558E+04	-.1473E+03	.6548E+02	.1130E+06	.4165E+05	-.4518E+06
LLoads	151	-.4606E+04	.2673E+03	-.6548E+02	-.1130E+06	-.6516E+05	.3774E+06
			BEAM NO.	22			
LLoads	151	.6049E+04	-.1145E+03	.3961E+02	.1541E+06	.5925E+05	-.3455E+06
LLoads	157	-.6097E+04	.2345E+03	-.3961E+02	-.1541E+06	-.7347E+05	.2829E+06
			BEAM NO.	23			
LLoads	157	.6020E+04	-.1647E+03	-.6838E+02	.1651E+06	.6286E+05	-.2456E+06
LLoads	163	-.6068E+04	.2847E+03	.6838E+02	-.1651E+06	-.3831E+05	.1649E+06
			BEAM NO.	24			
LLoads	163	.5633E+04	-.3839E+03	-.1327E+02	.1434E+06	.1087E+05	-.8412E+05
LLoads	169	-.5681E+04	.5039E+03	.1327E+02	-.1434E+06	-.6107E+04	-.7525E+05
			BEAM NO.	25			
LLoads	1	.5983E+04	-.5388E+03	-.3542E+02	.1346E+06	.2108E+05	-.6683E+05
LLoads	6	-.5935E+04	.4188E+03	.3542E+02	-.1346E+06	-.8362E+04	-.1050E+06
			BEAM NO.	26			
LLoads	8	.6048E+04	-.3044E+03	.7076E+02	.1570E+06	.3794E+05	.1927E+06
LLoads	15	-.6000E+04	.1844E+03	-.7076E+02	-.1570E+06	-.6334E+05	-.2804E+06

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE BEAM LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

LLoads	Node	Axial	Y-Shear	Z-Shear	Torsion	Y-Bending	Z-Bending	
Stress	Node	Axial	Y-Shear	Z-Shear	Torsion	Y-Bending	Z-Bending	
Stress	Node	Maximum	Minimum	Cmb. Shear				
LLoads	131	-.4409E+04	.1119E+03	-.2361E+02	-.1105E+06	-.2062E+06	.1031E+06	
			BEAM NO. 41					
LLoads	131	.2126E+04	-.1646E+03	.2014E+03	.6050E+05	.2532E+06	-.1089E+06	
LLoads	132	-.2078E+04	.1646E+03	-.8138E+02	-.6050E+05	-.3040E+06	.4977E+05	
			BEAM NO. 42					
LLoads	132	.8178E+02	-.3006E+03	.2237E+03	.2163E+05	.3842E+06	-.5637E+05	
LLoads	133	-.3378E+02	.3006E+03	-.1037E+03	-.2163E+05	-.4429E+06	-.5155E+05	
			BEAM NO. 43					
LLoads	133	.1376E+03	.3047E+03	-.1179E+03	-.2110E+05	.4377E+06	.5320E+05	
LLoads	164	-.1856E+03	-.3047E+03	.2379E+03	.2110E+05	-.3738E+06	.5620E+05	
			BEAM NO. 44					
LLoads	164	.2341E+04	.1584E+03	-.8587E+02	-.6227E+05	.2880E+06	-.4956E+05	
LLoads	165	-.2389E+04	-.1584E+03	.2059E+03	.6227E+05	-.2356E+06	.1064E+06	
			BEAM NO. 45					
LLoads	165	.4765E+04	.1061E+03	-.1992E+02	-.1141E+06	.1886E+06	-.1010E+06	
LLoads	166	-.4813E+04	-.1061E+03	.1399E+03	.1141E+06	-.1599E+06	.1391E+06	
			BEAM NO. 46					
LLoads	166	.6202E+04	.5027E+02	.2269E+01	-.1536E+06	.1476E+06	-.1368E+06	
LLoads	167	-.6250E+04	-.5027E+02	.1177E+03	.1536E+06	-.1268E+06	.1549E+06	
			BEAM NO. 47					
LLoads	167	.6207E+04	-.2282E+03	-.1022E+02	-.1663E+06	.1103E+06	-.1496E+06	
LLoads	168	-.6255E+04	.2282E+03	.1302E+03	.1663E+06	-.8511E+05	.6763E+05	
			BEAM NO. 48					
LLoads	168	.5890E+04	-.6598E+02	-.1670E+03	-.1512E+06	.2017E+05	-.4504E+05	
LLoads	169	-.5938E+04	.6598E+02	.2870E+03	.1512E+06	.6132E+05	.2136E+05	
			BEAM NO. 49					
LLoads	7	.1276E+04	.6274E+02	.1198E+02	.5248E+04	-.2132E+04	.3411E+04	
LLoads	14	-.1276E+04	-.1726E+02	-.1198E+02	-.5248E+04	-.1862E+04	.4169E+04	
			BEAM NO. 50					
LLoads	14	.3062E+04	.5168E+02	-.2819E+00	.3716E+04	.1308E+04	-.2133E+05	
LLoads	21	-.3062E+04	-.2832E+02	.2819E+00	-.3716E+04	-.1214E+04	.2522E+05	
			BEAM NO. 51					
LLoads	21	.4494E+04	.5904E+02	-.3639E+01	-.4495E+03	.3767E+03	-.4334E+05	
LLoads	28	-.4494E+04	-.2096E+02	.3639E+01	.4495E+03	.8365E+03	.4969E+05	
			BEAM NO. 52					
LLoads	28	.4949E+04	.5162E+02	-.5939E+01	-.8659E+04	-.8129E+03	-.7100E+05	
LLoads	35	-.4949E+04	-.2838E+02	.5939E+01	.8659E+04	.2793E+04	.7488E+05	
			BEAM NO. 53					
LLoads	35	.4344E+04	.5288E+02	-.4727E+01	-.1165E+05	-.2105E+04	-.8879E+05	
LLoads	42	-.4344E+04	-.2712E+02	.4727E+01	.1165E+05	.3681E+04	.9308E+05	

===== I M A G E S 3 D =====

= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

SOLVE BEAM LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

LLoads	Node	Axial	Y-Shear	Z-Shear	Torsion	Y-Bending	Z-Bending	
Stress	Node	Axial	Y-Shear	Z-Shear	Torsion	Y-Bending	Z-Bending	
Stress	Node	Maximum	Minimum	Cmb. Shear				
			BEAM NO. 54					
LLoads	42	.3159E+04	.5054E+02	.9508E+01	-.9244E+04	-.2922E+04	-.9739E+05	
LLoads	49	-.3159E+04	.2946E+02	-.9508E+01	.9244E+04	-.2470E+03	.1009E+06	
			BEAM NO. 55					
LLoads	49	.3217E+04	.3696E+02	.6786E+01	.7090E+03	-.2428E+04	-.9609E+05	
LLoads	98	-.3217E+04	.4304E+02	-.6786E+01	-.7090E+03	.1663E+03	.9508E+05	
			BEAM NO. 56					
LLoads	98	.4396E+04	.3243E+02	-.5430E+00	.3944E+04	-.4425E+03	-.9392E+05	
LLoads	105	-.4396E+04	.4757E+02	.5430E+00	-.3944E+04	.6235E+03	.9140E+05	
			BEAM NO. 57					
LLoads	105	.4875E+04	.2288E+02	.1668E+01	.3283E+04	-.9433E+03	-.7608E+05	
LLoads	112	-.4875E+04	.5712E+02	-.1668E+01	-.3283E+04	.3872E+03	.7038E+05	
			BEAM NO. 58					
LLoads	112	.4270E+04	.1949E+02	.1308E+01	.1638E+04	-.5798E+03	-.4568E+05	
LLoads	119	-.4270E+04	.6051E+02	-.1308E+01	-.1638E+04	.1438E+03	.3885E+05	
			BEAM NO. 59					
LLoads	119	.2793E+04	.2793E+02	-.3639E-01	-.5217E+02	-.1174E+03	-.2097E+05	
LLoads	126	-.2793E+04	.5207E+02	.3639E-01	.5217E+02	.1296E+03	.1694E+05	
			BEAM NO. 60					
LLoads	126	.1126E+04	.1486E+02	.1620E+01	-.8153E+03	.2439E+03	-.1158E+03	
LLoads	133	-.1126E+04	.6514E+02	-.1620E+01	.8153E+03	-.7839E+03	-.8263E+04	
			BEAM NO. 61					
LLoads	43	.1215E+04	.1785E+02	.5972E+02	-.6960E+04	.8491E+03	.3642E+04	
LLoads	44	-.1215E+04	-.1785E+02	.2028E+02	.6960E+04	-.7424E+04	.2307E+04	
			BEAM NO. 62					
LLoads	44	.3110E+04	-.9158E+00	.5205E+02	-.5242E+04	.2168E+05	-.1853E+04	
LLoads	45	-.3110E+04	.9158E+00	.2795E+02	.5242E+04	-.2569E+05	.1547E+04	
			BEAM NO. 63					
LLoads	45	.4604E+04	-.2960E+01	.5831E+02	-.7359E+03	.4318E+05	-.4047E+03	
LLoads	46	-.4604E+04	.2960E+01	.2169E+02	.7359E+03	-.4928E+05	-.5821E+03	
			BEAM NO. 64					
LLoads	46	.5129E+04	-.5892E+01	.5692E+02	.7833E+04	.7327E+05	.6957E+03	
LLoads	47	-.5129E+04	.5892E+01	.2308E+02	-.7833E+04	-.7891E+05	-.2660E+04	
			BEAM NO. 65					
LLoads	47	.4590E+04	-.4617E+01	.6162E+02	.1110E+05	.1008E+06	.2045E+04	
LLoads	48	-.4590E+04	.4617E+01	.1838E+02	-.1110E+05	-.1080E+06	-.3584E+04	
			BEAM NO. 66					
LLoads	48	.3446E+04	.9470E+01	.5948E+02	.8962E+04	.1222E+06	.2857E+04	
LLoads	49	-.3446E+04	-.9470E+01	.2052E+02	-.8962E+04	-.1287E+06	.2995E+03	
			BEAM NO. 67					
LLoads	49	.3503E+04	.6643E+01	.2800E+02	-.4782E+03	.1234E+06	.2316E+04	

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE BEAM LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

LLoads	Node	Axial	Y-Shear	Z-Shear	Torsion	Y-Bending	Z-Bending
Stress	Node	Axial	Y-Shear	Z-Shear	Torsion	Y-Bending	Z-Bending
Stress	Node	Maximum	Minimum	Comb. Shear			
LLoads	86	-.3503E+04	-.6643E+01	.5200E+02	.4782E+03	-.1194E+06	-.1018E+03
				BEAM NO. 68			
LLoads	86	.4627E+04	-.6525E+00	.2380E+02	-.3570E+04	.1082E+06	.3571E+03
LLoads	87	-.4629E+04	.6525E+00	.5620E+02	.3570E+04	-.1028E+06	-.5746E+03
				BEAM NO. 69			
LLoads	87	.5024E+04	.1532E+01	.1746E+02	-.2924E+04	.7941E+05	.8645E+03
LLoads	88	-.5024E+04	-.1532E+01	.6254E+02	.2924E+04	-.7189E+05	-.3539E+03
				BEAM NO. 70			
LLoads	88	.4338E+04	.1067E+01	.2022E+02	-.1243E+04	.4456E+05	.5080E+03
LLoads	89	-.4338E+04	-.1067E+01	.5978E+02	.1243E+04	-.3796E+05	-.1523E+03
				BEAM NO. 71			
LLoads	89	.2803E+04	.1475E+00	.2794E+02	.5748E+03	.2108E+05	.3221E+02
LLoads	90	-.2803E+04	-.1475E+00	.5206E+02	-.5748E+03	-.1706E+05	.1695E+02
				BEAM NO. 72			
LLoads	90	.1053E+04	-.3960E-01	.1597E+02	.1409E+04	.2400E+04	-.3883E+03
LLoads	91	-.1053E+04	.3960E-01	.6403E+02	-.1409E+04	.5609E+04	.3751E+03
				TRUSS NO. 73			
LLoads	1	-.6928E+04	.1169E-41	.4963E-21	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
LLoads	55	.6928E+04	-.1169E-41	-.4963E-21	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
				TRUSS NO. 74			
LLoads	55	-.6537E+04	-.1271E-20	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
LLoads	169	.6537E+04	.1271E-20	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
				TRUSS NO. 75			
LLoads	1	-.6490E+04	.8034E-20	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
LLoads	127	.6490E+04	-.8034E-20	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
				TRUSS NO. 76			
LLoads	127	-.6980E+04	-.7588E-42	-.2951E-20	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
LLoads	169	.6980E+04	.7588E-42	.2951E-20	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE BEAM LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

