

Différentes philosophies de vérification et de validation dans le  
domaine des satellites

**J. BUFFE**

**THALES ALENIA SPACE - CANNES**

- ◆ *Introduction*
- ◆ *Quelques définitions et processus de justification côté satellites*
- ◆ *Philosophies de validation*
- ◆ *Coefficients de sécurité*
- ◆ *Matrice de validation*
- ◆ *Quelques exemples de simulations simples*
- ◆ *Expériences industrielles*
- ◆ *Conclusion*

- Importance accrue des simulations dans les processus de démonstration de la bonne fonctionnalité des satellites
- Prise en compte des aspects technico économiques intégrant la fiabilité et le coût des solutions, que ce soit dans les approches analytiques et dans les essais
- Contexte industriel : problématiques quasi quotidiennes
- Beaucoup de thèmes à intégrer dans cette réflexion :
  - Qualification
  - Marges de sécurité
  - Corrélation
  - Matrices de validation

Nota : que dire des vérifications des codes de calcul, management des compétences !

- Constat des années passées

***Les Calculs, il n 'y a que celui qui les a faits qui y croit.  
Les Essais, tout le monde y croit sauf celui qui les a faits.***

- Perspectives

***Les Calculs, ce serait tellement bien d'y croire.  
Les Essais, ce serait tellement bien de ne pas les faire.***

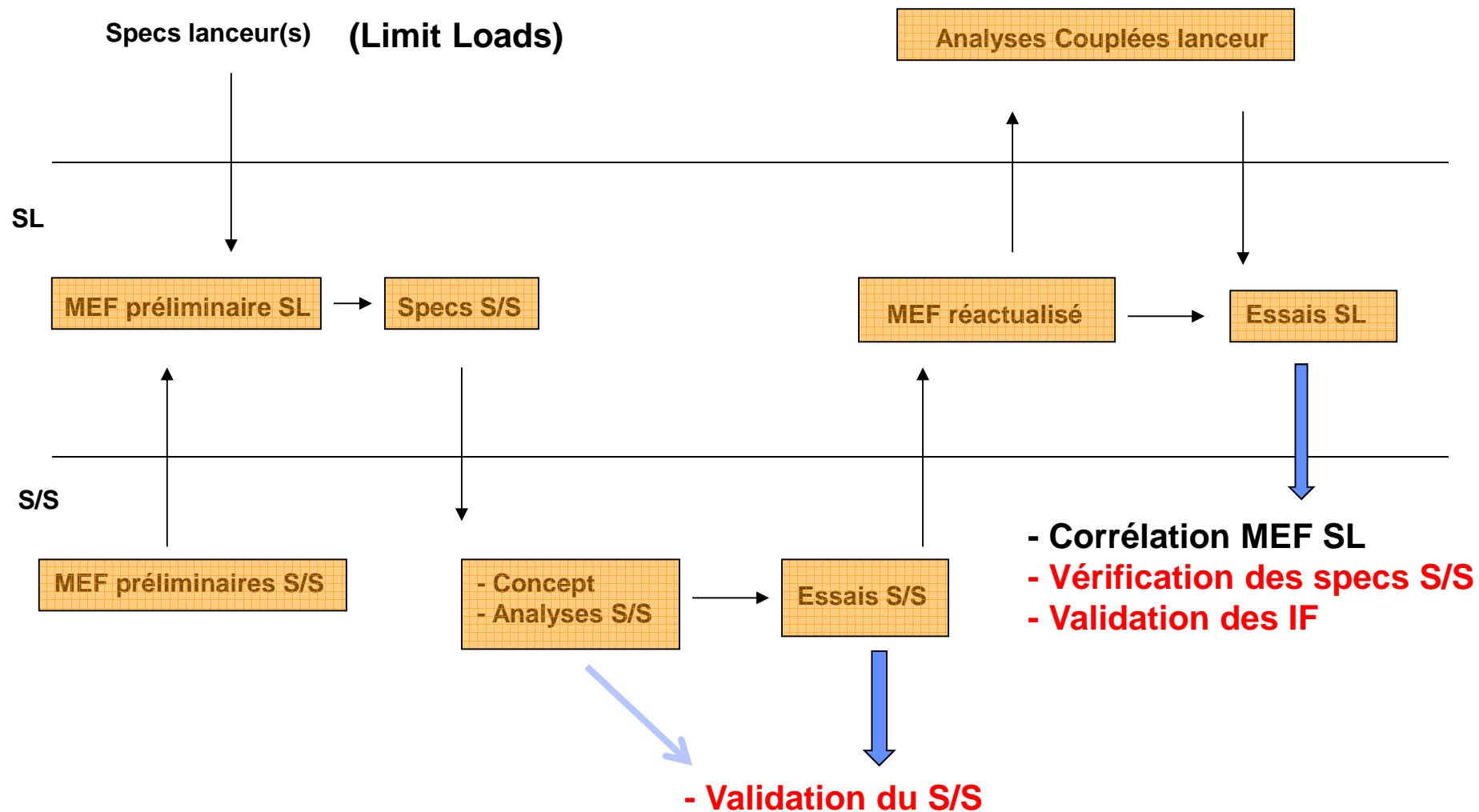
### Limit load:

