SPECIFIC PROBLEMS CONCERNING AIRCRAFT IMPACT ON NUCLEAR CONTAINMENT VESSELS

J. P. FUZIER, M. H. CHEYREZY
Europe Études, 66, Route de la Reine, F-92100 Boulogne Billancourt, France

C. J. DUFOUR
DICES-Traction et Électricité, 31, Rue de la Science, B-1040 Bruxelles, Belgium

SUMMARY

Due to the high population density, in Belgium PWR power plants are designed against aircraft impacts (BOEING 707 crashing at 360 km per hour and STARFIGHTER F 104 G crashing at 540 km per hour). A double wall is used for the containment shield. The lack of relevant data and specifications for such a loading on the non-prestressed external wall led us to determine the suitable safety criteria, the most appropriate materials to be used and the corresponding limit state design through dynamic and plastic analysis. Our technical choices and calculation results are summarized below.

The safety criteria consisted mainly in adopting an ultimate limite state design with 0.85 f'90 for the allowable compression stress on concrete and the yield stress for the allowable tension stress on reinforcement. The strain in reinforcement steel has been limited to 10% and the displacements of the wall must be less than 5 cm.

The plastic calculations have been carried out by successive approximations of the final state instead of a step by step analysis. For the assumed final state the compatibility of applied efforts, stresses, strains and material behaviour is checked.

An elastic dynamic analysis for an impact at the top of the dome has been made with the MARC program. It justified a D.L.F. of 1.15 for the shear forces. The transmission mechanism of shear stresses in a highly compressed shell with a double curvature has been studied in order to deduct a method for the determination of transverse reinforcement (stirrups).

The ULS design without crack limitation made the use of high strength steel for the main reinforcement fully efficient. This allowed an important saving on the reinforcement cost.

∅ 26 mm bars (yield point: 1150 N per sq.mm.) have been used for the inner and outer faces of the cylindrical wall and the inner face of the dome. For these bars mechanical butt splices have been required.

∅ 32 mm bars (yield point: 620 N per sq.mm.) with lap splices have been used for the outer face of the dome.

The stirrups are ∅ 16 mm bars (yield point: 1400 N per sq.mm.). No splices have been allowed.

Static and dynamic tests have been carried out on high grade bars. Among other interesting results these tests showed a strain velocity of 100% per sec. and an increase in the ultimate strength under rapid loading.

For the stirrups it has been difficult to conciliate the requirements about proper anchorage and "no splice allowed" with easy placing. A compromise has been found. For the preformed hoop reinforcement bars special attention must be paid to the making in situ of each mechanical splice. For a next design we are looking forward to use full hoop ∅ 18 mm strands.

While our first two designs for 900 MW PWR power plants were developed other European Engineers worked on this aircraft impact problem. As far as we know their conclusions are similar to ours. However technological problems raised by the use of high grade steel as passive reinforcement and the reliability of dynamic-plastic calculations provide ample matter for a fruitful discussion.

1. INTRODUCTION

En Belgique le choix des sites pour la construction de centrales nucléaires pose des problèmes particuliers du fait de la forte densité de population (350 habitants au km2). Pour les sites retenus l'importance du trafic aérien a conduit les organismes de sûreté à prendre en compte la chute accidentelle d'un avion sur l'enceinte de confinement, (fig. 1).

Actuellement les structures sont vérifiées pour la chute de deux avions :

- Boeing 707 à 360 km/heure dont l'équivalent statique sur un mur infiniment rigide est donné en fonction du temps à la figure 2.
- Starfighter F 104 G à 540 km/heure dont l'équivalent statique est donné à la figure 3.

2. CONCEPTION

Le principe de base dans la conception des enceintes de confinement en Belgique est la séparation des fonctions d'étanchéité et de sécurité vis à vis des accidents et agressions internes d'une part et de sécurité vis à vis des agressions externes (impact d'avion et explosion d'une nappe de gaz) d'autre part.