MAXIMUM STRESS SUMMARY FOR BEAMS/TRUSSES
 WITHIN SPECIFIED RANGE 1- 76

Maximum (absolute) Stress = .6980E+02 at TRUSS 76

Beam	Axial	Y-Shear	Z-Shear	Torsion	Y-Bending	Z-Bending
76	.6980E+02	-.7588E-44	-.2951E-22	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00
	Maximum	Minimum	Cmb. Shear			
	.6980E+02	.6980E+02	.3490E+02			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 CelestiaJ Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

PLATE LOADS AND/OR STRESSES

Stress	Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress		Shear XZ	Shear YZ				
PLATE 1							
Stress	TOP	-.1943E+00	-.1541E+00	-.2567E+00	.8330E-01	-.4317E+00	-47.2
					Von Mises = .4788E+00		
Stress	MID	-.1835E+00	-.1693E+00	-.4125E-01	-.1345E+00	-.2182E+00	-49.9
					Von Mises = .1907E+00		
Stress	BOT	-.6210E-01	-.5387E-01				
		-.1726E+00	-.1845E+00	.1742E+00	-.4232E-02	-.3529E+00	44.0
					Von Mises = .3508E+00		
PLATE 2							
Stress	TOP	-.4424E+00	-.1901E-01	-.2083E+00	.6628E-01	-.5277E+00	-67.7
					Von Mises = .5637E+00		
Stress	MID	-.1726E+00	.4618E-01	.2606E-01	.4924E-01	-.1757E+00	83.3
					Von Mises = .2048E+00		
Stress	BOT	-.2713E-01	.5699E-02				
		.9717E-01	.1114E+00	.2604E+00	.3648E+00	-.1562E+00	45.8
					Von Mises = .4631E+00		
PLATE 3							
Stress	TOP	-.5081E+00	-.5519E-01	-.2655E+00	.6730E-01	-.6306E+00	-65.2
					Von Mises = .6668E+00		
Stress	MID	-.1452E+00	.5705E-01	-.5207E-01	.6967E-01	-.1578E+00	-76.4
					Von Mises = .2018E+00		
Stress	BOT	-.1448E-01	-.3215E-03				
		.2178E+00	.1693E+00	.1613E+00	.3567E+00	.3039E-01	40.7
					Von Mises = .3425E+00		
PLATE 4							
Stress	TOP	-.5286E+00	-.8906E-01	-.3074E+00	.6905E-01	-.6867E+00	-62.8
					Von Mises = .7237E+00		
Stress	MID	-.9911E-01	.3946E-01	-.1440E+00	.1300E+00	-.1896E+00	-57.8
					Von Mises = .2784E+00		
Stress	BOT	-.1640E-01	.1250E-01				
		.3304E+00	.1680E+00	.1939E-01	.3327E+00	.1657E+00	6.7
					Von Mises = .2881E+00		
PLATE 5							

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X Shear XZ	Sigma Y Shear YZ	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress TOP	-.6047E+00	-.1290E+00	-.2872E+00	.6010E-02	-.7398E+00	-64.8
			Von Mises =	.7428E+00		
Stress MID	-.3709E-01	.1317E-01	-.1915E+00	.1911E+00	-.2051E+00	-48.7
			Von Mises =	.3347E+00		
Stress BOT	-.3031E-01	.1484E-01				
	.5306E+00	.1554E+00	-.9576E-01	.5536E+00	.1323E+00	-13.5
			Von Mises =	.5007E+00		
			PLATE 6			
Stress TOP	-.8205E+00	-.2330E+00	-.1668E+00	-.1889E+00	-.8646E+00	-75.2
			Von Mises =	.7873E+00		
Stress MID	.1931E-01	-.6169E-01	-.1309E+00	.1158E+00	-.1582E+00	-36.4
			Von Mises =	.2382E+00		
Stress BOT	-.4214E-01	.1160E-02				
	.8591E+00	.1096E+00	-.9491E-01	.8710E+00	.9773E-01	-7.1
			Von Mises =	.8264E+00		
			PLATE 7			
Stress TOP	-.4728E-01	-.3735E+00	-.2382E+00	.7834E-01	-.4991E+00	-27.8
			Von Mises =	.5426E+00		
Stress MID	.4650E-01	-.1686E+00	.9490E-02	.4691E-01	-.1690E+00	2.5
			Von Mises =	.1967E+00		
Stress BOT	.3758E-03	-.3496E-01				
	.1403E+00	.3638E-01	.2572E+00	.3507E+00	-.1741E+00	39.3
			Von Mises =	.4630E+00		
			PLATE 8			
Stress TOP	-.1607E+00	-.1092E+00	-.2580E+00	.1243E+00	-.3942E+00	-47.8
			Von Mises =	.4689E+00		
Stress MID	.8310E-01	.9376E-01	-.3016E-01	.1191E+00	.5780E-01	-50.0
			Von Mises =	.1031E+00		
Stress BOT	.2522E-02	.4481E-02				
	.3269E+00	.2967E+00	.1977E+00	.5101E+00	.1136E+00	42.8
			Von Mises =	.4638E+00		
			PLATE 9			
Stress TOP	-.1872E+00	.3670E-01	-.2612E+00	.2089E+00	-.3595E+00	-56.6
			Von Mises =	.4979E+00		
Stress MID	.1369E+00	.1391E+00	-.9377E-01	.2318E+00	.4423E-01	-45.3
			Von Mises =	.2131E+00		
Stress BOT	.3798E-02	-.1037E-02				
	.4611E+00	.2414E+00	.7365E-01	.4835E+00	.2190E+00	16.9
			Von Mises =	.4194E+00		
			PLATE 10			

===== I M A G E S 3 D =====

= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf		Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress		Shear XZ	Shear YZ				
Stress	TOP	-.2331E+00	.7339E-01	-.3176E+00	.2728E+00	-.4325E+00	-57.9
				Van Mises =	.6160E+00		
Stress	MID	.1496E+00	.9937E-01	-.1580E+00	.2845E+00	-.3553E-01	-40.5
				Van Mises =	.3038E+00		
		.1055E-02	-.8895E-03				
Stress	BOT	.5323E+00	.1254E+00	.1566E-02	.5323E+00	.1254E+00	.2
				Van Mises =	.4820E+00		
				PLATE 11			
Stress	TOP	-.3602E+00	-.5797E-01	-.3054E+00	.1317E+00	-.5498E+00	-58.2
				Van Mises =	.6261E+00		
Stress	MID	.1165E+00	.5178E-02	-.1813E+00	.2505E+00	-.1288E+00	-36.5
				Van Mises =	.3341E+00		
		.3401E-03	-.2582E-02				
Stress	BOT	.5932E+00	.6833E-01	-.5726E-01	.5994E+00	.6215E-01	-6.2
				Van Mises =	.5708E+00		
				PLATE 12			
Stress	TOP	-.7204E+00	-.3628E+00	-.1651E+00	-.2982E+00	-.7850E+00	-68.6
				Van Mises =	.6863E+00		
Stress	MID	.6526E-01	-.1810E+00	-.1174E+00	.1123E+00	-.2280E+00	-21.8
				Van Mises =	.3903E+00		
		-.1090E-01	-.2282E-02				
Stress	BOT	.8509E+00	.7177E-03	-.6975E-01	.8566E+00	-.4966E-02	-4.7
				Van Mises =	.8591E+00		
				PLATE 13			
Stress	TOP	-.9264E-01	-.4410E+00	-.3037E+00	.8332E-01	-.6169E+00	-30.1
				Van Mises =	.6625E+00		
Stress	MID	.4295E-01	-.1265E+00	-.6796E-01	.6684E-01	-.1504E+00	-19.4
				Van Mises =	.1927E+00		
		-.2078E-02	-.1990E-01				
Stress	BOT	.1785E+00	.1880E+00	.1678E+00	.3511E+00	.1537E-01	45.8
				Van Mises =	.3437E+00		
				PLATE 14			
Stress	TOP	.8615E-02	-.1380E+00	-.2804E+00	.2251E+00	-.3545E+00	-37.7
				Van Mises =	.5061E+00		
Stress	MID	.1262E+00	.1562E+00	-.9310E-01	.2355E+00	.4690E-01	-49.6
				Van Mises =	.2159E+00		
		-.7644E-03	.5245E-02				
Stress	BOT	.2438E+00	.4503E+00	.9418E-01	.4868E+00	.2073E+00	68.8
				Van Mises =	.4231E+00		
				PLATE 15			

