Optimisation Multi-Disciplinaire 2004

CS AFM 29 Avril 2004

Les limites des apports de la modélisation à la conception

- Les développements de la modélisation et de l'optimisation ont encore **un impact limité sur la conception**.
  Les **modèles numériques fins** ne servent le plus souvent qu'à valider des solutions obtenues à partir de **modèles simplifiés**.
- La connaissance des **couplages entre les sous-systèmes et le design final** est importante mais oubliée en modélisation.

Ses causes

Les systèmes complexes sont souvent caractérisés par la co-existence de phénomènes aux physiques différentes (fluide, structures, acoustique, thermique, . . .). Cependant,

- **Difficultés mathématiques** : les phénomènes couplés sont numériquement délicats et coûteux à modéliser et ces systèmes sont décrits par un très grand nombre de variables.
- **Difficulté d'organisation** : les compétences tendent à être séparées dans différents départements.

Notre démarche : optimisation multi-niveaux multi-disciplines

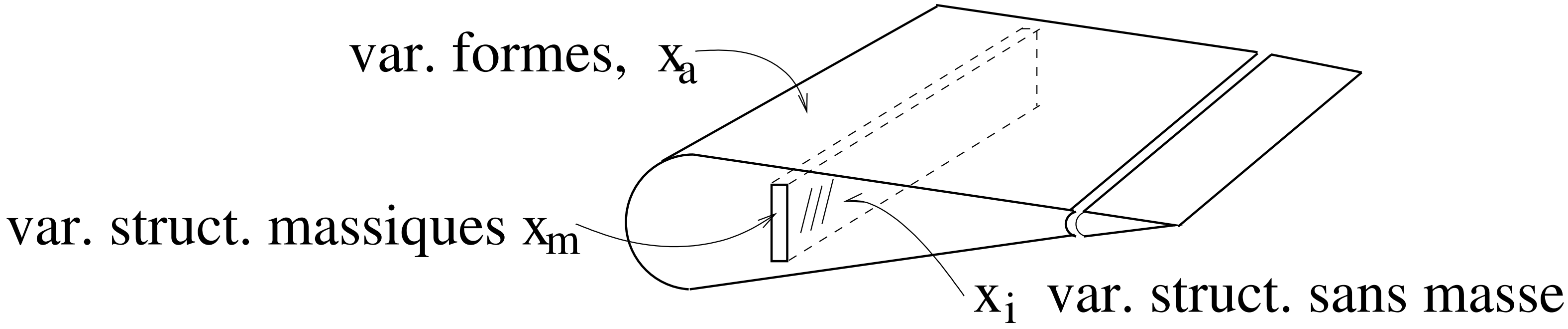
Origine : C. Sayettat, G. Touzot et C. Petiau.

Une méthodologie de conception qui prend en compte l'existence de différents phénomènes physiques couplés et utilise des modèles à plusieurs niveaux de précision (Multi Disciplinary Optimization, MDO)

1. Les couplages entre physiques sont relaxés,
2. le vide entre modèles simplifiés et modèles fins est comblé,
3. l'existence de modèles à plusieurs niveaux est utilisée dans l'optimisation et
4. les couplages entre critères sont estimés.

Un problème multi-disciplines

Exemple didactique d'aîle d'avion



discipline	structures	aérodynamique
analyse	$u(x_m, x_i, p)$	$p(x_a, u)$
couplages physiques	à travers p et u	
variables	x_m et x_i	x_a
critères	rupture(x_m, x_i, u), masse(x_m)	$C_L(x_a, p)$
couplages conceptions	à travers C_L^{lim}(masse) + couplages physiques	

Un problème multi-disciplines ET multi-niveaux

	structures	aérodynamique
précision ↑	EF linéaires	fluide parfait, modèle de vortex
	EF non linéaires géométrique et matériau	CFD Navier-Stokes

Les variables x_m, x_i et x_a sont redéfinies par niveaux de précision.

Formulation classique de l'optimisation

$$\left\{\begin{array}{lll} \min_{x_m, x_i, x_a} \text{masse}(x_m) & & \\ \text{rupture}(x_m, x_i, u) \geq 1 & \text{où} & u(x_m, x_i, p) \\ C_L(x_a, p) \geq C_L^{\text{lim}}(x_m) & \text{où} & p(x_a, u) \end{array}\right.$$

masse, x_m publiques,
x_i, u et rupture propres aux structures,
x_a, p et C_L propres à l'aérodynamique.