Le bâtiment réacteur comporte donc une enceinte primaire en béton précontraint encastrée dans un radier épais en béton armé. Les parois intérieures de l'enceinte primaire et du radier sont recouvertes d'une peau d'étanchéité métallique qui délimite un espace fermé étanche assurant le confinement des fuites radioactives en cas d'accident interne. Sur le même radier, est encastrée une enceinte secondaire en béton armé, extérieure à l'enceinte primaire (voir figures 4 et 5).

L'enceinte secondaire doit être dimensionnée de façon à garantir l'intégrité de l'enceinte primaire en cas d'agression externe. L'étude de l'impact d'avion consiste en l'analyse à l'état limite ultime et en plasticité d'une structure soumise à une charge dynamique.

L'approche directe de ce problème est difficile et surtout elle se prête mal à l'utilisation d'hypothèses simplificatrices permettant de se placer délibérément dans le sens de la sécurité. Notre démarche à consisté à faire successivement une analyse statique en élasticité non linéaire pour différents points d'impact et une analyse dynamique en élasticité linéaire pour un impact au sommet de la coupole.

Outre les calculs proprement dits, des choix technologiques importants ont été faits pour s'adapter au caractère particulier de l'état limite ultime considéré.

3. CRITERES DE DIMENSIONNEMENT

3.1. Etat limite d'utilisation en service

En service, sous une dépression de 0.01 bar, le débit de fuite journalier maximum doit rester inférieur à 10 % du volume de l'espace intermédiaire.

3.2. Etat limite ultime

En cas d'accident externe :

- La plastification des armatures est admise. Toutefois, l'allongement relatif des aciers tendus doit rester inférieur à 10 ‰.
- La contrainte de compression maximum admissible pour le béton est de 0.85 fc 90j, son raccourcissement à cette contrainte est de 3.5 ‰.

3.3. Etat limite de déformation

La flèche maximum sous l'impact doit rester inférieure à 6 cm; en outre, aucun bloc de béton ne peut se détacher de la paroi. Des organes essentiels sont en effet disposés dans l'espace intermédiaire et ne doivent pas être endommagés.

4. ETUDE STATIQUE

4.1. Exposé de la méthode

La méthode employée consiste à déterminer une distribution des rigidités compatibles avec les efforts induits dans la structure par les charges appliquées (équivalents statiques). Il convient de remarquer qu'en statique et pour des cas de charges non répétitifs, la plasticité est assimilable à un phénomène d'élasticité non linéaire.

Partant d'une structure élastique, par approximation successive, on cherche à identifier les rigidités initiales présumées avec les caractéristiques des sections soumises aux efforts induits.

A titre d'exemple, la fig. 6 montre la variation de la rigidité EI d'une section géométriquement définie en fonction des efforts sollicitants (moment fléchissant M et effort normal N).

On applique la formule (1)

$$\frac{1}{\rho} = \frac{M}{EI} \quad (1)$$

Dans laquelle :

. ρ = rayon de courbure de la section en m,

. N = effort normal sollicitant en kN,

. M = moment fléchissant sollicitant en kNm,

. EI = module de rigidité en kNm2.

Pour une section en béton armé géométriquement définie,

. h = hauteur totale de la section en m (h = 1.20 m),

. b = largeur de la section en m (b = 1.00 m),

. A = section des aciers tendus en m2 (A = 26.55 x 10^{-4}m2),

. E_1 = allongement relatif des aciers tendus,

. E_2 = raccourcissement de la fibre la plus comprimée,

. d = distance entre les aciers tendus et la fibre la plus comprimée (d = 1.12m)

La méthode de calcul aux états limites (rectangle) permet de trouve E_1 et E_2 en fonction des efforts sollicitants M et N.

Or,

$$\frac{1}{\rho} = \frac{E1 + E2}{d} \qquad (2)$$

Donc

$$EI = \frac{Md}{E1 + E2} \qquad (3)$$

A tout couple de valeurs M et N on peut donc faire correspondre une seule valeur de EI. Cette relation a permis de vérifier la compatibilité entre les rigidités présumées et celles déduites des efforts internes obtenus par les calculs de structure.