===== I M A G E S 3 D =====

= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.1706E+00	-.1459E+00	-.2346E+00	.7672E-01	-.3932E+00	-46.5
			Von Mises =	.4366E+00		
Stress MID	.1687E+00	.1816E+00	-.1308E+00	.3061E+00	.4414E-01	-46.4
			Von Mises =	.2866E+00		
Stress BOT	-.1666E-01	-.1546E-01	-.2701E-01	.5355E+00	.4815E+00	-45.5
			Von Mises =	.5106E+00		
			PLATE 16			
Stress TOP	-.2802E+00	-.1852E+00	-.2595E+00	.3112E-01	-.4965E+00	-50.2
			Von Mises =	.5128E+00		
Stress MID	.1793E+00	.1154E+00	-.1388E+00	.2898E+00	.4946E-02	-38.5
			Von Mises =	.2874E+00		
Stress BOT	.9764E-02	-.2066E-01	-.1807E-01	.6403E+00	.4146E+00	-4.6
			Von Mises =	.5625E+00		
			PLATE 17			
Stress TOP	-.3162E+00	-.2585E+00	-.2505E+00	-.3517E-01	-.5395E+00	-48.3
			Von Mises =	.5228E+00		
Stress MID	.1330E+00	-.2504E-01	-.1150E+00	.1935E+00	-.8560E-01	-27.8
			Von Mises =	.2477E+00		
Stress BOT	-.7778E-02	-.3912E-02	.2043E-01	.5833E+00	.2073E+00	3.1
			Von Mises =	.5121E+00		
			PLATE 18			
Stress TOP	-.6219E+00	-.5429E+00	-.1183E+00	-.4577E+00	-.7072E+00	-54.2
			Von Mises =	.6212E+00		
Stress MID	.6350E-01	-.2818E+00	-.5419E-01	.7181E-01	-.2901E+00	-8.7
			Von Mises =	.3319E+00		
Stress BOT	-.1307E-01	-.3088E-02	.9953E-02	.7491E+00	-.2082E-01	.7
			Von Mises =	.7597E+00		
			PLATE 19			
Stress TOP	-.1235E+00	-.4716E+00	-.3379E+00	.8258E-01	-.6776E+00	-31.4
			Von Mises =	.7225E+00		
Stress MID	.2325E-01	-.7225E-01	-.1541E+00	.1369E+00	-.1859E+00	-36.4
			Von Mises =	.2806E+00		
Stress BOT	.1280E-01	-.2364E-01	.2964E-01	.3325E+00	.1646E+00	79.7
			Von Mises =	.2880E+00		
			PLATE 20			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	.6371E-01	-.1780E+00	-.3405E+00	.3042E+00	-.4185E+00	-35.2
			Von Mises =	.6284E+00		
Stress MID	.8708E-01	.1702E+00	-.1578E+00	.2918E+00	-.3454E-01	-52.4
			Von Mises =	.3105E+00		
Stress BOT	-.5424E-03	.3630E-02				
	.1104E+00	.5183E+00	.2495E-01	.5198E+00	.1089E+00	86.5
			Von Mises =	.4748E+00		
			PLATE 21			
Stress TOP	-.1911E+00	-.2415E+00	-.2672E+00	.5207E-01	-.4846E+00	-42.3
			Von Mises =	.5126E+00		
Stress MID	.1106E+00	.1881E+00	-.1377E+00	.2924E+00	.6356E-02	-52.9
			Von Mises =	.2893E+00		
Stress BOT	-.2141E-01	.1117E-01				
	.4123E+00	.6178E+00	-.8175E-02	.6181E+00	.4120E+00	-87.7
			Von Mises =	.5451E+00		
			PLATE 22			
Stress TOP	-.4003E+00	-.3832E+00	-.1683E+00	-.2233E+00	-.5603E+00	-46.5
			Von Mises =	.4886E+00		
Stress MID	.8884E-01	.8657E-01	-.1007E+00	.1884E+00	-.1303E-01	-44.7
			Von Mises =	.1953E+00		
Stress BOT	.6242E-02	.7348E-02				
	.5780E+00	.5564E+00	-.3316E-01	.6021E+00	.5323E+00	-36.0
			Von Mises =	.5704E+00		
			PLATE 23			
Stress TOP	-.4701E+00	-.4827E+00	-.1269E+00	-.3493E+00	-.6035E+00	-43.6
			Von Mises =	.5248E+00		
Stress MID	.3501E-01	-.8087E-01	-.4582E-01	.5093E-01	-.9679E-01	-19.2
			Von Mises =	.1300E+00		
Stress BOT	-.3792E-02	-.4186E-02				
	.5402E+00	.3209E+00	.3531E-01	.5457E+00	.3154E+00	8.9
			Von Mises =	.4745E+00		
			PLATE 24			
Stress TOP	-.5669E+00	-.6846E+00	-.3903E-01	-.5556E+00	-.6958E+00	-16.4
			Von Mises =	.6374E+00		
Stress MID	-.2405E-01	-.3428E+00	.8552E-02	-.2382E-01	-.3430E+00	1.5
			Von Mises =	.3317E+00		
Stress BOT	.6577E-02	-.3809E-02				
	.5188E+00	-.9548E-03	.5513E-01	.5245E+00	-.6739E-02	6.0
			Von Mises =	.5279E+00		
			PLATE 25			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.1500E+00	-.5388E+00	-.3044E+00	.1677E-01	-.7056E+00	-28.7
			Von Mises =	.7141E+00		
Stress MID	-.2457E-02	-.1312E-01	-.1993E+00	.1916E+00	-.2071E+00	-44.2
			Von Mises =	.3454E+00		
Stress BOT	.1451E+00	.5126E+00	-.9418E-01	.5353E+00	.1224E+00	-76.4
			Von Mises =	.4859E+00		
			PLATE 26			
Stress TOP	-.5162E-01	-.2889E+00	-.3211E+00	.1719E+00	-.5127E+00	-34.9
			Von Mises =	.6169E+00		
Stress MID	-.3003E-02	.1307E+00	-.1841E+00	.2598E+00	-.1320E+00	-55.0
			Von Mises =	.3453E+00		
Stress BOT	-.2626E-02	.3231E-02	-.4717E-01	.5548E+00	.4144E-01	-84.7
	.4581E-01	.5504E+00		.5353E+00		
			Von Mises =	.5353E+00		
			PLATE 27			
Stress TOP	-.2513E+00	-.2568E+00	-.2603E+00	.6230E-02	-.5143E+00	-44.7
			Von Mises =	.5175E+00		
Stress MID	-.2642E-01	.1351E+00	-.1156E+00	.1953E+00	-.8663E-01	-62.5
			Von Mises =	.2502E+00		
Stress BOT	-.4271E-02	-.6967E-02	.2915E-01	.5296E+00	.1959E+00	85.0
	.1984E+00	.5271E+00		.4638E+00		
			Von Mises =	.4638E+00		
			PLATE 28			
Stress TOP	-.4847E+00	-.4300E+00	-.1335E+00	-.3210E+00	-.5937E+00	-50.8
			Von Mises =	.5147E+00		
Stress MID	-.7555E-01	.2683E-01	-.4708E-01	.4519E-01	-.9391E-01	-68.7
			Von Mises =	.1229E+00		
Stress BOT	-.5242E-02	-.2080E-02	.3938E-01	.4934E+00	.3239E+00	76.2
	.3336E+00	.4836E+00		.4342E+00		
			Von Mises =	.4342E+00		
			PLATE 29			
Stress TOP	-.6714E+00	-.6446E+00	-.3527E-02	-.6441E+00	-.6719E+00	-82.6
			Von Mises =	.6585E+00		
Stress MID	-.1341E+00	-.1450E+00	.2032E-01	-.1185E+00	-.1606E+00	37.5
			Von Mises =	.1442E+00		
Stress BOT	.4177E-03	.1298E-02	.4416E-01	.4293E+00	.3285E+00	30.6
	.4032E+00	.3547E+00		.3889E+00		
			Von Mises =	.3889E+00		
			PLATE 30			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.6266E+00	-.7676E+00	.6742E-01	-.5995E+00	-.7947E+00	21.9
			Von Mises =	.7173E+00		
Stress MID	-.1796E+00	-.3578E+00	.5128E-01	-.1659E+00	-.3715E+00	15.0
			Von Mises =	.3223E+00		
Stress BOT	.1364E-01	-.2877E-02				
	.2674E+00	.5207E-01	.3513E-01	.2730E+00	.4648E-01	9.0
			Von Mises =	.2530E+00		
			PLATE 31			
Stress TOP	-.2270E+00	-.7150E+00	-.1828E+00	-.1661E+00	-.7759E+00	-18.4
			Von Mises =	.7076E+00		
Stress MID	-.6271E-01	.3374E-01	-.1427E+00	.1361E+00	-.1651E+00	-54.3
			Von Mises =	.2612E+00		
Stress BOT	.1947E-02	-.4624E-01				
	.1016E+00	.7825E+00	-.1025E+00	.7976E+00	.8645E-01	-81.6
			Von Mises =	.7581E+00		
			PLATE 32			
Stress TOP	-.3496E+00	-.6392E+00	-.1750E+00	-.2672E+00	-.7216E+00	-25.2
			Von Mises =	.6319E+00		
Stress MID	-.1850E+00	.6605E-01	-.1201E+00	.1143E+00	-.2332E+00	-68.1
			Von Mises =	.3068E+00		
Stress BOT	-.1984E-02	-.8819E-02				
	-.2049E-01	.7713E+00	-.6525E-01	.7767E+00	-.2583E-01	-85.3
			Von Mises =	.7899E+00		
			PLATE 33			
Stress TOP	-.5328E+00	-.5444E+00	-.1281E+00	-.4104E+00	-.6668E+00	-43.7
			Von Mises =	.5826E+00		
Stress MID	-.2874E+00	.6166E-01	-.5570E-01	.7033E-01	-.2960E+00	-81.1
			Von Mises =	.3367E+00		
Stress BOT	-.3495E-02	-.1278E-01				
	-.4194E-01	.6677E+00	.1668E-01	.6681E+00	-.4233E-01	88.7
			Von Mises =	.6903E+00		
			PLATE 34			
Stress TOP	-.6883E+00	-.4979E+00	-.4648E-01	-.4872E+00	-.6990E+00	-77.0
			Von Mises =	.6208E+00		
Stress MID	-.3506E+00	-.3555E-01	.5215E-02	-.3547E-01	-.3507E+00	89.1
			Von Mises =	.3344E+00		
Stress BOT	-.5022E-02	.8190E-02				
	-.1293E-01	.4268E+00	.5691E-01	.4341E+00	-.2018E-01	82.7
			Von Mises =	.4445E+00		
			PLATE 35			

===== I M A G E S 3 D =====

= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.8036E+00	-.5638E+00	.6314E-01	-.5482E+00	-.8192E+00	76.1
			Von Mises =	.7229E+00		
Stress MID	-.3670E+00	-.1935E+00	.4966E-01	-.1803E+00	-.3802E+00	75.1
			Von Mises =	.3294E+00		
Stress BOT	-.6502E-02	.1497E-01				
	.6958E-01	.1767E+00	.3618E-01	.1878E+00	.5850E-01	73.0
			Von Mises =	.1664E+00		
			PLATE 36			
Stress TOP	-.7698E+00	-.6929E+00	.9882E-01	-.6253E+00	-.8374E+00	55.6
			Von Mises =	.7541E+00		
Stress MID	-.3377E+00	-.3291E+00	.5574E-01	-.2775E+00	-.3893E+00	47.2
			Von Mises =	.3471E+00		
Stress BOT	.1217E-02	.4089E-02				
	.9453E-01	.3470E-01	.1266E-01	.9710E-01	.3213E-01	11.5
			Von Mises =	.8568E-01		
			PLATE 37			
Stress TOP	-.8039E+00	-.2490E+00	.1210E+00	-.2237E+00	-.8292E+00	78.2
			Von Mises =	.7430E+00		
Stress MID	.1220E-01	-.6851E-01	.1218E+00	.1001E+00	-.1564E+00	35.8
			Von Mises =	.2240E+00		
Stress BOT	.4679E-01	.1503E-03				
	.8283E+00	.1120E+00	.1225E+00	.8487E+00	.9159E-01	9.4
			Von Mises =	.8068E+00		
			PLATE 38			
Stress TOP	-.5412E+00	-.1640E+00	.2620E+00	-.2979E-01	-.6754E+00	62.9
			Von Mises =	.6610E+00		
Stress MID	-.4645E-01	.7125E-02	.1951E+00	.1773E+00	-.2166E+00	48.9
			Von Mises =	.3417E+00		
Stress BOT	.3314E-01	.1728E-01				
	.4483E+00	.1782E+00	.1282E+00	.4995E+00	.1271E+00	21.8
			Von Mises =	.4496E+00		
			PLATE 39			
Stress TOP	-.4451E+00	-.1253E+00	.3149E+00	.6797E-01	-.6384E+00	58.5
			Von Mises =	.6749E+00		
Stress MID	-.1035E+00	.3858E-01	.1545E+00	.1375E+00	-.2025E+00	57.4
			Von Mises =	.2963E+00		
Stress BOT	.1545E-01	.1538E-01				
	.2380E+00	.2025E+00	-.5992E-02	.2390E+00	.2015E+00	-9.3
			Von Mises =	.2226E+00		
			PLATE 40			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.4375E+00	-.7367E-01	.2850E+00	.8252E-01	-.5936E+00	61.3
			Van Mises =	.6389E+00		
Stress MID	-.1425E+00	.6318E-01	.5590E-01	.7739E-01	-.1567E+00	75.7
			Van Mises =	.2066E+00		
	.1132E-01	.1768E-02				
Stress BOT	.1524E+00	.2000E+00	-.1732E+00	.3510E+00	.1423E-02	-48.9
			Van Mises =	.3503E+00		
			PLATE 41			
Stress TOP	-.3997E+00	-.1802E-01	.2191E+00	.8168E-01	-.4994E+00	65.5
			Van Mises =	.5449E+00		
Stress MID	-.1613E+00	.5357E-01	-.3925E-01	.6052E-01	-.1682E+00	-80.0
			Van Mises =	.2053E+00		
	.2366E-01	.4695E-02				
Stress BOT	.7714E-01	.1252E+00	-.2976E+00	.3997E+00	-.1974E+00	-47.3
			Van Mises =	.5269E+00		
			PLATE 42			
Stress TOP	-.1752E+00	-.1209E+00	.2358E+00	.8928E-01	-.3853E+00	48.3
			Van Mises =	.4369E+00		
Stress MID	-.1632E+00	-.1452E+00	.5621E-02	-.1436E+00	-.1648E+00	74.0
			Van Mises =	.1553E+00		
	.6053E-01	-.5488E-01				
Stress BOT	-.1513E+00	-.1695E+00	-.2245E+00	.6432E-01	-.3851E+00	-43.8
			Van Mises =	.4209E+00		
			PLATE 43			
Stress TOP	-.7254E+00	-.3507E+00	.1442E+00	-.3016E+00	-.7745E+00	71.2
			Van Mises =	.6762E+00		
Stress MID	.4827E-01	-.1862E+00	.1300E+00	.1061E+00	-.2440E+00	24.0
			Van Mises =	.3109E+00		
	.1288E-01	-.1596E-02				
Stress BOT	.8220E+00	-.2175E-01	.1157E+00	.8375E+00	-.3733E-01	7.7
			Van Mises =	.8568E+00		
			PLATE 44			
Stress TOP	-.2991E+00	-.2475E-01	.2570E+00	.1294E+00	-.4532E+00	59.0
			Van Mises =	.5299E+00		
Stress MID	.8623E-01	-.1847E-02	.1804E+00	.2279E+00	-.1435E+00	38.1
			Van Mises =	.3244E+00		
	.2845E-02	.1568E-02				
Stress BOT	.4715E+00	.2106E-01	.1038E+00	.4943E+00	-.1704E-02	12.4
			Van Mises =	.4951E+00		
			PLATE 45			