**Maximum load, which a structure is expected to experience with a given probability, during the performance of specified missions in specified environments**

### The limit loads are derived as follows:

- **For cases where a representative statistical distribution of the loads is known, the limit load shall be defined as the load level not being exceeded with a probability of 99% and a confidence level of 90% during the service life**
- **For cases where a statistical distribution of the loads is not known, the limit loads shall be agreed with the customer (it's a good practice to determine the loads using conservative assumptions).**

Lanceur



## **Solution d'une approche par essais statistiques**

Application des **charges limites** sur une population suffisamment importante de spécimens (avec bonne représentativité des échantillons vis à vis des réalisations futures)

Inconvénient : solution inconcevable dans un domaine avec peu de séries (économique)

## **Solution d'une approche par essai sur cas pire**

Application des **charges limites** sur un spécimen particulier (jugé comme cas pire vis à vis des réalisations futures)

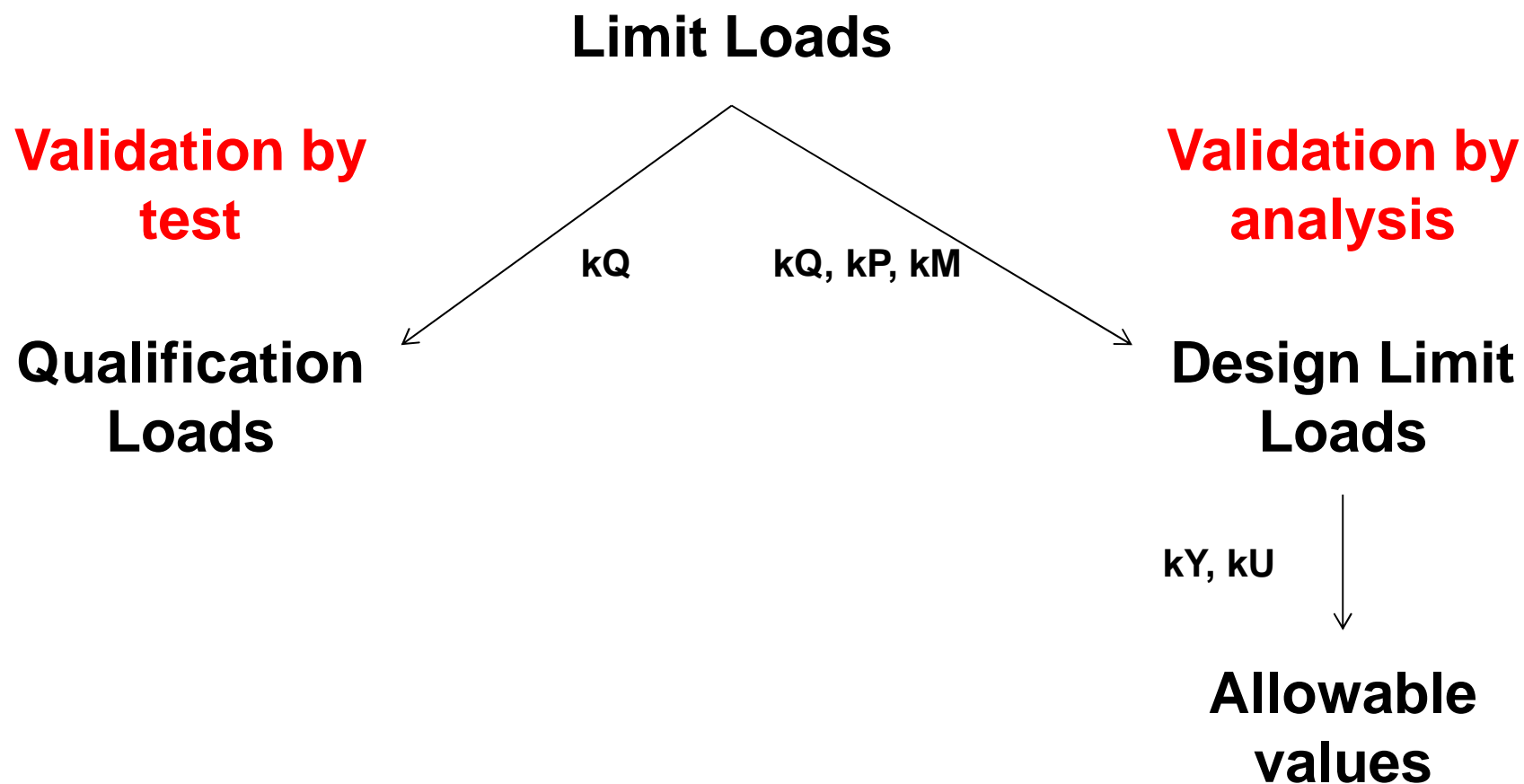
Inconvénient : solution difficile à mettre en œuvre pour déterminer et réaliser le cas pire