4.2. Moyens de calcul

Tous les calculs de structure ont été effectués par la méthode des éléments finis. La structure a été assimilée à une coque mince modélisée par assemblage d'éléments plans (programme TITUS) ou par éléments courbes (programme MARC).
Le cas de l'impact au sommet du dôme a été étudié sur des modèles plans axisymétriques. Les calculs effectués à l'aide de programmes différents ont donné des résultats parfaitement concordants.

4.3. Présentation de quelques résultats

. La figure 7 présente les graphes des moments et efforts normaux pour l'impact du Starfighter F 104 G au sommet de la coupole sur la structure considérée comme élastique.

. La figure 8 présente les graphes des moments et efforts normaux pour le même impact mais sur la structure plastifiée dans la zone d'impact. La variation α 1 et α 2 du rapport entre la rigidité initiale et la rigidité après plastification sont indiquées dans la partie supérieure de la figure.

. La figure 9 montre la variation des flèches dans le cas d'une structure élastique et dans le cas de cette même structure plastifiée.

4.4. Conclusions

Pour la structure étudiée, la prise en compte de la plastification des armatures et du béton a permis une réduction importante des épaisseurs de béton et des sections d'acier mises en oeuvre. Le tableau I (fig. 10) fait clairement apparaître les gains réalisés sur les efforts de dimensionnement dans le cas du Starfighter F 104 G.

5. ETUDE DYNAMIQUE

En vue de déterminer le comportement dynamique de la structure, une étude dynamique élastique a été effectuée pour l'impact du Starfighter F 104 G au sommet de la coupole à l'aide du programme MARC. L'analyse est directe, elle donne à chaque incrément de temps, les accélérations aux noeuds, les flèches, les efforts internes et les forces d'inertie.

5.1. Analyse modale

Les fréquences obtenues pour les huit premiers modes sont : 9.57 - 14.2 - 16.9 - 19.0 - 21.5 - 27.1 - 30.5 - 39.7 HERTZ.

Tous les modes dont la fréquence est inférieure à 100 HERTZ ont été pris en compte pour l'analyse dynamique.

5.2. Choix de l'incrément de temps et type de chargement

Pour analyser convenablement un mode de fréquence donnée, le pas de temps de l'analyse dynamique doit être au maximum le vingtième de la période correspondante.

Le pas de temps choisi est donc de 0.0005 seconde. Pour une durée totale de 0.15 seconde dépassant de 50 % la durée réelle du chargement, il y a donc 300 incréments de temps.

L'effort a été réparti sur une surface circulaire de 1.5 m de rayon pour tenir compte de l'étalement des charges jusqu'à la ligne moyenne de la structure.

5.3. Présentation des résultats de l'analyse dynamique

La figure 11 indique la variation dans le temps du moment fléchissant au sommet de la coupole. Le moment fléchissant maximum est atteint après 0.066 seconde, sa valeur est de 16 % supérieure à celle obtenue lors de l'étude statique faite

sur le même modèle. On a indiqué sur la même figure l'évolution de la flèche au sommet en fonction du temps. On constate que la flèche maximum est atteinte à l'instant t = 0.078 seconde. Sa valeur maximum est de 10 % supérieure à celle obtenue lors de l'étude statique. Dans les deux cas, la valeur du module d'élasticité est de 3×10^{10} PASCAL. La figure 12 indique la variation dans le temps de l'effort tranchant et de l'effort normal à 1,50 m du point d'impact c'est-à-dire au point de dimensionnement des aciers transversaux (voir § 7.). Il est extrêmement intéressant de constater que les maxima de l'effort tranchant et du moment fléchissant sont atteints au même instant mais que les maxima de l'effort tranchant et de l'effort normal sont décalés dans le temps. Le maximum de l'effort tranchant est obtenu au moment où l'effort normal n'a atteint que 71 % de sa valeur maximum. Ce décalage des maxima dans le temps a été pris en compte lors du calcul des armatures transversales. D'autre part, la valeur de l'effort tranchant maximum déduit du calcul dynamique est de 18 % supérieure à celle trouvée lors du calcul statique. Cette amplification a été obtenue sur une structure parfaitement élastique ; la plastification de la zone d'impact diminue en réalité ce coéfficient de majoration dynamique.