===== I M A G E S 3 D =====

= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.9847E-01	.8988E-01	.2878E+00	.2985E+00	-.3071E+00	54.1
			Van Mises =	.5245E+00		
Stress MID	.1373E+00	.9923E-01	.1490E+00	.2685E+00	-.3192E-01	41.4
	-.1524E-02	.2582E-02	Van Mises =	.2858E+00		
Stress BOT	.3732E+00	.1086E+00	.1021E-01	.3736E+00	.1082E+00	2.2
			Van Mises =	.3329E+00		
			PLATE 46			
Stress TOP	-.5540E-01	.6285E-01	.2857E+00	.2955E+00	-.2880E+00	50.8
			Van Mises =	.5053E+00		
Stress MID	.1524E+00	.1537E+00	.8015E-01	.2332E+00	.7286E-01	45.2
	-.4320E-02	.1582E-02	Van Mises =	.2066E+00		
Stress BOT	.3601E+00	.2445E+00	-.1254E+00	.4404E+00	.1642E+00	-32.6
			Van Mises =	.3855E+00		
			PLATE 47			
Stress TOP	-.1049E+00	-.5893E-01	.2846E+00	.2036E+00	-.3675E+00	47.3
			Van Mises =	.5014E+00		
Stress MID	.1130E+00	.1158E+00	.1191E-01	.1264E+00	.1024E+00	48.4
	-.5943E-02	.7149E-02	Van Mises =	.1163E+00		
Stress BOT	.3309E+00	.2906E+00	-.2608E+00	.5723E+00	.4915E-01	-42.8
			Van Mises =	.5494E+00		
			PLATE 48			
Stress TOP	-.5561E-01	-.3300E+00	.2360E+00	.8022E-01	-.4658E+00	29.9
			Van Mises =	.5107E+00		
Stress MID	.6231E-01	-.1452E+00	-.2720E-01	.6582E-01	-.1487E+00	-7.3
	-.3075E-03	-.3338E-01	Van Mises =	.1903E+00		
Stress BOT	.1802E+00	.3957E-01	-.2904E+00	.4087E+00	-.1889E+00	-38.2
			Van Mises =	.5291E+00		
			PLATE 49			
Stress TOP	-.6256E+00	-.4999E+00	.1578E+00	-.3929E+00	-.7326E+00	55.9
			Van Mises =	.6350E+00		
Stress MID	.5519E-01	-.2689E+00	.8986E-01	.7844E-01	-.2921E+00	14.5
	.1902E-01	-.3389E-02	Van Mises =	.3382E+00		
Stress BOT	.7360E+00	-.3788E-01	.2197E-01	.7366E+00	-.3850E-01	1.6
			Van Mises =	.7566E+00		
			PLATE 50			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.2650E+00	-.1254E+00	.2309E+00	.4602E-01	-.4364E+00	53.4
			Von Mises =	.4612E+00		
Stress MID	.1167E+00	-.5226E-02	.1144E+00	.1854E+00	-.7391E-01	31.0
			Von Mises =	.2313E+00		
Stress BOT	.4984E+00	.1149E+00	-.2048E-02	.4984E+00	.1149E+00	-1.3
			Von Mises =	.4520E+00		
			PLATE 51			
Stress TOP	-.4618E-01	.4608E-01	.2076E+00	.2126E+00	-.2127E+00	51.3
			Von Mises =	.3683E+00		
Stress MID	.1689E+00	.1278E+00	.1054E+00	.2558E+00	.4090E-01	39.5
			Von Mises =	.2380E+00		
Stress BOT	.4177E-02	-.5388E-02	.3304E-02	.3841E+00	.2094E+00	1.1
			Von Mises =	.3330E+00		
			PLATE 52			
Stress TOP	.5768E-01	.7431E-01	.2229E+00	.2890E+00	-.1571E+00	46.1
			Von Mises =	.3919E+00		
Stress MID	.1826E+00	.1923E+00	.9202E-01	.2796E+00	.9529E-01	46.5
			Von Mises =	.2462E+00		
Stress BOT	.2757E-03	-.1246E-02	-.3885E-01	.3478E+00	.2700E+00	-46.0
			Von Mises =	.3161E+00		
			PLATE 53			
Stress TOP	.2581E-01	-.3245E-01	.2880E+00	.2861E+00	-.2927E+00	42.1
			Von Mises =	.5013E+00		
Stress MID	.1433E+00	.1655E+00	.7916E-01	.2343E+00	.7446E-01	49.0
			Von Mises =	.2074E+00		
Stress BOT	-.3092E-02	.5306E-02	-.1296E+00	.4516E+00	.1727E+00	-55.8
			Von Mises =	.3947E+00		
			PLATE 54			
Stress TOP	-.1287E+00	-.3901E+00	.3052E+00	.7255E-01	-.5914E+00	33.4
			Von Mises =	.6308E+00		
Stress MID	.4914E-01	-.1083E+00	.7156E-01	.7681E-01	-.1359E+00	21.1
			Von Mises =	.1866E+00		
Stress BOT	-.5215E-03	-.2015E-01	-.1620E+00	.3645E+00	.3604E-01	-40.3
			Von Mises =	.3479E+00		
			PLATE 55			

===== I M A G E S 3 D =====

= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress#	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.5588E+00	-.6187E+00	.1209E+00	-.4642E+00	-.7133E+00	38.0
			Von Mises =	.6270E+00		
Stress MID	-.1591E-01	-.3071E+00	.2466E-01	-.1384E-01	-.3092E+00	4.8
			Von Mises =	.3025E+00		
Stress BOT	-.1357E-02	-.2279E-02				
	.5269E+00	.4581E-02	-.7154E-01	.5366E+00	-.5039E-02	-7.7
			Von Mises =	.5391E+00		
			PLATE 56			
Stress TOP	-.3998E+00	-.3120E+00	.1830E+00	-.1677E+00	-.5440E+00	51.7
			Von Mises =	.4825E+00		
Stress MID	.5397E-01	-.2105E-01	.4622E-01	.7598E-01	-.4306E-01	25.5
			Von Mises =	.1044E+00		
Stress BOT	.6225E-02	-.5918E-02				
	.5077E+00	.2699E+00	-.9052E-01	.5382E+00	.2394E+00	-18.6
			Von Mises =	.4671E+00		
			PLATE 57			
Stress TOP	-.1623E+00	-.1370E+00	.1734E+00	.2419E-01	-.3235E+00	47.1
			Von Mises =	.3362E+00		
Stress MID	.9975E-01	.1179E+00	.7266E-01	.1820E+00	.3559E-01	48.6
			Von Mises =	.1671E+00		
Stress BOT	.8190E-02	-.9596E-02				
	.3618E+00	.3727E+00	-.2805E-01	.3958E+00	.3387E+00	-50.5
			Von Mises =	.3706E+00		
			PLATE 58			
Stress TOP	.1235E-01	-.4629E-01	.1984E+00	.1836E+00	-.2175E+00	40.8
			Von Mises =	.3478E+00		
Stress MID	.1067E+00	.1780E+00	.1029E+00	.2513E+00	.3348E-01	54.6
			Von Mises =	.2363E+00		
Stress BOT	.5196E-02	-.5505E-02				
	.2011E+00	.4024E+00	.7378E-02	.4026E+00	.2008E+00	87.9
			Von Mises =	.3487E+00		
			PLATE 59			
Stress TOP	.5144E-01	-.1034E+00	.2790E+00	.2636E+00	-.3155E+00	37.2
			Von Mises =	.5022E+00		
Stress MID	.7492E-01	.1532E+00	.1445E+00	.2638E+00	-.3565E-01	52.6
			Von Mises =	.2833E+00		
Stress BOT	-.2820E-02	.3131E-02				
	.9841E-01	.4098E+00	.9979E-02	.4102E+00	.9809E-01	88.2
			Von Mises =	.3710E+00		
			PLATE 60			

===== I M A G E S 3 D =====

= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf		Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress		Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP		-.1730E+00	-.4356E+00	.3162E+00	.3804E-01	-.6466E+00	33.7
				Von Mises =	.6664E+00		
Stress MID		.1771E-01	-.6232E-01	.1593E+00	.1420E+00	-.1866E+00	38.0
				Von Mises =	.2854E+00		
Stress BOT		-.1539E-01	-.2497E-01				
		.2084E+00	.3109E+00	.2533E-02	.3110E+00	.2084E+00	88.6
				Von Mises =	.2745E+00		
				PLATE 61			
Stress TOP		-.6069E+00	-.7043E+00	.1985E-01	-.6030E+00	-.7082E+00	11.1
				Von Mises =	.6619E+00		
Stress MID		-.1610E+00	-.3077E+00	-.4647E-01	-.1475E+00	-.3212E+00	-16.2
				Von Mises =	.2784E+00		
Stress BOT		-.1349E-01	-.3413E-02				
		.2850E+00	.8899E-01	-.1128E+00	.3364E+00	.3757E-01	-24.5
				Von Mises =	.3193E+00		
				PLATE 62			
Stress TOP		-.5935E+00	-.5440E+00	.8504E-01	-.4802E+00	-.6574E+00	53.1
				Von Mises =	.5891E+00		
Stress MID		-.9709E-01	-.6426E-01	-.2124E-01	-.5384E-01	-.1075E+00	-63.8
				Von Mises =	.9311E-01		
Stress BOT		.2866E-02	-.4957E-02				
		.3994E+00	.4155E+00	-.1275E+00	.5352E+00	.2796E+00	-46.8
				Von Mises =	.4637E+00		
				PLATE 63			
Stress TOP		-.3659E+00	-.3959E+00	.1633E+00	-.2170E+00	-.5449E+00	42.4
				Von Mises =	.4751E+00		
Stress MID		-.5170E-01	.7091E-01	.4277E-01	.8436E-01	-.6514E-01	72.6
				Von Mises =	.1298E+00		
Stress BOT		.4925E-02	-.7541E-02				
		.2625E+00	.5377E+00	-.7774E-01	.5582E+00	.2421E+00	-75.3
				Von Mises =	.4848E+00		
				PLATE 64			
Stress TOP		-.1696E+00	-.2851E+00	.2066E+00	-.1279E-01	-.4419E+00	37.2
				Von Mises =	.4356E+00		
Stress MID		-.3245E-01	.1256E+00	.1066E+00	.1793E+00	-.8613E-01	63.3
				Von Mises =	.2345E+00		
Stress BOT		.3810E-02	-.1189E-01				
		.1047E+00	.5362E+00	.6599E-02	.5363E+00	.1046E+00	89.1
				Von Mises =	.4924E+00		
				PLATE 65			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.5746E-01	-.3152E+00	.2342E+00	.8103E-01	-.4536E+00	30.6
			Von Mises =	.4991E+00		
Stress MID	-.2570E-01	.1013E+00	.1692E+00	.2185E+00	-.1429E+00	55.3
			Von Mises =	.3152E+00		
Stress BOT	-.9407E-03	-.8161E-03				
	.6061E-02	.5178E+00	.1041E+00	.5381E+00	-.1430E-01	78.9
			Von Mises =	.5454E+00		
			PLATE 66			
Stress TOP	-.1844E+00	-.5340E+00	.2439E+00	-.5916E-01	-.6593E+00	27.2
			Von Mises =	.6318E+00		
Stress MID	-.1435E-01	-.1244E-01	.1853E+00	.1719E+00	-.1987E+00	45.1
			Von Mises =	.3212E+00		
Stress BOT	-.1498E-01	-.3768E-01				
	.1557E+00	.5092E+00	.1267E+00	.5499E+00	.1150E+00	72.2
			Von Mises =	.5024E+00		
			PLATE 67			
Stress TOP	-.7531E+00	-.6858E+00	-.6370E-01	-.6474E+00	-.7915E+00	-58.9
			Von Mises =	.7302E+00		
Stress MID	-.3248E+00	-.2844E+00	-.8006E-01	-.2220E+00	-.3872E+00	-52.1
			Von Mises =	.3365E+00		
Stress BOT	-.4785E-02	.1672E-02				
	.1035E+00	.1171E+00	-.9643E-01	.2069E+00	.1359E-01	-47.0
			Von Mises =	.2005E+00		
			PLATE 68			
Stress TOP	-.7863E+00	-.5993E+00	-.1895E-01	-.5974E+00	-.7882E+00	-84.3
			Von Mises =	.7122E+00		
Stress MID	-.3435E+00	-.1228E+00	-.5320E-01	-.1106E+00	-.3556E+00	-77.1
			Von Mises =	.3152E+00		
Stress BOT	.4604E-02	.9632E-02				
	.9933E-01	.3538E+00	-.8745E-01	.3809E+00	.7217E-01	-72.7
			Von Mises =	.3505E+00		
			PLATE 69			
Stress TOP	-.6656E+00	-.5878E+00	.7551E-01	-.5417E+00	-.7116E+00	58.6
			Von Mises =	.6437E+00		
Stress MID	-.3294E+00	.4587E-02	.9826E-02	.4876E-02	-.3296E+00	88.3
			Von Mises =	.3321E+00		
Stress BOT	.5287E-02	.5362E-03				
	.6892E-02	.5970E+00	-.5586E-01	.6022E+00	.1650E-02	-84.6
			Von Mises =	.6014E+00		
			PLATE 70			