Chaque calcul de rupture ou C_L requiert la résolution du problème couplé $\Rightarrow$ très coûteux numériquement.

1. Relaxation des couplages MDA (1/2)

Relaxation par introduction de variables auxiliaires.

$$\left\{\begin{array}{lll} \min_{x_m, x_i, x_a, u^a, p^s} \text{masse}(x_m) & & \\ \text{rupture}(x_m, x_i, u) \geq 1 & \text{où} & u(x_m, x_i, p^s) \\ C_L(x_a, p) \geq C_L^{\lim}(x_m) & \text{où} & p(x_a, u^a) \\ u^a \to u \quad \text{et} \quad p^s \to p & & \end{array}\right.$$

où $\to$ signifie $=$ ou $\min || \dots ||^2$.

u et p sont estimés en une itération. Le problème couplé n'est résolu qu'à la fin de l'optimisation.
Les disciplines sont encore couplées par x_m.

1. Relaxation des couplages MDO (2/2)

Problème publique	
$\min_{x_m, u^a, p^s} \text{masse}(x_m)$	
tel que $u^a \to u$ et $p^s \to p$	
Problèmes disciplinaires	
structures	aérodynamique
variables : x_m^s, x_i	variables : x_m^a, x_a
$\text{rupture}(x_m^s, x_i, u) \geq 1$	$C_L(x_m^a, x_a, p) \geq C_L^{\lim}(x_m^a)$
$x_m^s \to x_m$, où $u(x_m^s, x_i, p^s)$	$x_m^a \to x_m$, où $p(x_m^a, x_a, u^a)$

Décomposition des problèmes publiques et disciplinaires.
(Cooperative Optimization, Cooperative SubSpace Optimization)

2. Combler le vide entre modèles fins et simplifiés (1/2)

Modèles approchés pour répondre à un problème d'**organisation des travaux** (les logiciels spécialisés ne sont pas disponibles partout) et pour **économiser du temps de calcul**.

Modèles physiques simplifiés :

- Identification de modèles simplifiés (macro-modèles de liaisons soumises à un choc pyrotechnique par O. Allix, . . .) et relaxés (modèles neuronaux de suspensions par R. Le Riche, . . .).
- Identification de sous-espaces privilégiés (Proper Orthogonal Decomposition par J.-A. Désidéri, bases de modes propres par O. Allix, . . .).

2. Combler le vide entre modèles fins et simplifiés (2/2)

Modèles généralistes identifiés :

- approximation diffuse (P. Breitkopf et C. Knopf-Lenoir),
- réseaux neuronaux (R. Le Riche, M. Masmoudi . . .),
- machines à support vectoriel (R. Le Riche . . .),
- polynômes d'ordres élevés (M. Masmoudi),
- autres régressions.

Paramétrisations emboitées :

- élévation de degrés de courbes de Bézier (J.-A. Désidéri),
- méthodes multi-grilles,
- . . .

3. Utiliser la hiérarchie de modèles dans l'optimisation (1/2)

- Approche usuelle : résoudre récursivement le problème d'optimisation sur des modèles de plus en plus complexes (utilisant la solution du niveau i comme point initial du niveau $i+1$).
  Mais il est inutile d'optimiser un modèle trop approché (donc faux).
- Utiliser les modèles approchés pour décomposer le problème MDO par disciplines (répond au pb. numérique et organisationnel), e.g.,

$$u^{\text{EF-NL}}(x_m, x_i, p^{\text{Euler}}) \qquad \text{et/ou} \qquad p^{\text{Nav-St}}(x_m, x_a, u^{\text{EF-Lin}}) \ .$$

3. Utiliser la hiérarchie de modèles dans l'optimisation (2/2)

- Utiliser les modèles de niveaux i pour restreindre l'espace de travail au niveau $i+1 \Rightarrow$ Optimisation ensembliste :
  Trouver $\mathcal{X}$ tel que $\forall x \in \mathcal{X}$,

  $$\begin{array}{ll} g_i(x) \leq \delta_i & (e.g. \quad g(x^*) + \text{tolérance}) \\ |h_i(x)| \leq \epsilon_i & \end{array}$$

  Méthodes : analyse par intervalles, optimisation statistique (manipule des distributions de points), multi-critères $\leftarrow$ encore au stade expérimental.
- Evaluer la validité des modèles de niveaux i au moyen des modèles de niveaux $> i$.
- ...