6. ETUDE DE LA TRANSMISSION DES EFFORTS TRANCHANTS

L'étude de la transmission des efforts tranchants à la structure est très complexe. Le mécanisme de rupture par poinçonnement retenu pour l'étude de la centrale de Doel III est le suivant (fig. 13.).

- Sous l'effet des charges progressivement croissantes, les contraintes principales de traction vont se développer dans le béton. Par l'application des principes de la résistance des matériaux, on peut déduire en chaque point de la coque, la valeur et l'orientation de ces contraintes principales dans un plan vertical radial. Connaissant l'orientation des facettes principales de traction, on pourrait déterminer le tracé théorique d'une fissure.

- De façon plus pratique, on a considéré une rupture en forme de cône. Les charges appliquées sont supposées diffuser à 45° jusqu'à la surface moyenne de la coque. La génératrice du tronc de cône de rupture passe par le point d'intersection F de la surface moyenne de la coque et de la droite BA abaissée à partir du bord de la zone de chargement. L'inclinaison B de cette génératrice sur la ligne moyenne est donnée par :

$$\operatorname{tg} 2B = \frac{2\tau}{\sigma} \quad (4).$$

Dans cette formule, τ et σ sont calculés à partir des valeurs de l'effort tranchant et de l'effort normal au point

. Le mode de rupture envisagé est alors le décollement de la zone sous l'impact (hachuré sur la figure 13). Pour éviter le poinçonnement, des armatures transversales couturent la surface de décollement. Elles sont dimensionnées de manière à pouvoir développer un effort équivalent à l'effort sollicitant sans dépasser leur limite élastique.

7. ASPECTS TECHNOLOGIQUES

La nature de l'état limite ultime considéré pour l'impact d'avion et caractérisé par une fissuration importante conduit à des dispositions constructives différentes de celles habituellement retenues en béton armé.

7.1. Béton

Au stade du dimensionnement, il n'a pas été tenu compte de l'accroissement de résistance du béton sous sollicitation biaxiale de même que de l'effet bénéfique d'un chargement rapide. Dans le cas pratique de Doel III, des épaisseurs de 1,20 m et 1,00 m ont été retenues respectivement pour la robe et la coupole.

La présence d'un nombre important de pénétrations et la nécessité de les incorporer dans une première phase de bétonnage pour éviter les problèmes ultérieurs d'étanchéité ont déterminé le choix d'un coffrage grimpant plutôt que glissant.

7.2. Aciers

Les calculs de béton armé effectués pour les valeurs les plus défavorables du moment et de l'effort normal montrent que, pour les différents points d'impact, l'allongement des aciers d'armatures sont compris entre 6 % et 10 % pour une utilisation optimum du béton. Dans ces conditions, les sections d'armatures requises sont inversément proportionnelles à leur limite élastique. On a donc utilisé pour les armatures longitudinales des aciers "Dywidag" ayant les caractéristiques suivantes :

. diamètre : 26 mm,
. haute adhérence,
. limite élastique : 11×10^8 PASCAL,
. limite de rupture : 13.5×10^8 PASCAL,
. allongement à la rupture : 8 %.

Les aciers transversaux sont également des aciers "Dywidag" dont les caractéristiques sont :

. diamètre : 16 mm,
. haute adhérence,

. limite élastique : 13.5×10^8 PASCAL,
. limite de rupture : 15.0×10^8 PASCAL,
. allongement à la rupture : 9 %.