## **Solution d'une approche par essai sur cas qualifiant**

Application de **charges de qualification** sur un spécimen quelconque (jugé représentatif des réalisations futures dans une plage plus ou moins maîtrisée) en appliquant des charges plus importantes pour couvrir la variabilité des caractéristiques entre spécimens (et surtout entre le premier « qualifié » et les suivants)

Inconvénient : détermination des facteurs de qualification au regard des variabilités

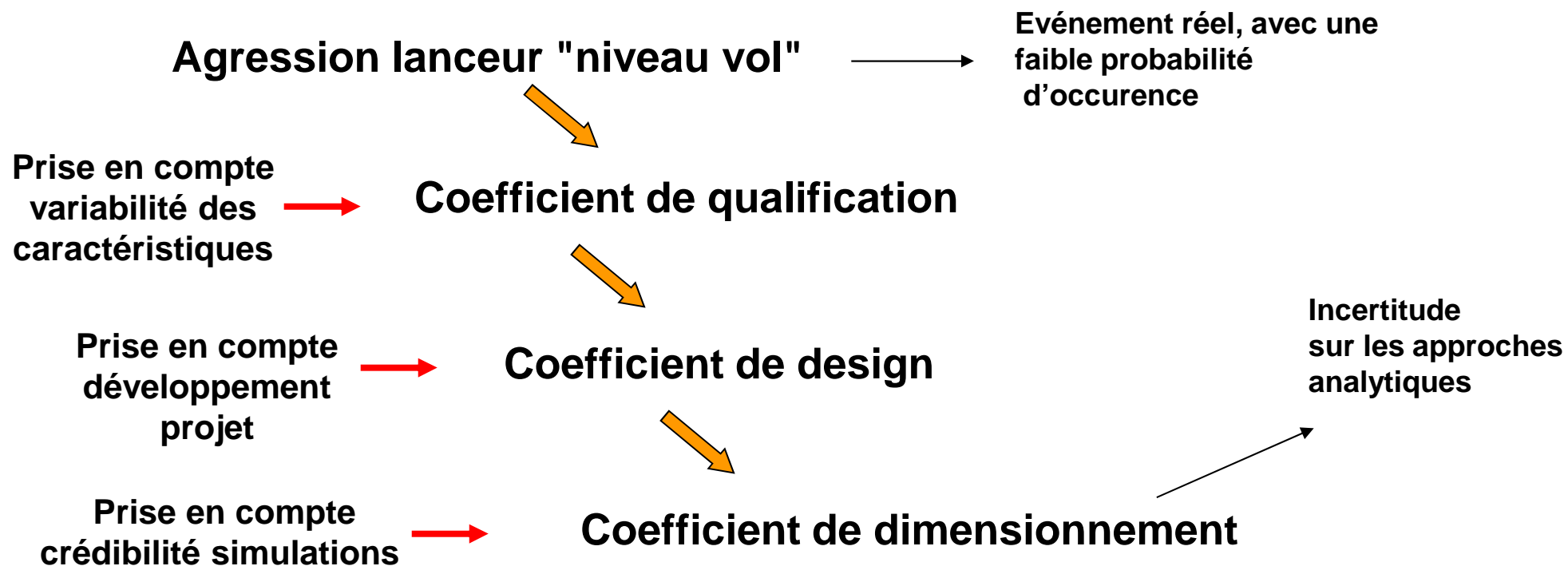
## Validation par essai et/ou par analyse