===== I M A G E S 3 D =====

= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.5077E+00	-.6539E+00	.1232E+00	-.4376E+00	-.7240E+00	29.7
			Von Mises =	.6316E+00		
Stress MID	-.2734E+00	.6398E-01	.6857E-01	.7738E-01	-.2868E+00	78.9
	.5398E-02	-.1819E-01		.3323E+00		
Stress BOT	-.3914E-01	.7819E+00	.1398E-01	.7821E+00	-.3938E-01	89.0
			Von Mises =	.8025E+00		
			PLATE 71			
Stress TOP	-.3388E+00	-.7247E+00	.1290E+00	-.2996E+00	-.7639E+00	16.9
			Von Mises =	.6666E+00		
Stress MID	-.1794E+00	.5399E-01	.1113E+00	.9858E-01	-.2240E+00	68.2
	.2114E-02	-.9891E-02		.2863E+00		
Stress BOT	-.2009E-01	.8327E+00	.9369E-01	.8429E+00	-.3026E-01	83.8
			Von Mises =	.8584E+00		
			PLATE 72			
Stress TOP	-.2242E+00	-.7450E+00	.1203E+00	-.1977E+00	-.7715E+00	12.4
			Von Mises =	.6941E+00		
Stress MID	-.6255E-01	.3160E-01	.1148E+00	.1086E+00	-.1396E+00	56.1
	.1864E-02	-.4697E-01		.2155E+00		
Stress BOT	.9907E-01	.8082E+00	.1093E+00	.8247E+00	.8259E-01	81.4
			Von Mises =	.7867E+00		
			PLATE 73			
Stress TOP	-.2459E+00	-.7105E+00	.1235E+00	-.2151E+00	-.7413E+00	14.0
			Von Mises =	.6605E+00		
Stress MID	-.7117E-01	.2576E-01	.1296E+00	.1157E+00	-.1611E+00	55.3
	-.8282E-04	.5091E-01		.2408E+00		
Stress BOT	.1036E+00	.7620E+00	.1358E+00	.7889E+00	.7667E-01	78.8
			Von Mises =	.7535E+00		
			PLATE 74			
Stress TOP	-.3418E+00	-.6545E+00	.1433E+00	-.2861E+00	-.7103E+00	21.3
			Von Mises =	.6190E+00		
Stress MID	-.1944E+00	.4759E-01	.1307E+00	.1047E+00	-.2515E+00	66.4
	-.1151E-02	.1024E-01		.3171E+00		
Stress BOT	-.4697E-01	.7497E+00	.1183E+00	.7669E+00	-.6411E-01	81.7
			Von Mises =	.8008E+00		
			PLATE 75			

===== I M A G E S 3 D =====

= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.4941E+00	-.5544E+00	.1614E+00	-.3601E+00	-.6885E+00	39.7
			Von Mises =	.5964E+00		
Stress MID	-.2792E+00	.5328E-01	.9178E-01	.7693E-01	-.3028E+00	75.5
			Von Mises =	.3478E+00		
Stress BOT	-.3878E-02	.1862E-01				
	-.6427E-01	.6610E+00	.2213E-01	.6617E+00	-.6494E-01	88.3
			Von Mises =	.6964E+00		
			PLATE 76			
Stress TOP	-.6267E+00	-.4932E+00	.1259E+00	-.4175E+00	-.7024E+00	59.0
			Von Mises =	.6119E+00		
Stress MID	-.3189E+00	-.2688E-01	.2876E-01	-.2408E-01	-.3217E+00	84.4
			Von Mises =	.3103E+00		
	-.3565E-02	-.3072E-02				
Stress BOT	-.1107E-01	.4394E+00	-.6837E-01	.4496E+00	-.2122E-01	-81.6
			Von Mises =	.4606E+00		
			PLATE 77			
Stress TOP	-.7439E+00	-.5462E+00	.2116E-01	-.5439E+00	-.7462E+00	84.0
			Von Mises =	.6684E+00		
Stress MID	-.3198E+00	-.1745E+00	-.4479E-01	-.1618E+00	-.3325E+00	-74.2
			Von Mises =	.2880E+00		
	-.7039E-02	-.1483E-01				
Stress BOT	.1043E+00	.1972E+00	-.1107E+00	.2709E+00	.3069E-01	-56.4
			Von Mises =	.2569E+00		
			PLATE 78			
Stress TOP	-.7635E+00	-.6779E+00	-.6556E-01	-.6424E+00	-.7990E+00	-61.6
			Von Mises =	.7334E+00		
Stress MID	-.2949E+00	-.3164E+00	-.8056E-01	-.2244E+00	-.3869E+00	-41.2
			Von Mises =	.3365E+00		
	-.1072E-02	-.7639E-02				
Stress BOT	.1736E+00	.4514E-01	-.9557E-01	.2245E+00	-.5770E-02	-28.0
			Von Mises =	.2275E+00		
			PLATE 79			
Stress TOP	-.1910E+00	-.4988E+00	.2699E+00	-.3422E-01	-.6556E+00	30.2
			Von Mises =	.6392E+00		
Stress MID	-.1010E-01	-.2230E-01	.2036E+00	.1875E+00	-.2199E+00	44.1
			Von Mises =	.3531E+00		
	.1842E-01	.3825E-01				
Stress BOT	.1708E+00	.4542E+00	.1372E+00	.5098E+00	.1153E+00	68.0
			Von Mises =	.4630E+00		
			PLATE 80			

===== I M A G E 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.1934E-01	-.2499E+00	.2657E+00	.1550E+00	-.4243E+00	33.3
			Von Mises =	.5195E+00		
Stress MID	-.1436E-01	.9737E-01	.1837E+00	.2335E+00	-.1505E+00	53.5
			Von Mises =	.3352E+00		
	.1739E-02	-.1458E-03				
Stress BOT	-.9383E-02	.4446E+00	.1017E+00	.4664E+00	-.3111E-01	77.9
			Von Mises =	.4827E+00		
			PLATE 81			
Stress TOP	-.1202E+00	-.2194E+00	.2384E+00	.7376E-01	-.4133E+00	39.1
			Von Mises =	.4547E+00		
Stress MID	-.1198E-01	.1174E+00	.1155E+00	.1852E+00	-.7971E-01	59.6
			Von Mises =	.2354E+00		
	-.3897E-02	.9865E-02				
Stress BOT	.9622E-01	.4543E+00	-.7351E-02	.4544E+00	.9607E-01	-88.8
			Von Mises =	.4148E+00		
			PLATE 82			
Stress TOP	-.3194E+00	-.3654E+00	.1885E+00	-.1525E+00	-.5323E+00	41.5
			Von Mises =	.4748E+00		
Stress MID	-.2080E-01	.4638E-01	.4781E-01	.7122E-01	-.4564E-01	62.5
			Von Mises =	.1020E+00		
	-.6947E-02	.4412E-02				
Stress BOT	.2778E+00	.4581E+00	-.9292E-01	.4974E+00	.2385E+00	-67.1
			Von Mises =	.4309E+00		
			PLATE 83			
Stress TOP	-.5764E+00	-.5692E+00	.8293E-01	-.4898E+00	-.6558E+00	46.2
			Von Mises =	.5906E+00		
Stress MID	-.5769E-01	-.1067E+00	-.2190E-01	-.4933E-01	-.1151E+00	-20.9
			Von Mises =	.1000E+00		
	-.5798E-02	.1873E-02				
Stress BOT	.4610E+00	.3558E+00	-.1267E+00	.5456E+00	.2712E+00	-33.7
			Von Mises =	.4725E+00		
			PLATE 84			
Stress TOP	-.6620E+00	-.7525E+00	-.2502E-01	-.6555E+00	-.7590E+00	-14.5
			Von Mises =	.7129E+00		
Stress MID	-.1122E+00	-.3346E+00	-.5616E-01	-.9885E-01	-.3480E+00	-13.4
			Von Mises =	.3106E+00		
	.8684E-02	.9787E-03				
Stress BOT	.4375E+00	.8335E-01	-.8730E-01	.4579E+00	.6299E-01	-13.1
			Von Mises =	.4299E+00		
			PLATE 85			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress	Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress		Shear XZ	Shear YZ				
Stress	TOP	-.1681E+00	-.4115E+00	.3392E+00	.7064E-01	-.6502E+00	35.1
				Von Mises =	.6882E+00		
Stress	MID	.2148E-01	-.7506E-01	.1673E+00	.1473E+00	-.2009E+00	37.0
				Von Mises =	.3028E+00		
		.1656E-01	.2313E-01				
Stress	BOT	.2110E+00	.2614E+00	-.4680E-02	.2618E+00	.2106E+00	-84.7
				Von Mises =	.2403E+00		
				PLATE 86			
Stress	TOP	.8584E-01	-.6474E-01	.3055E+00	.3251E+00	-.3040E+00	38.1
				Von Mises =	.5450E+00		
Stress	MID	.8754E-01	.1553E+00	.1508E+00	.2760E+00	-.3317E-01	51.3
				Von Mises =	.2940E+00		
		.3164E-02	-.3860E-02				
Stress	BOT	.8923E-01	.3754E+00	-.3777E-02	.3754E+00	.8918E-01	-89.2
				Von Mises =	.3397E+00		
				PLATE 87			
Stress	TOP	.4752E-01	-.2443E-01	.2147E+00	.2292E+00	-.2061E+00	40.2
				Von Mises =	.3772E+00		
Stress	MID	.1247E+00	.1743E+00	.1053E+00	.2577E+00	.4126E-01	51.6
				Von Mises =	.2397E+00		
		-.6523E-02	.3467E-02				
Stress	BOT	.2018E+00	.3730E+00	-.3992E-02	.3731E+00	.2017E+00	-88.7
				Von Mises =	.3234E+00		
				PLATE 88			
Stress	TOP	-.1523E+00	-.1533E+00	.1733E+00	.2056E-01	-.3261E+00	44.9
				Von Mises =	.3368E+00		
Stress	MID	.1206E+00	.9707E-01	.7258E-01	.1824E+00	.3531E-01	40.4
				Von Mises =	.1675E+00		
		-.1008E-01	.6715E-02				
Stress	BOT	.3935E+00	.3474E+00	-.2817E-01	.4068E+00	.3340E+00	-25.4
				Von Mises =	.3758E+00		
				PLATE 89			
Stress	TOP	-.4370E+00	-.3673E+00	.1555E+00	-.2428E+00	-.5615E+00	51.3
				Von Mises =	.4877E+00		
Stress	MID	.7799E-01	-.5514E-01	.4039E-01	.8929E-01	-.6643E-01	15.6
				Von Mises =	.1353E+00		
		-.9183E-02	.3848E-02				
Stress	BOT	.5930E+00	.2570E+00	-.7469E-01	.6088E+00	.2411E+00	-12.0
				Von Mises =	.5310E+00		
				PLATE 90			