7.3. Organisation du ferraillage

7.3.1. Continuité des armatures :

Compte tenu de l'importance de la fissuration et le caractère dynamique de la sollicitation, les armatures à haute limite élastique n'ont été jugées acceptables que dans la mesure où leur continuité était assurée. Les liaisons entre armatures sont réalisées par manchons vissés. De même, pour assurer un ancrage satisfaisant aux barres longitudinales, les extrémités sont munies de cloches vissées.

7.3.2. Ferraillage de la robe :

La figure 14 montre une coupe horizontale type et une coupe verticale type. Les armatures verticales sont manchonnées tous les 5 m, les armatures horizontales, en forme de cerce, sont continues sur tout leur périmètre. Les étriers, en forme de U sont placés une fois le ferraillage terminé ; ils sont repliés pour assurer leur ancrage.

7.3.3. Ferraillage de la coupole :

La figure 15 montre une coupe verticale type et une vue en plan du ferraillage. Le ferraillage principal est doublement orthogonal, il se raccorde au ferraillage vertical de la robe dans une zone de transition.

7.4. Essais de comportement dynamique des aciers

La vitesse de mise en charge de la structure invite à s'interroger sur le comportement des aciers sous sollicitation dynamique. En vue de déterminer la variation de la valeur de la limite élastique et de la valeur de l'allongement à la rupture par rapport à un essai statique traditionnel, des éprouvettes ont été soumises à des essais de traction rapide en laboratoire.

Les machines de traction utilisées sont celles du Laboratoire du Génie Civil de l'Université de Louvain-La-Neuve. Elles ont permis de programmer d'avance la vitesse de mise en charge des éprouvettes. Deux types d'éprouvettes ont été testées ; une barre simple et deux morceaux de barres assemblées avec un manchon vissé et collé. L'assemblage s'est comporté de manière parfaite.

Pour ces deux types d'éprouvettes, deux vitesses de mise en charge ont été programmées. On présente ci-après les courbes enregistrées sur deux oscilloscopes à mémoire pour les essais réalisés sur les barres simples.

7.4.1. Essai n° 1 - Programmation des contraintes en fonction du temps :

L'essai consiste à soumettre une barre Ø 26 mm à des contraintes croissantes suivant une allure théorique proche de celle engendrée par la chute du Boeing 707.

. passage de 0 à 4 x 10^8 PASCAL en 0.15 seconde,

. passage de 4 à 12.3 x 10^8 PASCAL en 0.02 seconde.

Le diagramme de la figure 16 permet de se rendre compte de l'allure de l'accroissement des contraintes imposées à la barre en cours d'essai. La distance entre mordaches est de 160 mm environ. L'essai est mené automatiquement jusqu'à rupture. Deux diagrammes sont enregistrés sur des oscilloscopes à mémoire :

. un diagramme - effort en fonction du temps,

. un diagramme - effort en fonction de l'allongement. Celui-ci est mesuré entre les mordaches de la machine.

7.4.2. Essai n° 2 - Programmation des allongements en fonction du temps :

L'essai consiste à soumettre une barre de Ø 26 mm à des allongements croissants suivant l'allure théorique suivante :

. passage de 0 à 3 % d'allongement en 0.2 seconde.

La figure 17 permet de se rendre compte de l'allure de l'accroissement des allongements imposés à la barre.

La distance entre mordaches est de 310 mm ; l'essai est mené automatiquement jusqu'à rupture. Deux diagrammes sont enregistrés sur des oscilloscopes à mémoire :

. un diagramme - déplacement en fonction du temps,

. un diagramme - effort en fonction du déplacement de la pince mobile de la machine.

8. PERSPECTIVES D'EVOLUTION TECHNOLOGIQUE

En poursuivant le raisonnement qui a conduit à l'utilisation d'armatures à très haute limite élastique avec raccords manchonnés, on constate que celles-ci pourraient avantageusement être remplacées par des torons de fils tréfilés généralement utilisés dans les systèmes de précontrainte. Des torons de 18 mm de diamètre semblent particulièrement intéressants. Pour les armatures intérieures du dôme et de la jupe, cette solution présente des avantages considérables :

. facilité de mise en place sans cintrage préalable,

. facilité de déviation autour des pénétrations,

. suppression des raccords manchonnés (il suffit de prévoir deux ancrages

d'extrémité par cerce).