## Vérification de la tenue structurale :

### Philosophie de marges :



## Perception des marges de sécurité dans les approches analytiques

Notion de contrainte  
admissible pratique 😊

↓

Contrainte admissible du  
matériau avec abattements

Pas moins que 5  
coefficients d'abattement

Homogénéité du matériau  
Effet dynamique  
Précision des charges  
Elaboration des formes  
Température

35

CALCUL DU COEFFICIENT DE SÉCURITÉ :  $\alpha_e$  (ou  $\alpha$ )

on a : contrainte pratique :  $\sigma_p = \frac{\sigma_c}{\alpha_e}$  avec  $\alpha_e = \alpha_h \cdot \alpha_d \cdot \alpha_p \cdot \alpha_f \cdot \alpha_t$  ( $\alpha_R = \alpha_e \cdot \frac{\sigma_R}{\sigma_e}$ )

① COEFFICIENT D'HOMOGENEITE DU MATERIAU :  $\alpha_h \geq 1,1$  pour : aciers XC et alliés finement élaborés; indice de pureté : f. 8

$\alpha_h = 1,1$  à  $1,2$  pour : acier CC; indice pureté f.  
 $1,2$  à  $1,5$  " " A; " " non défini.  
 $2$  pour fontes, alliages de fonderie, bois,...

Tous alliages laminés ou forgés ou élaborés en vue d'une utilisation particulière

② COEFFICIENT DYNAMIQUE (ou de transmission) :  $\alpha_d = 1$  pour mise en charge STATIQUE

Engrenages :  
 $\alpha_d = 1,05$  pour : engrenages rectifiés, shavés.  
 $1,1$  " " taillés machine sp.  
 $1,3$  " " ordinaires, fraisés

Courroies :  
 $\alpha_d = 1,1$  pour : courroies sans fin.  
 $1,5$  pour : " agrafées.

$1,5$  : charge rapide, de même sens  
 $1,8$  à  $2$  : " brutale, choc, coup  
ou  $> 2$  de bélier.  
rapidement amortis.

ou NR-Si la mise en charge DYNAMIQUE engendre des oscillations entretenues ou mal amorties, risquant la résonance il faut faire l'étude dynamique exacte.

③ COEFFICIENT DE PRECISION DES CHARGES (ou de fonctionnement) : (voir planche correspondante; p 36)

$\alpha_p = 1$  pour charges forfaitaires ou réglementaires (ex: "force" des appareils de levage)

④ COEFFICIENT D'ELABORATION DES FORMES :  $\alpha_f = 1$  pour pièces usinées partout (à l'exception des moules sous pression, injection en coquilles métalliques (ou ouv) brutes ou partiellement usinées)

$\alpha_f = 1,1$  pour : pièces corroyées, laminées forgées, matriçées, soudées, moulées pleines en sable.  
 $1,2$  pour : pièces moulées pressées "

⑤ COEFFICIENT DE TEMPERATURE :  $\alpha_t \neq 1$  pour température ambiante ( $\theta_a < 50^\circ\text{C}$ )

$\alpha_t = \frac{\sigma_{\theta}}{\sigma_{\theta_0}}$  : cas général (voir planche  $\sigma_{\theta} = f(\theta)$ )

$\alpha_t = 1 + 1,3 \times 10^{-3} \times \theta$  avec  $\theta^\circ\text{C} < 500^\circ\text{C}$  pour aciers non alliés : A, CC, XC.