4. Evaluer les couplages entre critères

C'est l'analyse post-optimale. Elle quantifie la sensibilité de la performance à chaque sous-système et sert donc à **orienter les efforts de R&D**.

- Cadre continu : on cherche les multiplicateurs de Kuhn et Tucker λ^*, e.g.,

$$\nabla_x \text{masse}(x^*) + \lambda_1^* \nabla_x C_L(x^*) + \lambda_2^* \text{ rupture}(x^*) \;=\; 0 \,.$$

- Cadre discret : permet non seulement de traiter les variables discrètes mais aussi les optimisations non convergées ou sans calcul de sensibilité. On utilise une approximation de la fonction duale (R. Le Riche), e.g.,

$$\widehat{\lambda^*} \;=\; \arg\max_{\lambda} \min_{x \in \mathcal{T}} \{\text{masse}(x) + \lambda_1 C_L(x) + \lambda_2 \text{ rupture}(x)\} \,.$$

Premier cas test : conception MDO d'avion supersonique

cf. Dassault Aviation

Position du problème

Développer, évaluer et comparer des algorithmes MDO pour des problèmes de dimensionnement:

- problèmes d ’optimisation sous contraintes
- formulation multi-niveau
- l’espace de solution admissible peut être vide

Le problème

- Problème modèle: avion supersonique
  - rayon d'action
  - bruit au décollage
- Disciplines en jeu
  - aérodynamique
  - structure
  - acoustique
  - propulsion

Les couplages

- Rayon d'action

$$R = \frac{Mach \, {C_z}/{C_x}}{C_s} \ln\left(\frac{M_{DE}}{M_{AT}}\right)$$

- Masses

$$\begin{cases} M_{DE} = M_{struc} + M_{c.utile} + M_{fuel} \\ M_{AT} = M_{DE} - M_{fuel} \\ M_{struc} = f(M_{DE}) + M_{mot} \\ M_{mot} = f(BPR, P) \end{cases}$$

- Aero

$$\begin{cases} C_z = f(M, Mach, altitude) \\ C_x = C_{x0} + KC_z^2 \\ C_{x0} = f(geom, Mach, BPR, T) \\ K = f(geom, Mach) \end{cases}$$

- Propulsion

$$\begin{cases} C_s = f(Mach, altitude, BPR) \\ P = f(Mach, altitude, BPR) \end{cases}$$

- Acoustique

$$\begin{cases} dB = f(V_{jet}, dist) \\ V_{jet} = f(BPR, P) \\ dist = f(P, C_x, C_z) \end{cases}$$

Pb optimisation

- Ce n ’est pas un pb du type F(X)=0
  - il y plus d ’inconnues que de relations
- Problème d ’optimisation

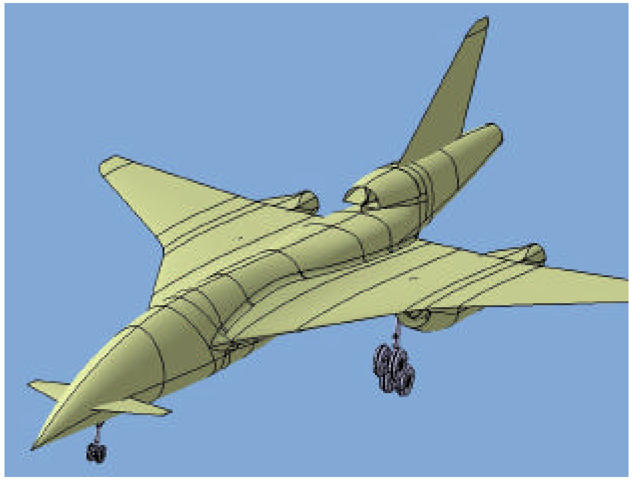
$$\min_{x \in X = \{x, h(x)=0, g(x) \geq 0\}} f(x)$$

- Il peut ne pas y avoir de solution $X = f$

Le problème multi-niveaux

- Niveau 1 “Modèle avion global”
  - O(10) variables de conception
  - relations explicites
    - fonction coût
    - contraintes
- Niveau 2 “Modèle détaillé”
  - formes aérodynamique (CFD)
  - modèle structural (FEM)
  - acoustique
  - moteur
  - trajectoires