. réduction des quantités d'acier grâce à une limite d'élasticité plus élevée.

Cette solution est d'ores et déjà envisagée pour les projets futurs.

9. CONCLUSIONS

D'un point de vue théorique, l'impact d'avion sur une enceinte en béton armé représente une sollicitation dynamique d'une structure anisotrope à comportement non linéaire. La solution d'un tel problème présente des difficultés considérables. Il serait de toute façon illusoire de rechercher dans les calculs une précision très supérieure aux incertitudes qui subsistent quant au comportement des matériaux. La détermination des efforts n'est qu'un aspect du problème, la sécurité dépend aussi d'un choix judicieux de dispositions constructives.

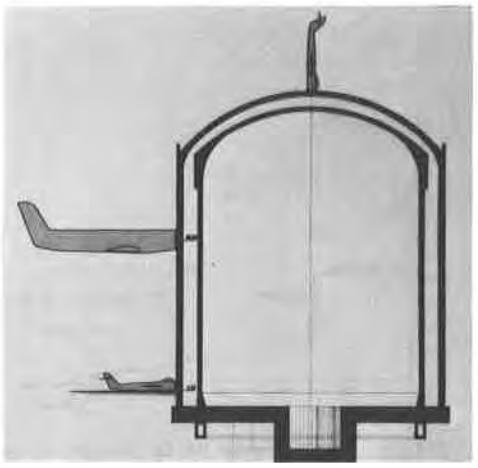

Figure 1.
Impact d'avion sur l'enceinte de confinement.

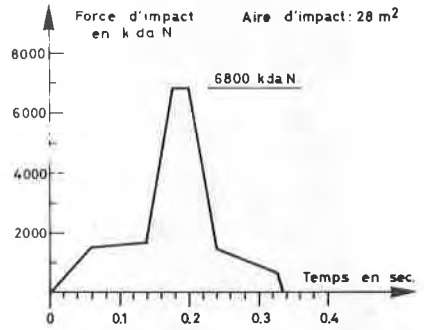

Figure 2. : Diagramme donnant l'équivalent statique en fonction du temps, de la chute d'un Boeing 707 lancé à 100 km/h sur un mur infiniment rigide.

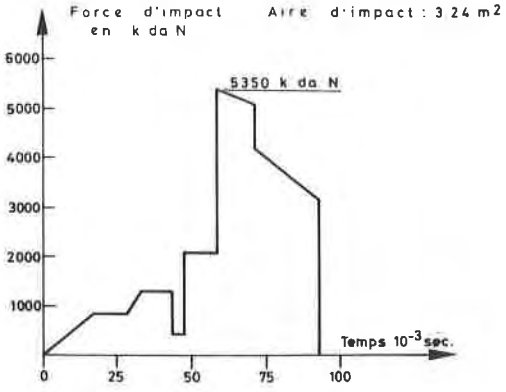

Figure 3. : Diagramme donnant l'équivalent statique en fonction du temps de la chute d'un Starfighter F 104 G lancé à 540 km/h sur un mur infiniment rigide.

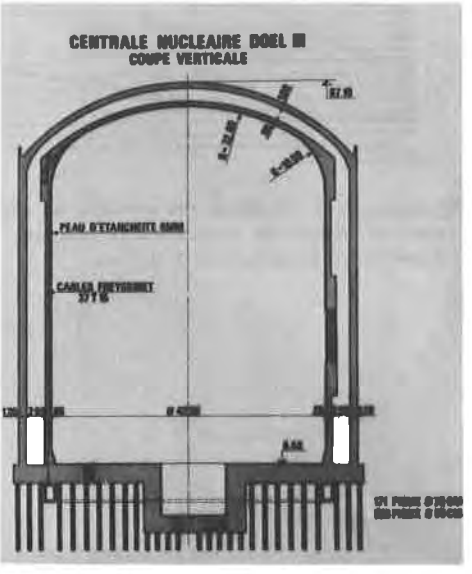

Figure 4. : Coupe verticale des enceintes de confinement.