# Structural factors of safety for spaceflight hardware Extrait

## Perception des coefficients de dimensionnement dans les approches analytiques

Coefficients de dimensionnement



ECSS-E-ST-32-10C Rev.1  
6 March 2009

Table 4-3: Factors of safety for metallic, FRP, sandwich, glass and ceramic structural parts

Structure type	Vehicle	Requirements			
		FOSY	FOSU	FOSY verification by analysis only	FOSU verification by analysis only
Metallic parts	Satellite	1,1	1,25	1,25	2,0
	Launch vehicle	1,1	1,25	See Note <sup>c</sup>	2,0
	Man-rated S/C Launch On Orbit	1,25 1,1	1,4 1,5	See Note <sup>c</sup>	See Note <sup>c</sup>
FRP parts (away from discontinuities)	Satellite	N/A	1,25	N/A	2,0
	Launch vehicle	N/A	1,25	N/A	2,0
	Man-rated S/C				

Possibilité d'utiliser un processus analytique seul

Note : No commonly agreed value within the space community can be provided

Point de départ : Nécessité de valider le **bon comportement « fonctionnel » du satellite**

Besoin de validation de tous les **composants, équipements et sous-ensembles** du satellite et de leurs **assemblages**

Bon comportement « fonctionnel » du satellite pour les aspects structure :

- tenue mécanique des éléments structuraux
- tenue mécanique des interfaces
- performances de rigidité
- performances de stabilité

Validations par **essais** et/ou par **processus analytiques**

## Matrice de validation (exemple)

### Justification pour le cas de charge n° 1

	Essai statique STM (cas 1)	Essai statique STM (cas 2)	Essai statique niveau satellite	Analyse	Corrélation	Essai élémentaire	Commentaires
Elément structure 1	X			X			L'analyse permet de réduire le risque programmatique
Elément structure 2				X			Coeff de dimensionnement de 2
Elément structure 3		X		X	X	X	« Extrapolation » d'une validation de référence

Point de départ : Validation d'une poutre soumise à de la traction







Approche analytique : Utilisation d'une validation par un calcul « classique » de RDM sous la forme suivante :

$$\sigma = F / S < \sigma_{adm} \quad \longrightarrow \quad \sigma = F / S \times k_Q \times k_{dim} < \sigma_{adm}$$

4 questions :

- Charge F
- Section S
- Valeur admissible
- Simulation

4 réponses :

- Probabilité d'occurrence de la charge
- Section **nominale**   coeff qualification
- Valeur admissible type A
- Formule analytique   coeff dimensionnement

Point de départ : Validation d'une poutre soumise à de la compression 





Approche analytique : Utilisation d'une validation par un calcul « classique » de Flambage Euler sous la forme suivante :

$$\sigma = F / S < \sigma_{\text{adm flambage}} \quad \longrightarrow \quad \sigma = F / S \times k_Q \times k_{\text{dim}} < \sigma_{\text{adm flambage}}$$

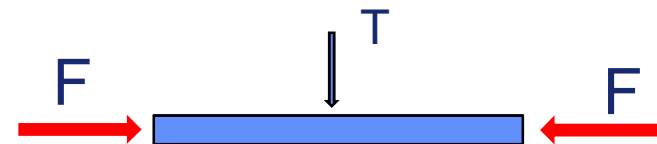
4 questions :

- Charge F
- Section S
- Valeur admissible
- Simulation

4 réponses :

- Probabilité d'occurrence de la charge
- Section **nominale**   coeff qualification
- Valeur admissible type A
- Formule analytique   coeff dimensionnement  
Flambage Euler