===== I M A G E S 3 D =====

= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf		Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress		Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP		-.6545E+00	-.6650E+00	.6644E-01	-.5931E+00	-.7264E+00	42.7
				Von Mises =	.6697E+00		
Stress MID		.1433E-01	-.3219E+00	.4775E-02	.1440E-01	-.3220E+00	.8
				Von Mises =	.3294E+00		
Stress BOT		-.7357E-03	.3947E-02				
		.6831E+00	.2108E-01	-.5689E-01	.6880E+00	.1622E-01	-4.9
				Von Mises =	.6800E+00		
				PLATE 91			
Stress TOP		-.1187E+00	-.3837E+00	.3201E+00	.9530E-01	-.5977E+00	33.8
				Von Mises =	.6506E+00		
Stress MID		.4989E-01	-.1227E+00	.7387E-01	.7719E-01	-.1500E+00	20.3
				Von Mises =	.2001E+00		
Stress BOT		.8053E-03	.1762E-01				
		.2185E+00	.1383E+00	-.1724E+00	.3554E+00	.1368E-02	-38.5
				Von Mises =	.3547E+00		
				PLATE 92			
Stress TOP		.3836E-01	-.1602E-01	.3012E+00	.3136E+00	-.2913E+00	42.4
				Von Mises =	.5240E+00		
Stress MID		.1460E+00	.1695E+00	.8066E-01	.2393E+00	.7626E-01	49.2
				Von Mises =	.2117E+00		
Stress BOT		.2226E-02	-.5479E-02				
		.2536E+00	.3551E+00	-.1399E+00	.4532E+00	.1555E+00	-55.0
				Von Mises =	.3989E+00		
				PLATE 93			
Stress TOP		.6061E-01	.7142E-01	.2250E+00	.2911E+00	-.1590E+00	45.7
				Von Mises =	.3953E+00		
Stress MID		.1874E+00	.1913E+00	.9244E-01	.2818E+00	.9688E-01	45.6
				Von Mises =	.2480E+00		
Stress BOT		-.1512E-02	-.2725E-04				
		.3142E+00	.3112E+00	-.4010E-01	.3528E+00	.2725E+00	-43.9
				Von Mises =	.3203E+00		
				PLATE 94			
Stress TOP		-.7140E-01	.7897E-02	.1935E+00	.1657E+00	-.2292E+00	50.8
				Von Mises =	.3435E+00		
Stress MID		.1755E+00	.1105E+00	.1037E+00	.2517E+00	.3432E-01	36.3
				Von Mises =	.2365E+00		
Stress BOT		-.6230E-02	.4096E-02				
		.4225E+00	.2131E+00	.1401E-01	.4234E+00	.2122E+00	3.8
				Von Mises =	.3667E+00		
				PLATE 95			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.3363E+00	-.1813E+00	.1980E+00	-.4619E-01	-.4714E+00	55.7
			Von Mises =	.4501E+00		
Stress MID	.1264E+00	-.2894E-01	.1055E+00	.1798E+00	-.8225E-01	26.8
			Von Mises =	.2321E+00		
Stress BOT	-.1263E-01	.3452E-02	.1295E-01	.5895E+00	.1231E+00	1.6
			Von Mises =	.5386E+00		
			PLATE 96			
Stress TOP	-.7280E+00	-.5211E+00	.1154E+00	-.4696E+00	-.7795E+00	65.9
			Von Mises =	.6798E+00		
Stress MID	.6667E-01	-.2683E+00	.6624E-01	.7929E-01	-.2809E+00	10.8
			Von Mises =	.3278E+00		
Stress BOT	-.1841E-01	.4932E-02	.1703E-01	.8616E+00	-.1581E-01	1.1
			Von Mises =	.8697E+00		
			PLATE 97			
Stress TOP	-.4910E-01	-.3346E+00	.2463E+00	.9284E-01	-.4766E+00	30.0
			Von Mises =	.5291E+00		
Stress MID	.5908E-01	-.1598E+00	-.2419E-01	.6173E-01	-.1624E+00	-6.2
			Von Mises =	.2005E+00		
Stress BOT	-.2063E-03	.3138E-01	-.2947E+00	.3956E+00	-.2132E+00	-37.8
			Von Mises =	.5350E+00		
			PLATE 98			
Stress TOP	-.1082E+00	-.5505E-01	.2868E+00	.2064E+00	-.3696E+00	47.6
			Von Mises =	.5055E+00		
Stress MID	.1121E+00	.1204E+00	.1137E-01	.1283E+00	.1041E+00	55.1
			Von Mises =	.1181E+00		
Stress BOT	.5724E-02	-.7289E-02	-.2640E+00	.5787E+00	.4940E-01	-43.0
			Von Mises =	.5557E+00		
			PLATE 99			
Stress TOP	-.7090E-01	.5033E-01	.2781E+00	.2743E+00	-.2949E+00	51.1
			Von Mises =	.4931E+00		
Stress MID	.1529E+00	.1543E+00	.7950E-01	.2331E+00	.7410E-01	45.3
			Von Mises =	.2063E+00		
Stress BOT	.4051E-02	-.2525E-02	-.1191E+00	.4505E+00	.1845E+00	-31.8
			Von Mises =	.3923E+00		
			PLATE 100			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf		Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress		Shear XZ	Shear YZ				
Stress	TOP	-.1404E+00	.5384E-01	.2661E+00	.2400E+00	-.3265E+00	55.0
				Von Mises =	.4925E+00		
Stress	MID	.1392E+00	.8739E-01	.1449E+00	.2605E+00	-.3393E-01	39.9
				Von Mises =	.2790E+00		
		.6475E-03	-.2362E-02				
Stress	BOT	.4187E+00	.1209E+00	.2372E-01	.4206E+00	.1191E+00	4.5
				Von Mises =	.3755E+00		
				PLATE 101			
Stress	TOP	-.3729E+00	-.6703E-01	.2256E+00	.5257E-01	-.4925E+00	62.1
				Von Mises =	.5208E+00		
Stress	MID	.9218E-01	-.1596E-01	.1675E+00	.2141E+00	-.1379E+00	36.1
				Von Mises =	.3072E+00		
		-.3774E-02	-.9488E-03				
Stress	BOT	.5572E+00	.3510E-01	.1094E+00	.5792E+00	.1309E-01	11.4
				Von Mises =	.5728E+00		
				PLATE 102			
Stress	TOP	-.8037E+00	-.3538E+00	.1241E+00	-.3219E+00	-.8357E+00	75.6
				Von Mises =	.7301E+00		
Stress	MID	.5484E-01	-.1761E+00	.1100E+00	.9885E-01	-.2201E+00	21.8
				Von Mises =	.2828E+00		
		-.1227E-01	.2529E-02				
Stress	BOT	.9134E+00	.1729E-02	.9586E-01	.9234E+00	-.8242E-02	5.9
				Von Mises =	.9275E+00		
				PLATE 103			
Stress	TOP	-.1587E+00	-.1362E+00	.2381E+00	.9087E-01	-.3858E+00	46.4
				Von Mises =	.4384E+00		
Stress	MID	-.1509E+00	-.1579E+00	.5693E-02	-.1478E+00	-.1611E+00	29.2
				Von Mises =	.1549E+00		
		-.6228E-01	.5307E-01				
Stress	BOT	-.1432E+00	-.1797E+00	-.2267E+00	.6601E-01	-.3888E+00	-42.7
				Von Mises =	.4257E+00		
				PLATE 104			
Stress	TOP	-.3957E+00	-.2492E-01	.2131E+00	.7216E-01	-.4928E+00	65.5
				Von Mises =	.5325E+00		
Stress	MID	-.1465E+00	.5777E-01	-.4275E-01	.6635E-01	-.1551E+00	-78.6
				Von Mises =	.1969E+00		
		-.2546E-01	-.5181E-02				
Stress	BOT	.1026E+00	.1405E+00	-.2986E+00	.4208E+00	-.1777E+00	-46.8
				Von Mises =	.5323E+00		
				PLATE 105			

===== I M A G E S 3 D =====

= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.4481E+00	-.8688E-01	.2762E+00	.6249E-01	-.5975E+00	61.6
			Von Mises =	.6310E+00		
Stress MID	-.1280E+00	.6398E-01	.5556E-01	.7890E-01	-.1429E+00	75.0
			Von Mises =	.1948E+00		
Stress BOT	-.1387E-01	-.1792E-02				
	.1920E+00	.2148E+00	-.1650E+00	.3689E+00	.3802E-01	-47.0
			Von Mises =	.3514E+00		
			PLATE 106			
Stress TOP	-.4794E+00	-.1383E+00	.2967E+00	.3338E-01	-.6511E+00	59.9
			Von Mises =	.6684E+00		
Stress MID	-.8990E-01	.3474E-01	.1503E+00	.1351E+00	-.1902E+00	56.3
			Von Mises =	.2831E+00		
Stress BOT	-.1770E-01	-.1483E-01				
	.2997E+00	.2078E+00	.3807E-02	.2998E+00	.2076E+00	2.4
			Von Mises =	.2660E+00		
			PLATE 107			
Stress TOP	-.5926E+00	-.1681E+00	.2367E+00	-.6244E-01	-.6983E+00	65.9
			Von Mises =	.6692E+00		
Stress MID	-.3526E-01	.1043E-02	.1802E+00	.1640E+00	-.1982E+00	47.9
			Von Mises =	.3142E+00		
Stress BOT	-.3312E-01	-.1468E-01				
	.5221E+00	.1702E+00	.1238E+00	.5613E+00	.1310E+00	17.6
			Von Mises =	.5086E+00		
			PLATE 108			
Stress TOP	-.8523E+00	-.2357E+00	.1126E+00	-.2158E+00	-.8722E+00	80.0
			Von Mises =	.7868E+00		
Stress MID	.1799E-01	-.6215E-01	.1073E+00	.9247E-01	-.1366E+00	34.8
			Von Mises =	.1996E+00		
Stress BOT	-.4274E-01	.1465E-02				
	.8883E+00	.1114E+00	.1020E+00	.9015E+00	.9823E-01	7.4
			Von Mises =	.8566E+00		
			PLATE 109			
Stress TOP	-.7556E+00	-.6797E+00	.3698E-01	-.6647E+00	-.7706E+00	67.9
			Von Mises =	.7235E+00		
Stress MID	-.2986E+00	-.2884E+00	.5260E-01	-.2407E+00	-.3463E+00	47.8
			Von Mises =	.3074E+00		
Stress BOT	-.2459E-02	-.5202E-02				
	.1584E+00	.1029E+00	.6822E-01	.2043E+00	.5698E-01	33.9
			Von Mises =	.1826E+00		
			PLATE 110			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress	Surf	Sigma X Shear XZ	Sigma Y Shear YZ	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	TOP	-.7596E+00	-.5808E+00	-.2572E-01	-.5771E+00	-.7632E+00	-82.0
				Von Mises =	.6893E+00		
Stress	MID	-.3225E+00	-.1242E+00	.3212E-01	-.1191E+00	-.3276E+00	81.0
				Von Mises =	.2872E+00		
		.4750E-02	-.8937E-02				
Stress	BOT	.1146E+00	.3324E+00	.8997E-01	.3647E+00	.8220E-01	70.2
				Von Mises =	.3314E+00		
				PLATE 111			
Stress	TOP	-.6409E+00	-.5679E+00	-.1141E+00	-.4846E+00	-.7242E+00	-53.9
				Von Mises =	.6390E+00		
Stress	MID	-.3138E+00	.4876E-02	-.3012E-01	.7698E-02	-.3166E+00	-84.6
				Von Mises =	.3205E+00		
		.5191E-02	.2035E-02				
Stress	BOT	.1333E-01	.5776E+00	.5382E-01	.5827E+00	.8246E-02	84.6
				Von Mises =	.5787E+00		
				PLATE 112			
Stress	TOP	-.4875E+00	-.6347E+00	-.1527E+00	-.3916E+00	-.7306E+00	-32.1
				Von Mises =	.6333E+00		
Stress	MID	-.2644E+00	.6370E-01	-.8980E-01	.8668E-01	-.2873E+00	-75.7
				Von Mises =	.3391E+00		
		.5194E-02	.2122E-01				
Stress	BOT	-.4129E-01	.7621E+00	-.2692E-01	.7630E+00	-.4219E-01	-88.1
				Von Mises =	.7850E+00		
				PLATE 113			
Stress	TOP	-.3257E+00	-.7098E+00	-.1461E+00	-.2764E+00	-.7590E+00	-18.6
				Von Mises =	.6654E+00		
Stress	MID	-.1767E+00	.5160E-01	-.1313E+00	.1114E+00	-.2365E+00	-65.5
				Von Mises =	.3078E+00		
		.1789E-02	.1143E-01				
Stress	BOT	-.2778E-01	.8130E+00	-.1164E+00	.8288E+00	-.4360E-01	-82.3
				Von Mises =	.8514E+00		
				PLATE 114			
Stress	TOP	-.2260E+00	-.7388E+00	-.1278E+00	-.1959E+00	-.7689E+00	-13.3
				Von Mises =	.6920E+00		
Stress	MID	-.6272E-01	.2633E-01	-.1287E+00	.1180E+00	-.1544E+00	-54.5
				Von Mises =	.2366E+00		
		.8813E-03	.5072E-01				
Stress	BOT	.1006E+00	.7914E+00	-.1296E+00	.8149E+00	.7706E-01	-79.7
				Von Mises =	.7793E+00		
				PLATE 115			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.6416E+00	-.7232E+00	-.2299E-01	-.6355E+00	-.7292E+00	-14.7
			Von Mises =	.6872E+00		
Stress MID	-.1136E+00	-.3117E+00	.3404E-01	-.1080E+00	-.3174E+00	9.5
			Von Mises =	.2796E+00		
Stress BOT	-.7886E-02	.1131E-02				
	.4143E+00	.9966E-01	.9107E-01	.4387E+00	.7520E-01	15.0
			Von Mises =	.4064E+00		
			PLATE 116			
Stress TOP	-.5570E+00	-.5282E+00	-.1115E+00	-.4302E+00	-.6550E+00	-48.7
			Von Mises =	.5765E+00		
Stress MID	-.6186E-01	-.6855E-01	.7009E-02	-.5744E-01	-.7297E-01	32.2
			Von Mises =	.6658E-01		
Stress BOT	.4692E-02	.3820E-02				
	.4333E+00	.3911E+00	.1255E+00	.5395E+00	.2849E+00	40.2
			Von Mises =	.4674E+00		
			PLATE 117			
Stress TOP	-.3176E+00	-.3530E+00	-.1893E+00	-.1452E+00	-.5254E+00	-42.3
			Von Mises =	.4700E+00		
Stress MID	-.2497E-01	.7146E-01	-.5486E-01	.9628E-01	-.4979E-01	-65.7
			Von Mises =	.1286E+00		
Stress BOT	.5632E-02	.7055E-02				
	.2677E+00	.4960E+00	.7956E-01	.5209E+00	.2427E+00	72.6
			Von Mises =	.4515E+00		
			PLATE 118			
Stress TOP	-.1254E+00	-.2360E+00	-.2264E+00	.5236E-01	-.4138E+00	-38.1
			Von Mises =	.4423E+00		
Stress MID	-.1527E-01	.1261E+00	-.1184E+00	.1933E+00	-.8245E-01	-60.4
			Von Mises =	.2451E+00		
Stress BOT	.3908E-02	.1194E-01				
	.9487E-01	.4882E+00	-.1032E-01	.4884E+00	.9460E-01	-88.5
			Von Mises =	.4487E+00		
			PLATE 119			
Stress TOP	-.2504E-01	-.2754E+00	-.2502E+00	.1296E+00	-.4300E+00	-31.7
			Von Mises =	.5074E+00		
Stress MID	-.1753E-01	.9821E-01	-.1818E+00	.2311E+00	-.1504E+00	-53.8
			Von Mises =	.3328E+00		
Stress BOT	-.1446E-02	.5183E-03				
	-.1002E-01	.4718E+00	-.1133E+00	.4971E+00	-.3533E-01	-77.4
			Von Mises =	.5157E+00		
			PLATE 120			