Figure 5. : Vue perspective éclatée des enceintes et du radier.

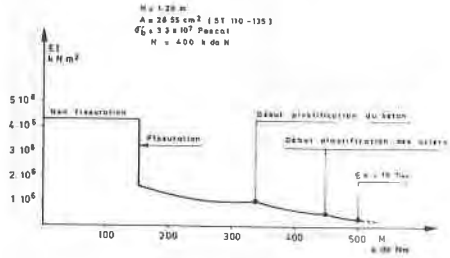

Figure 6. : Graphe de la variation de la rigidité EI d'une section en béton armé géométriquement définie en fonction du moment fléchissant pour un effort normal constant.

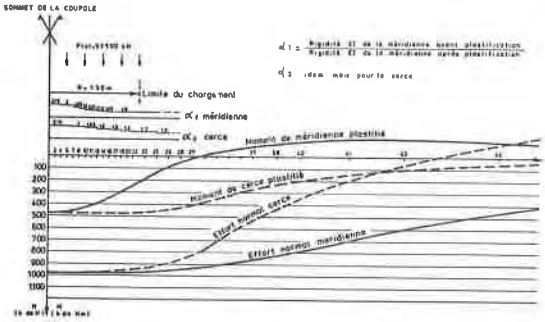

Figure 7. : Graphes des moments et efforts normaux pour un impact au sommet de la coupole - Structure élastique, Starfighter F 104 G.

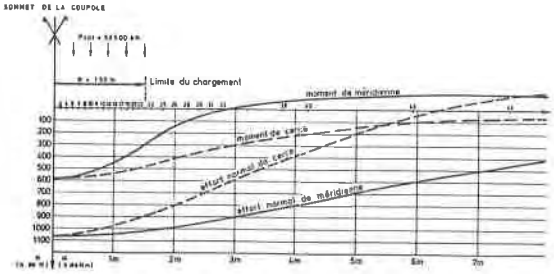

Figure 8. : Graphes des moments et efforts normaux pour un impact au sommet de la coupole - Structure plastifiée, Starfighter F 104 G.

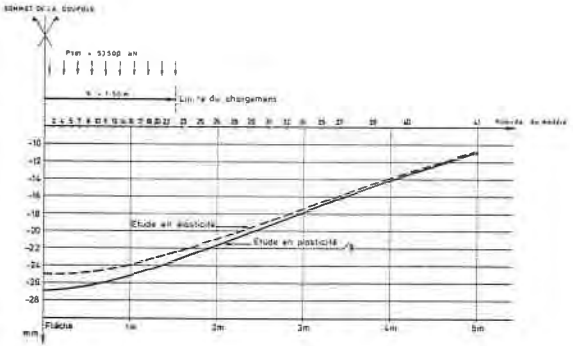

Figure 9. : Impact du Starfighter au sommet de la coupole - Variation de la flèche au sommet entre une structure élastique et plastifiée.

TABLEAU I

Diminution des efforts sollicitants en considérant la plastification des armatures et du béton dans la zone d'impact

STARFIGHTER F104-G

	Epaisseur (m)	Moment élastique (kda m/m)		Effort normal élastique (kda N/m)		Moment plastique (kda m/m)		Effort normal plastique (kda N/m)		Gain Moment %		Gain Effort normal %	
		Centre	Méridien	Centre	Mér.	Centre	Méridien	Centre	Mér.	Centre	Mér.	Centre	Mér.
Impact au sommet de la coupole	10	580	580	1080	1080	480	480	980	980	17.2	17.2	7.5	7.5
Impact au haut de la paroi	12	908	719	1092	644	540	535	662	506	40.5	25.6	39.4	21.4

Figure 10. : Gains réalisés sur les efforts internes en tenant compte de la plastification des matériaux. (Centrale DOEL III).