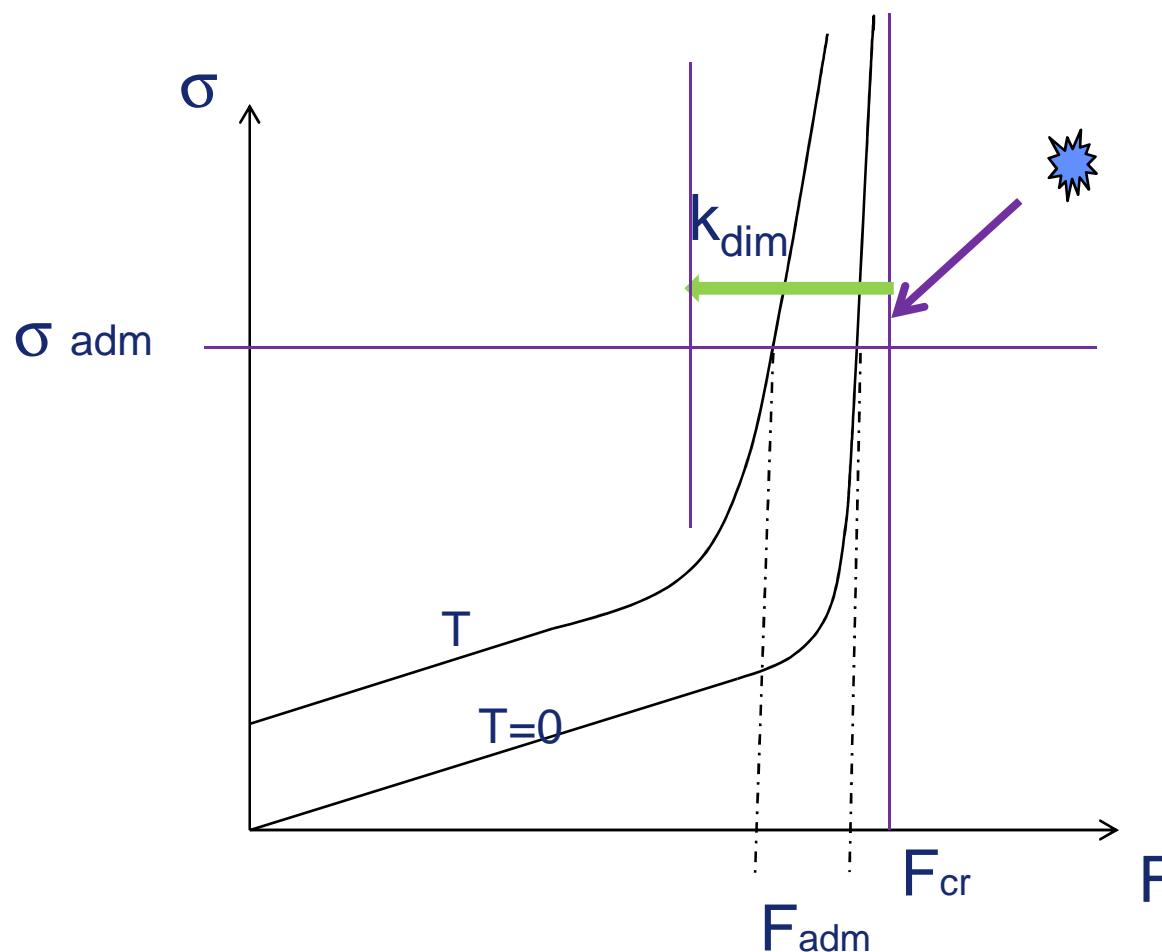
Etude technique d'une poutre soumise à de la compression



$$F_{cr} = \pi^2 E I / L^2$$

$$\sigma_{adm} = F_{cr} / S$$

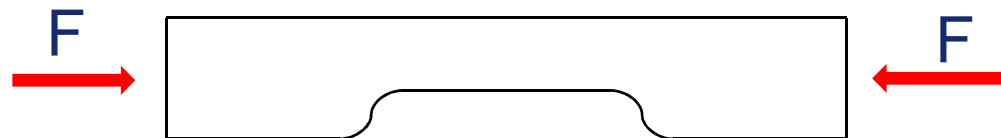
flambage





## Exemple simulation 3

Point de départ : Validation d'une ouverture dans un élément de structure



Approche analytique : Utilisation d'une validation par un calcul « classique » de type FEM : (caractéristiques matériaux et caractéristiques géométriques représentatives du concept dans FEM)



$$\sigma_{\text{calc}} < \sigma_{\text{adm}}$$

$$\longrightarrow \sigma_{\text{calc}} \times k_Q \times k_{\text{dim}} < \sigma_{\text{adm}}$$