Exemple: Niveau 1



Visualisation of "geometric" DVs via CATIA V5 "Feature" Modeler

Canonical Form of "Sizing" with "Level 1" model

- **"Design Variable" state vector** X *Components :* x_i

$$\left| x_i \right| = \begin{cases} \text{- Geometrical Definition Parameters, ...} \\ \text{- Performances, Characteristics of subsystems, equipment, ...} \\ \text{- "Intermediate Performances", ex : fuel volume, aerodynamic derivatives, ...} \\ \text{- "Aircraft Performances", ex. : range, payload, take off length, ...} \end{cases}$$

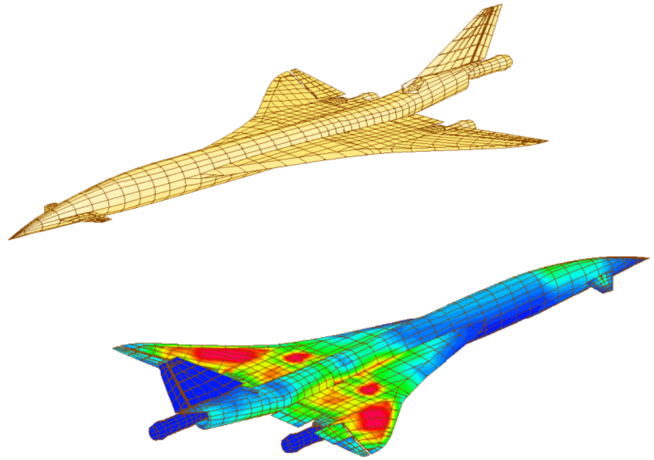
- **"Analysis" models :** $x_i = f(x_j)$ *with* $j < i$

- **"Sizing Problem" :**

$$\begin{cases} \textit{to resolve the equation / inequation system :} \\ x_i = f(x_j) \\ \textit{with some components of } X \textit{ :} \\ x_d = \textbf{given values} \text{ (data, requirements, ...)} \\ x_c < \textbf{or} > \textbf{given values} \text{ (requirements)} \\ \textit{(eventually !) with one component :} \\ x_o : \textbf{maximum or minimum} \end{cases}$$

DASSAULT AVIATION

Exemple: niveau 2



- **Structural Analysis Model**

Global Finite Element Model *of the whole aircraft*

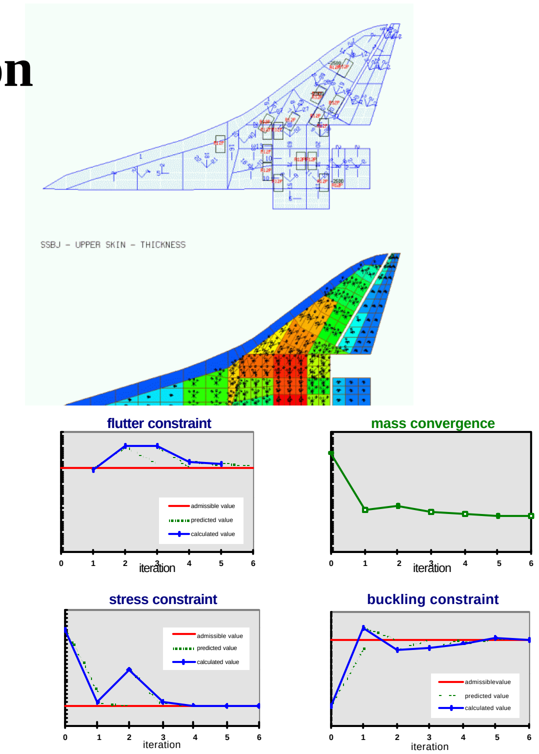
- supporting global analyses of :