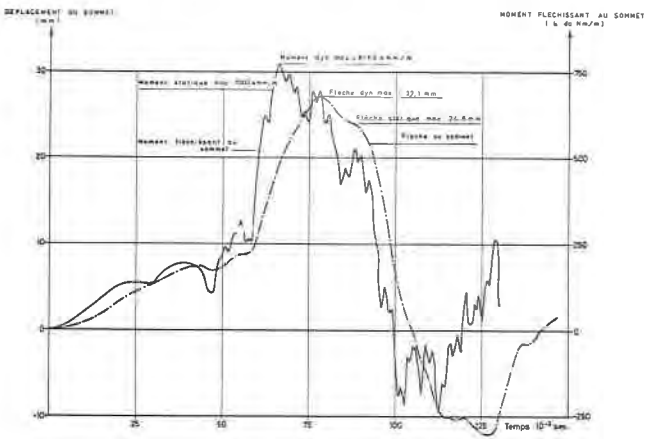

Figure 11. : Impact du Starfighter au sommet de la coupole - Etude dynamique - Variation du moment fléchissant et de la flèche au sommet en fonction du temps.

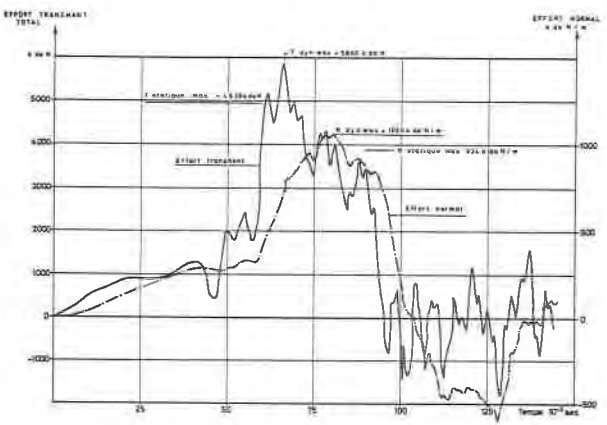

Figure 12. : Impact du Starfighter au sommet de la coupole - Etude dynamique - Variation de l'effort tranchant et de l'effort normal au bord de la zone de chargement en fonction du temps.

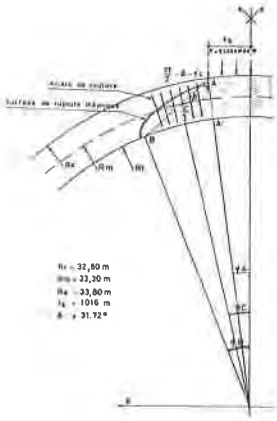

Figure 13. : Mécanisme de la transmission des efforts tranchants à la structure.

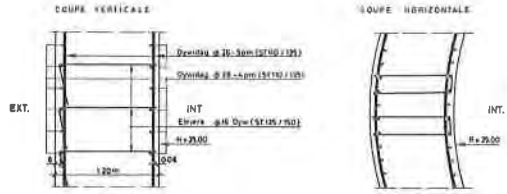

Figure 14. : Organisation du ferraillage de la robe - coupes types.

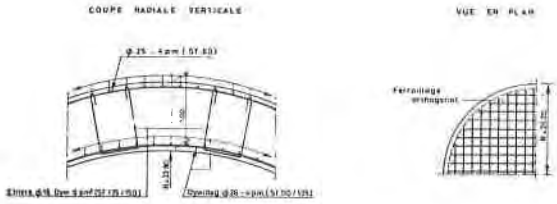

Figure 15. : Organisation du ferraillage de la coupole.

Figure 16. : Essai de traction rapide sur une barre Ø 26 mm - Programmation des contraintes.

Figure 17. : Essai de traction rapide sur une barre Ø 26 mm - Programmation des déplacements.