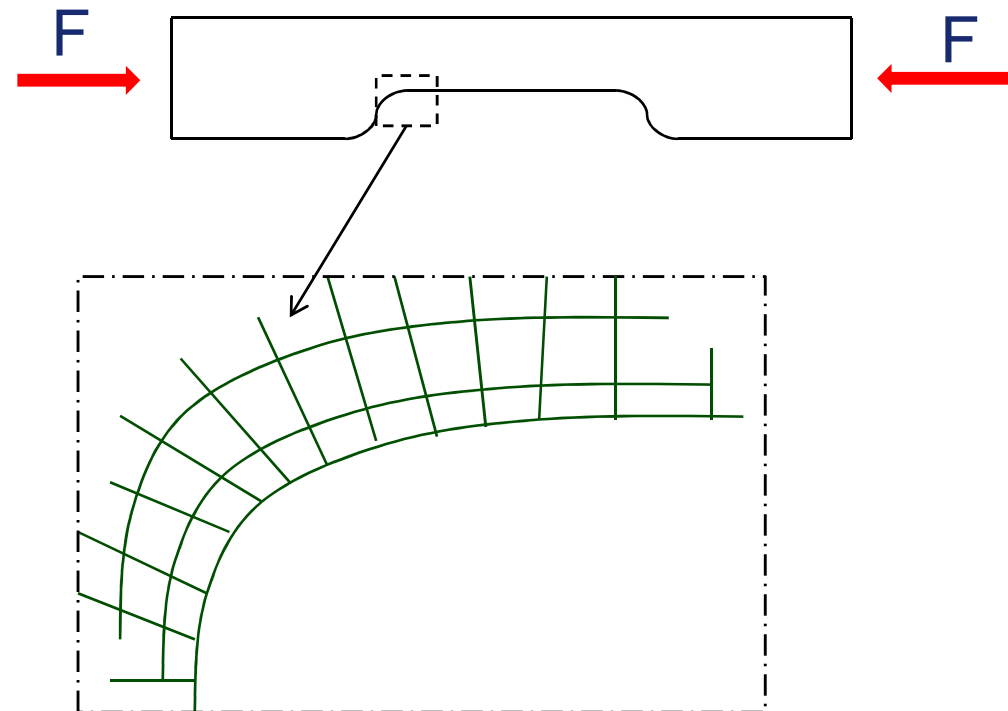
4 questions :

- Charge F
- Caractéristiques
- Valeur admissible
- Simulation

4 réponses :

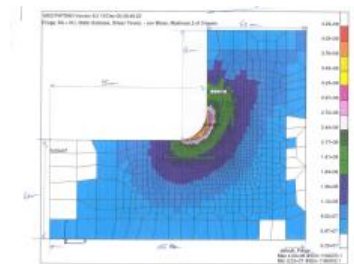
- Probabilité d'occurrence de la charge
- **Nominales**   $\longrightarrow$  coeff qualification
- Valeur admissible type A
- Outil   $\longrightarrow$  coeff dimensionnement

Etude technique d'une ouverture  
dans un élément de structure



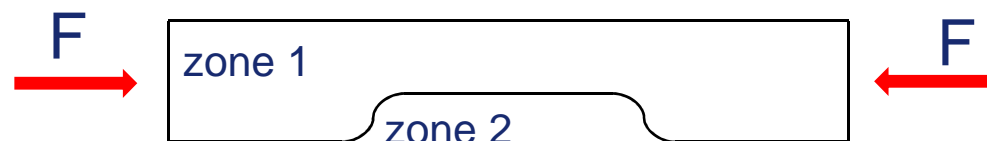
Retour d'expérience faisant état de fortes  
variabilités sur les prédictions FEM en fonction  
des méthodes utilisées

- Type d'élément (fonction de forme)
- Finesse du maillage
- Extraction des contraintes (offset)
- Rayon de courbure de l'ouverture
- Critère de rupture
- .....



## Exemple simulation 3

Point de départ : Validation d'une ouverture dans un élément de structure

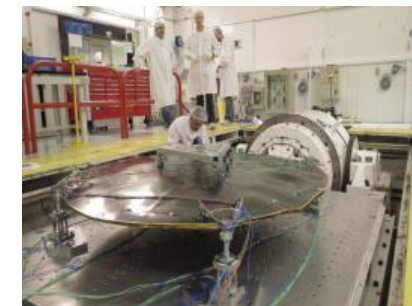


	Essais statiques STM (référence)	Essai statique STM (cas 2)	Essai statique niveau satellite	Analyse	Corrélation	Essai élémentaire	Commentaires
zone 1				X			Analyse « classique »
zone 2	X			x	X	x	« Extrapolation » d'une validation de référence

**Intérêt d'une corrélation sur des essais de référence (crédibilité de la simulation)**

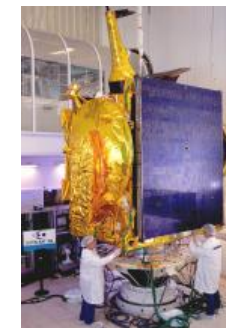
### ◆ Simulations intéressantes :