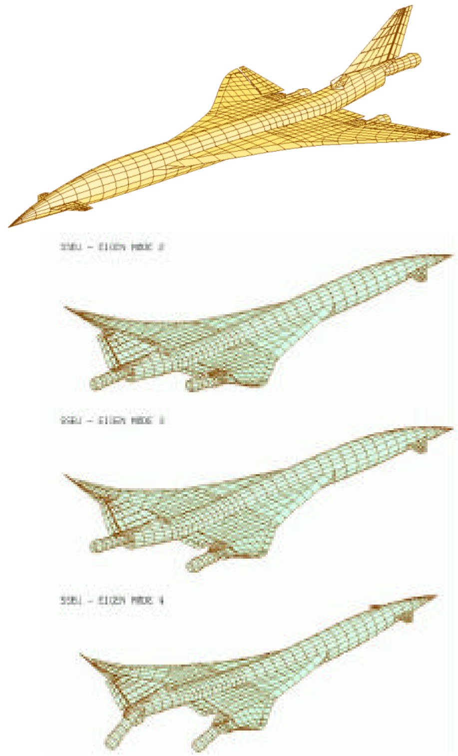
. static aeroelasticity and flutter,

. Flight and Ground loads analyses,

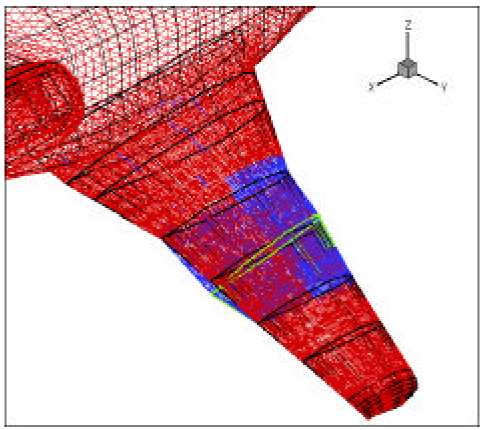
. Internal loads and average structural strength checking .

- **Structural Optimization**





- **Aerodynamic Optimization**



DASSAULT AVIATION

Liste des participants

- mathématique appliquée et optimisation (J. Hermetz –ONERA–, R. Le Riche –CNRS–, M. Masmoudi –Univ. Toulouse–, C. Petiau –Dassault Av.–, E. Souza –INSA Rouen–, M. Sefrioui –Dassault Av.–, C. Vayssade –UTC–, L. Vercouter –EMSE–),
- mécanique des structures (O. Allix –ENS–, P. Breitkopf –UTC–, Q. Dinh –Dassault Av.–, L. Leontoing –INSA Rennes–, G. Touzot –INSA Rouen–, C. Vayssade –UTC–),
- mécanique des fluides (J.-A. Désidéri –INRIA–, E. Lefrançois –UTC–),
- acoustique (J. Hermetz –ONERA–, M. Ravachol –Dassault Av.–),
- informatique (P. Breitkopf –UTC–, R. Le Riche –CNRS–, M. Sefrioui –Dassault Av.–, L. Vercouter –EMSE–),
- aéronautique (Q. Dinh –Dassault Av.–, J. Hermetz –ONERA–, C. Petiau, G. Roge, M. Ravachol et M. Sefrioui –Dassault Av.–).

Etat du projet en Avril 2004

Phase 1 : 3 rencontres des 20 experts cités ci-dessus
$\Rightarrow$ une démarche, un cas test.

Phase 2 : (maintenant)

- recherche d'un second cas test.
- recherche de financements (pistes : DGA, CNRS, MR).
- développement d'un démonstrateur.

Phase 3 : (2005-2008) Mise en œuvre scientifique et propagation des résultats (logiciel).

Conclusions (1/2)

- MDO $=$ conception en présence de disciplines différentes, transversal par définition.
- Un enjeu scientifique et organisationnel.
- MDO n'est pas l'union de disciplines existantes mais possède des aspects scientifiques propres
  $\neq$ disciplines spécialistes de certains couplages (e.g. aéro-élasticité) car conception,
  $\neq$ modélisation en ingénierie concurrente qui s'intéresse aux phases de la vie d'un produit.
- La France est très en retard en MDO. Ce besoin a été identifié par Dassault Av et par l'ONERA qui a engagé une action sur fonds propres (env. 5 hommes/an sur 4 ans).

Conclusions (2/2) : Liens avec l'AFM

- Un projet transversal, qui cadre avec les activités fédératrices de l'AFM en structures, fluides, thermique, acoustique, …
- L'AFM peut aider le projet à acquérir une visibilité nationale.
- L'AFM peut participer, par ses experts et son réseau, à la définition du second cas test.
- L'AFM peut aider à couvrir les frais de fonctionnement liés au montage du projet (démonstrateur).