===== I M A G E S 3 D =====

= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.1841E+00	-.5185E+00	-.2560E+00	-.4554E-01	-.6571E+00	-28.4
			Von Mises =	.6355E+00		
Stress MID	-.1241E-01	-.2363E-01	-.1970E+00	.1790E+00	-.2151E+00	-44.2
			Von Mises =	.3418E+00		
Stress BOT	-.1696E-01	.3901E-01				
	.1593E+00	.4713E+00	-.1380E+00	.5235E+00	.1070E+00	-69.3
			Von Mises =	.4791E+00		
			PLATE 121			
Stress TOP	-.6326E+00	-.6375E+00	-.1080E+00	-.5270E+00	-.7431E+00	-44.4
			Von Mises =	.6621E+00		
Stress MID	.1422E-01	-.3045E+00	-.2611E-01	.1634E-01	-.3066E+00	-4.7
			Von Mises =	.3151E+00		
Stress BOT	.3527E-02	.3814E-02				
	.6610E+00	.2852E-01	.5581E-01	.6659E+00	.2363E-01	5.0
			Von Mises =	.6544E+00		
			PLATE 122			
Stress TOP	-.3899E+00	-.3141E+00	-.1834E+00	-.1647E+00	-.5393E+00	-50.8
			Von Mises =	.4787E+00		
Stress MID	.7768E-01	-.2559E-01	-.5302E-01	.1001E+00	-.4796E-01	-22.9
			Von Mises =	.1308E+00		
Stress BOT	.8738E-02	.4585E-02				
	.5453E+00	.2630E+00	.7738E-01	.5651E+00	.2431E+00	14.4
			Von Mises =	.4910E+00		
			PLATE 123			
Stress TOP	-.1258E+00	-.1142E+00	-.1816E+00	.6169E-01	-.3018E+00	-45.9
			Von Mises =	.3369E+00		
Stress MID	.1183E+00	.1165E+00	-.7789E-01	.1953E+00	.3951E-01	-44.7
			Von Mises =	.1789E+00		
Stress BOT	.9069E-02	.7628E-02				
	.3624E+00	.3473E+00	.2585E-01	.3818E+00	.3279E+00	36.9
			Von Mises =	.3579E+00		
			PLATE 124			
Stress TOP	.5227E-01	-.1173E-01	-.2091E+00	.2318E+00	-.1913E+00	-40.6
			Von Mises =	.3669E+00		
Stress MID	.1202E+00	.1792E+00	-.1069E+00	.2606E+00	.3883E-01	-52.7
			Von Mises =	.2436E+00		
Stress BOT	.5474E-02	.4480E-02				
	.1882E+00	.3702E+00	-.4720E-02	.3703E+00	.1881E+00	-88.5
			Von Mises =	.3207E+00		
			PLATE 125			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : t+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress	Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress		Shear XZ	Shear YZ				
Stress	TOP	.8190E-01	-.7217E-01	-.2932E+00	.3080E+00	-.2983E+00	-37.6
				Von Mises =	.5251E+00		
Stress	MID	.8288E-01	.1517E+00	-.1499E+00	.2711E+00	-.3651E-01	-51.5
				Von Mises =	.2911E+00		
		-.3399E-02	-.3590E-02				
Stress	BOT	.8387E-01	.3755E+00	-.6599E-02	.3757E+00	.8372E-01	-88.7
				Von Mises =	.3416E+00		
				PLATE 126			
Stress	TOP	-.1692E+00	-.4235E+00	-.3292E+00	.5653E-01	-.6492E+00	-34.4
				Von Mises =	.6793E+00		
Stress	MID	.1996E-01	-.7632E-01	-.1655E+00	.1442E+00	-.2005E+00	-36.9
				Von Mises =	.2998E+00		
		-.1667E-01	.2457E-01				
Stress	BOT	.2092E+00	.2708E+00	-.1736E-02	.2709E+00	.2091E+00	-88.4
				Von Mises =	.2459E+00		
				PLATE 127			
Stress	TOP	-.7061E+00	-.4985E+00	-.1477E+00	-.4218E+00	-.7829E+00	-62.6
				Von Mises =	.6787E+00		
Stress	MID	.6579E-01	-.2573E+00	-.8808E-01	.8824E-01	-.2798E+00	-14.3
				Von Mises =	.3328E+00		
		.2159E-01	.4659E-02				
Stress	BOT	.8377E+00	-.1617E-01	-.2847E-01	.8387E+00	-.1712E-01	-1.9
				Von Mises =	.8474E+00		
				PLATE 128			
Stress	TOP	-.2821E+00	-.1337E+00	-.2195E+00	.2380E-01	-.4396E+00	-54.3
				Von Mises =	.4520E+00		
Stress	MID	.1257E+00	-.9096E-02	-.1174E+00	.1937E+00	-.7705E-01	-30.1
				Von Mises =	.2416E+00		
		.1269E-01	.3555E-02				
Stress	BOT	.5335E+00	.1155E+00	-.1526E-01	.5341E+00	.1149E+00	-2.1
				Von Mises =	.4869E+00		
				PLATE 129			
Stress	TOP	-.3279E-01	.4894E-01	-.2039E+00	.2161E+00	-.1999E+00	-50.7
				Von Mises =	.3603E+00		
Stress	MID	.1752E+00	.1245E+00	-.1074E+00	.2602E+00	.3944E-01	-38.4
				Von Mises =	.2429E+00		
		.5137E-02	.4412E-02				
Stress	BOT	.3831E+00	.2000E+00	-.1094E-01	.3838E+00	.1994E+00	-3.4
				Von Mises =	.3324E+00		
				PLATE 130			

===== I M A G E S 3 D =====

= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	.7901E-01	.9086E-01	-.2268E+00	.3118E+00	-.1420E+00	-45.7
			Von Mises =	.4021E+00		
Stress MID	.1871E+00	.1937E+00	-.9298E-01	.2834E+00	.9734E-01	-46.0
			Von Mises =	.2494E+00		
Stress BOT	.6118E-03	.4031E-03	.4084E-01	.3367E+00	.2550E+00	45.5
	.2951E+00	.2965E+00		Von Mises =	.3042E+00	
			PLATE 131			
Stress TOP	.4403E-01	-.1415E-01	-.2979E+00	.3143E+00	-.2844E+00	-42.2
			Von Mises =	.5187E+00		
Stress MID	.1461E+00	.1651E+00	-.8070E-01	.2368E+00	.7434E-01	-48.3
			Von Mises =	.2098E+00		
Stress BOT	-.3091E-02	-.5502E-02	.1365E+00	.4410E+00	.1515E+00	54.7
	.2482E+00	.3443E+00		Von Mises =	.3881E+00	
			PLATE 132			
Stress TOP	-.1223E+00	-.3863E+00	-.3154E+00	.8759E-01	-.5962E+00	-33.6
			Von Mises =	.6445E+00		
Stress MID	.4988E-01	-.1235E+00	-.7394E-01	.7713E-01	-.1508E+00	-20.2
			Von Mises =	.2008E+00		
Stress BOT	-.1107E-02	.1893E-01	.1675E+00	.3532E+00	.8173E-02	38.1
	.2220E+00	.1393E+00		Von Mises =	.3492E+00	
			PLATE 133			
Stress TOP	-.7848E+00	-.3388E+00	-.1448E+00	-.2959E+00	-.8277E+00	-73.5
			Von Mises =	.7264E+00		
Stress MID	.5210E-01	-.1715E+00	-.1304E+00	.1121E+00	-.2315E+00	-24.7
			Von Mises =	.3035E+00		
Stress BOT	.1407E-01	.2229E-02	-.1161E+00	.9038E+00	-.1907E-01	-7.3
	.8890E+00	-.4231E-02		Von Mises =	.9135E+00	
			PLATE 134			
Stress TOP	-.3259E+00	-.3227E-01	-.2431E+00	.1049E+00	-.4632E+00	-60.6
			Von Mises =	.5236E+00		
Stress MID	.8806E-01	-.5474E-02	-.1797E+00	.2269E+00	-.1443E+00	-37.7
			Von Mises =	.3242E+00		
Stress BOT	.3566E-02	-.1371E-02	-.1162E+00	.5287E+00	-.5266E-02	-12.9
	.5021E+00	.2133E-01		Von Mises =	.5313E+00	
			PLATE 135			

===== I M A G E S 3 D =====

= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.1038E+00	.8510E-01	-.2790E+00	.2852E+00	-.3040E+00	-54.4
			Van Mises =	.5103E+00		
Stress MID	.1359E+00	.9557E-01	-.1492E+00	.2663E+00	-.3478E-01	-41.1
	-.1168E-02	-.2838E-02	Van Mises =	.2853E+00		
Stress BOT	.3757E+00	.1060E+00	-.1930E-01	.3771E+00	.1047E+00	-4.1
			Van Mises =	.3371E+00		
			PLATE 136			
Stress TOP	-.5039E-01	.6788E-01	-.2856E+00	.3004E+00	-.2829E+00	-50.8
			Van Mises =	.5053E+00		
Stress MID	.1505E+00	.1553E+00	-.8048E-01	.2334E+00	.7236E-01	-45.8
	-.4322E-02	-.2384E-02	Van Mises =	.2069E+00		
Stress BOT	.3514E+00	.2426E+00	.1247E+00	.4330E+00	.1610E+00	33.2
			Van Mises =	.3791E+00		
			PLATE 137			
Stress TOP	-.9893E-01	-.5034E-01	-.2903E+00	.2167E+00	-.3659E+00	-47.4
			Van Mises =	.5100E+00		
Stress MID	.1106E+00	.1157E+00	-.1264E-01	.1261E+00	.1003E+00	-50.7
	-.5899E-02	-.7247E-02	Van Mises =	.1153E+00		
Stress BOT	.3201E+00	.2818E+00	.2650E+00	.5667E+00	.3524E-01	42.9
			Van Mises =	.5499E+00		
			PLATE 138			
Stress TOP	-.4994E-01	-.3330E+00	-.2448E+00	.9132E-01	-.4743E+00	-30.0
			Van Mises =	.5259E+00		
Stress MID	.6052E-01	-.1606E+00	.2442E-01	.6319E-01	-.1633E+00	6.2
	-.2992E-03	.3221E-01	Van Mises =	.2024E+00		
Stress BOT	.1710E+00	.1174E-01	.2937E+00	.3956E+00	-.2129E+00	37.4
			Van Mises =	.5349E+00		
			PLATE 139			
Stress TOP	-.8405E+00	-.2350E+00	-.1240E+00	-.2106E+00	-.8649E+00	-78.9
			Van Mises =	.7812E+00		
Stress MID	.1260E-01	-.6113E-01	-.1218E+00	.1030E+00	-.1515E+00	-36.6
	.4672E-01	.2681E-03	Van Mises =	.2218E+00		
Stress BOT	.8657E+00	.1127E+00	-.1197E+00	.3843E+00	.9417E-01	-8.8
			Van Mises =	.8411E+00		
			PLATE 140			

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

Stress Surf	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Sigma 1	Sigma 2	Angle
Stress	Shear XZ	Shear YZ				
Stress TOP	-.5663E+00	-.1625E+00	-.2500E+00	-.4308E-01	-.6858E+00	-64.5
			Von Mises =	.6653E+00		
Stress MID	-.4725E-01	.4345E-02	-.1907E+00	.1709E+00	-.2138E+00	-48.9
			Von Mises =	.3339E+00		
Stress BOT	.3422E-01	-.1625E-01				
	.4718E+00	.1712E+00	-.1313E+00	.5211E+00	.1220E+00	-20.6
			Von Mises =	.4721E+00		
			PLATE 141			
Stress TOP	-.4582E+00	-.1296E+00	-.3082E+00	.5534E-01	-.6432E+00	-59.0
			Von Mises =	.6726E+00		
Stress MID	-.1047E+00	.3728E-01	-.1541E+00	.1360E+00	-.2034E+00	-57.4
			Von Mises =	.2958E+00		
Stress BOT	.1693E-01	-.1574E-01				
	.2489E+00	.2042E+00	-.4498E-04	.2489E+00	.2042E+00	-.1
			Von Mises =	.2298E+00		
			PLATE 142			
Stress TOP	-.4394E+00	-.7751E-01	-.2835E+00	.7789E-01	-.5948E+00	-61.3
			Von Mises =	.6373E+00		
Stress MID	-.1437E+00	.6401E-01	-.5628E-01	.7828E-01	-.1579E+00	-75.8
			Von Mises =	.2084E+00		
Stress BOT	.1241E-01	-.2142E-02				
	.1521E+00	.2055E+00	.1710E+00	.3519E+00	.5773E-02	49.4
			Von Mises =	.3490E+00		
			PLATE 143			
Stress TOP	-.3981E+00	-.1849E-01	-.2199E+00	.8222E-01	-.4988E+00	-65.4
			Von Mises =	.5446E+00		
Stress MID	-.1625E+00	.5484E-01	.3994E-01	.6194E-01	-.1696E+00	79.9
			Von Mises =	.2077E+00		
Stress BOT	.2409E-01	-.5082E-02				
	.7301E-01	.1282E+00	.2998E+00	.4017E+00	-.2005E+00	47.6
			Von Mises =	.5311E+00		
			PLATE 144			
Stress TOP	-.1724E+00	-.1316E+00	-.2447E+00	.9353E-01	-.3975E+00	-47.4
			Von Mises =	.4516E+00		
Stress MID	-.1659E+00	-.1591E+00	-.1132E-01	-.1507E+00	-.1744E+00	-53.4
			Von Mises =	.1638E+00		
Stress BOT	.6078E-01	.5344E-01				
	-.1594E+00	-.1867E+00	.2220E+00	.4938E-01	-.3955E+00	43.2
			Von Mises =	.4224E+00		