- ❑ Cinématiques de déploiement des générateurs solaires et des antennes
- ❑ Structures adaptables de fixations des antennes déployables
- ❑ Dépointages thermoélastiques sur les événements orbitaux



## ◆ Difficultés :

Workmanship (manufacturing, intégration)



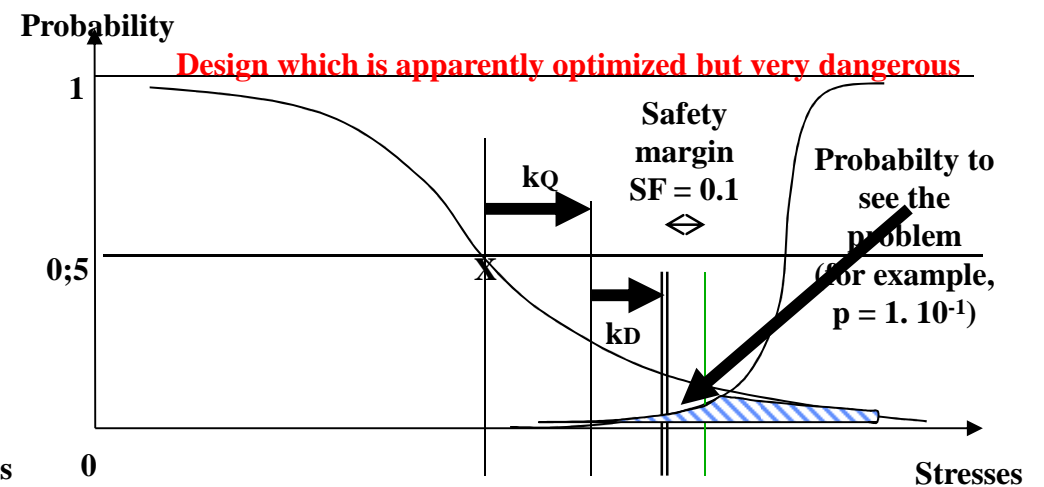
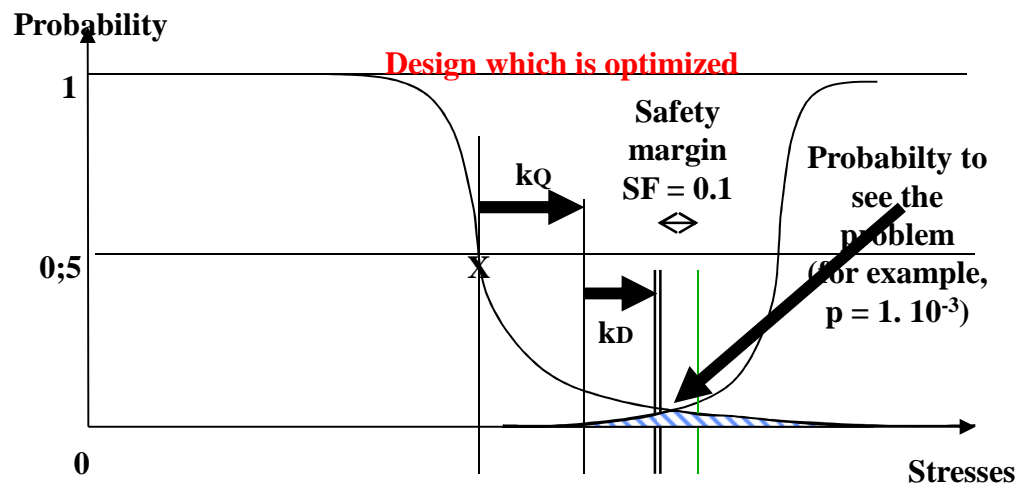
Contrôles à renforcer



Variabilité au sein d'un design très fluctuante



## ◆ Difficulté majeure sur la question de la variabilité :



***Les contextes industriels incitent à réduire les essais et à privilégier les simulations***

***De plus en plus de moyens performants dans les approches analytiques***

***Une grande vigilance est nécessaire sur les questions de variabilité au sein des concepts mais aussi dans les process (fabrication, intégration)***

***contrôles***

***qualification***

***corrélation***

***dimensionnement***

***matrice de validation***

***management des compétences***





# Merci pour votre attention