===== I M A G E S 3 D =====
 = Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =
 =====

SOLVE PLATE LOADS/STRESSES Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

MAXIMUM STRESS SUMMARY FOR PLATES
 WITHIN SPECIFIED RANGE 1- 144

Maximum (absolute) Stress = .9275E+00 at Plate 102

Plate	Sigma X	Sigma Y	Tau XY	Von Mises
102	.9134E+00	.1729E-02	.9566E-01	.9275E+00

===== I M A G E S 3 D =====

= Copyright (c) 1984 Celestial Software Inc. =

=====

SOLVE REACTIONS

Version 2.0 07/01/90

3e CAS DE CHARGEMENT : 1+3 (voir p.57)

Load Case 1:

REACTIONS

Node	Fx	Fy	Fz	Mx	My	Mz
1	.6481E+03	.6461E+03	.7860E+04	.0000E+00	.0000E+00	-.5833E+04
9	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.1794E+03
17	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.1006E+03
25	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.1389E+03
33	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.2928E+03
41	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.5293E+03
49	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.6045E+02
55	.0000E+00	-.6461E+03	.7109E+04	.0000E+00	.0000E+00	-.1179E+05
60	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.1059E+03
65	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.1278E+02
70	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.5098E+02
75	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.1728E+03
80	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.3999E+03
97	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.6330E+03
103	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.3199E+03
109	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.6998E+02
115	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.3475E+02
121	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.2007E+03
127	-.6481E+03	.0000E+00	.7109E+04	.0000E+00	.0000E+00	-.3139E+03
134	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.5077E+03
141	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.2337E+03
148	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.4188E+02
155	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.7878E+01
162	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	.0000E+00	-.1524E+03
169	.0000E+00	.0000E+00	.7360E+04	.0000E+00	.0000E+00	.1089E+05

ANNEXE 2

JUSTIFICATION DES HYPOTHESES DE CONTINUITÉ EN BETON ARME.

Cas d'étude sur la direction x

$$M = \sigma S = Fd \text{ d'où}$$

$$F = \sigma S/d = k\sigma \text{ avec } k = \text{constante}$$

$$\epsilon = \delta l/l \text{ donc } \delta l = l\epsilon$$

Si $l =$ longueur unitaire :

$$\delta l = \epsilon \text{ et}$$

$$dx = (dx_g + dx_d)/2$$

Nous avons représenté sur les pages suivantes les graphes Efforts/Déplacements. De ces figures nous remarquons :

- la continuité des déplacements,
- dans des intervalles précis, les contraintes sont linéaires,
- les contraintes n'étant pas élevées et les écarts très faibles, nous pouvons aisément assimiler leur continuité. En effet l'erreur n'est pas importante quand nous faisons une approximation linéaire sur les graphes.

En conséquence, les hypothèses de continuité sur le béton armé se justifient également en voiles minces comme pour les poutres par exemple.

ANNEXE 2

JUSTIFICATION DES HYPOTHESES DE CONTINUITÉ EN BETON ARMÉ.

Cas d'étude sur la direction x

$$M = \sigma S = Fd \text{ d'où}$$

$$F = \sigma S/d = k\sigma \text{ avec } k = \text{constante}$$

$$\epsilon = \delta l/l \text{ donc } \delta l = l\epsilon$$

Si $l =$ longueur unitaire :

$$\delta l = \epsilon \text{ et}$$

$$dx = (dx_g + dx_d)/2$$

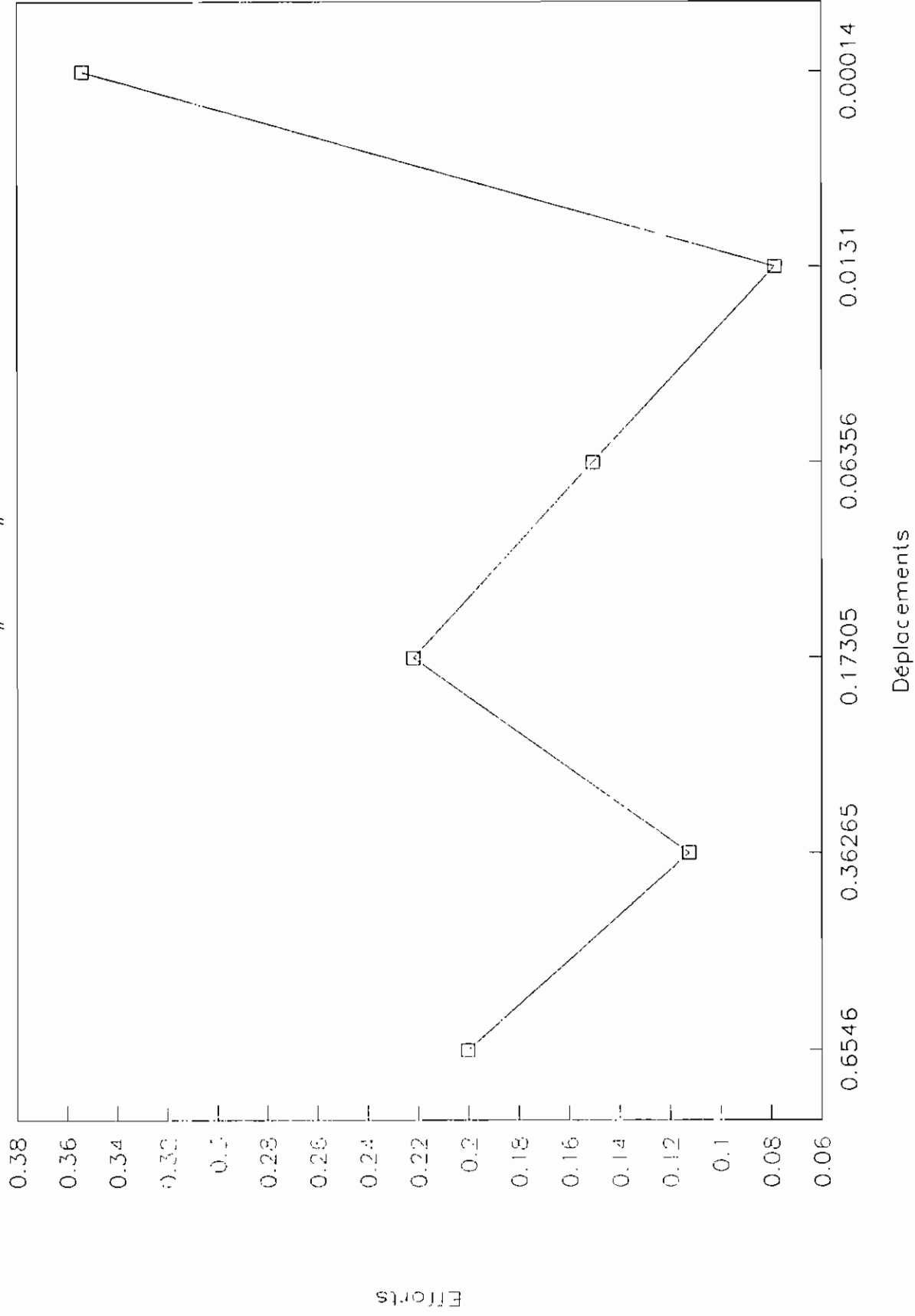
Nous avons représenté sur les pages suivantes les graphes Efforts/Déplacements. De ces figures nous remarquons :

- la continuité des déplacements,
- dans des intervalles précis, les contraintes sont linéaires,
- les contraintes n'étant pas élevées et les écarts très faibles, nous pouvons aisément assimiler leur continuité. En effet l'erreur n'est pas importante quand nous faisons une approximation linéaire sur les graphes.

En conséquence, les hypothèses de continuité sur le béton armé se justifient également en voiles minces comme pour les poutres par exemple.

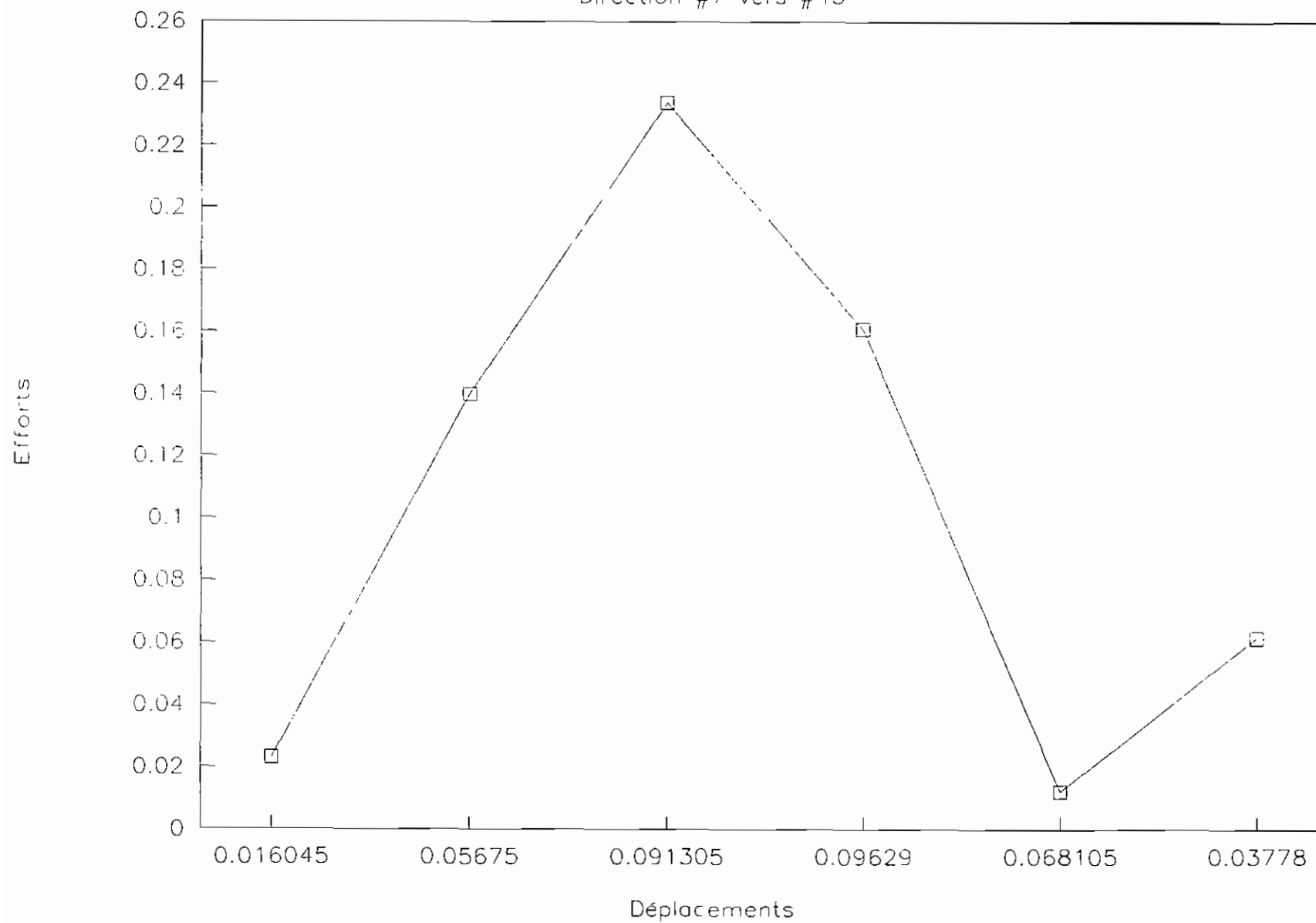
Courbe Efforts/Déplacements

Direction #1 vers #49



Courbe Efforts/Déplacements

Direction #7 vers #43



DONNEES EFFORTS/DEPLACEMENTS SUIVANT X

Element	dx	sigma-x
---------	----	---------

Direction #1 vers #49

1	0.6546	0.2003
8	0.36265	0.1127
15	0.17305	0.222
22	0.06356	0.1507
29	0.0131	0.07859
36	0.00014	0.3539

Direction #7 vers #43

6	0.016045	0.02317
11	0.05675	0.1398
16	0.091305	0.2338
21	0.09629	0.1609
26	0.068105	0.01218
31	0.03778	0.06152