



Workshop

Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung

Technologiezentrum Hamburg-Finkenwerder
13. November 1995

Tagungsband

Fachausschuß S2.1 Starrflügelsysteme

Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt
- Lilienthal-Oberth e.V.

K

1291



BT059758

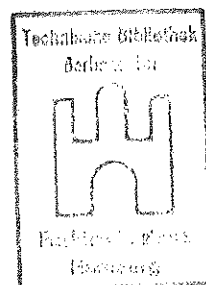
TWI 2



Workshop

Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung

Technologiezentrum Hamburg-Finkenwerder
13. November 1995



Tagungsband

Fachausschuß S2.1 Starrflügelsysteme

Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt
- Lilienthal-Oberth e.V.

urn:nbn:de:gbv:830-88212280

<http://nbn-resolving.org/urn:nbn:de:gbv:830-88212280>

The work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License: CC BY

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0>

Herausgeber:

Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt
- Lilienthal-Oberth e.V.

Fachausschuß S2.1 Starrflüglesysteme

Bonn, 1995

Obleute des Fachausschusses:

Dieter Schmitt
Airbus Industrie AI/ED-X
F - 31707 Blagnac Cedex

Werner Kraus
Daimler-Benz Aerospace LME 11
Postfach 80 11 60
D - 81663 München

Redaktionelle Bearbeitung des Tagungsbandes:

Dieter Scholz
Flugzeug-Systemtechnik
Technische Universität Hamburg-Harburg
Neßpriel 5
D - 21129 Hamburg

DGLR-Workshop:

Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung

Tagungsband

Inhalt

D. Schmitt, Airbus Industrie
Einleitung

Teil 1: Integrierter Projektentwurf

G. Dirks, D.v. Reith, DASA-Airbus Hamburg
Arbeitsweise und Einsatzaspekte der
Entwurfssynthesewerkzeuge POP/SENS und
MIDAS in der Produktdefinition

G. Wolf, Airbus Industrie Toulouse Modular
future project methods - an industrial
approach

W. Kraus, DASA-LM München
Zukünftige Gestaltung des Vorentwurfs bei
DASA LM (military aircraft)

H. Kossira,
W. Heinze, TU Braunschweig
Entwurfswerkzeug PrADO-Entwicklungsstand,
Anwendungsmöglichkeiten für beliebige und
zukünftige Perspektiven.

O. Kranz, Pace und C. Haberland, TU Berlin
Visual Capda - Einsatz innovativer
Informations-technologie für den Entwurf und
die Analyse von Verkehrs- und Transport-
flugzeugen.

Teil 2: "Flugphysikalischer Entwurf"

R. Voit-Nitschmann, TU Stuttgart
Beiträge zu einem multidisziplinären
Entwurfsverfahren für zukünftige Flugzeuge

H. Körner, DLR Braunschweig
MEGAFLOW - Integrierte Verfahrens -
entwicklung für Verkehrsflugzeuge

B. Kiekebusch, DASA-Airbus Hamburg
Einsatz interaktiver flugphysikalischer
Entwurfswerkzeuge im Vorentwurf

H. Hönlinger, DLR Göttingen Aeroelastische
Verfahren zur Auslegung großer
transsonischer Transportflugzeuge

P. Kreuzer, TU Darmstadt
Genauere rechnerische Ermittlung des
induzierten Widerstands für beliebige
Auftriebskonfigurationen

H. Schnieder, DASA-Airbus Hamburg
Bewertungskriterien für die Produktdefinition

Teil 3: Teilaspekte des Projektentwurfs; Entwurfswerkzeuge zum Thema Überschall und Hyperschall

Kelm, DASA-Airbus Hamburg
Berechnungsverfahren zur Gewichtsprognose
der Tragflügel-Primärstruktur von Transport-
flugzeugen im Vorprojekt

L. Fornassier, DASA-LM München
Geometriemodul zur einfachen und schnellen
Erfassung von Konfigurationen aus einer
Dreiseitenansicht

D. Scholz, TU Hamburg-Harburg Computer-
unterstützte Auslegung von Flugzeug-
systemen am Beispiel der Flugsteuerung

R. Radespiel, DLR Braunschweig
Entwurfswerkzeuge für Überschall- und
Hyperschallflugzeuge

H. Heindl, TU München/DASA-LM
Thermalmanagement im Hyperschallflugzeug-
Vorentwurf

Einleitung

Der DGLR Fachausschuß S2.1 "Starrflügelsysteme" hat nach einer längeren Pause versucht, das Interesse innerhalb der DGLR zu diesem Themenbereich auszuloten. Nach einigen Vorüberlegungen haben die Obleute, durch einige direkte Anfragen ermutigt, zur Wiederbelebung die Idee eines Workshops angedacht, wobei sich als Thema sehr schnell "Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung" ergab. Die Vorankündigung zu diesem Workshop erbrachte eine unerwartet hohe Resonanz, wobei 26 Vortragsanmeldungen eingingen. Da aber der vorgesehene Rahmen einer 1 Tages Veranstaltung nicht überschritten werden sollte, musste eine Reduktion auf 16 Beiträge erfolgen. Das Auswahlkriterium ergab sich insofern, als alle deutschen Hochschulen, die einen Vortrag angemeldet hatten, mit mindestens einem Beitrag beteiligt sein sollten, um hier einem breiten Überblick über Ihre Arbeitsschwerpunkte zu erhalten. Die Beiträge von DLR und den Luftfahrtbereichen der DASA mußten auf die integrierten Programmtools und ausgewählte Spezialbereiche zur Geometrie, Aerodynamik, Aeroelastik, Gewichte und Kosten beschränkt werden. Ein recht ausgewogenes Programm ergab sich, wie aus der unerwartet hohen Zahl der Anmeldungen geschlossen werden darf.

Als Veranstaltungsort stellte das Institut für Flugzeugsysteme der TU Hamburg/Harburg von Prof. U. Carl seinen Seminarraum zur Verfügung. Ein besonderes Dankeschön für Prof. Carl und sein Organisationsteam unter Leitung von Dipl.-Ing. D. Scholz für ihre exzellente Vorbereitung und Durchführung dieses Workshops möchte ich hiermit überbringen.

Ein leidiges und schwieriges Thema ist immer die Frage, ob für solch eine Veranstaltung ein Unkostenbeitrag erhoben werden soll. Die Obleute waren sich einig, daß auf der einen Seite hier keine große Administration erfolgen sollte, auf der anderen Seite aber auch die DGLR als Fachverband herausgehoben werden sollte.

Deshalb war der Workshop für alle DGLR Mitglieder gebührenfrei aber von den Nicht - DGLR- Mitglieder wurde eine Gebühr von 100.- DM erhoben. Die DGLR ist der Interessenverband der deutschen Luftfahrtindustrie und gerade in schwierigen Zeiten ist es besonders wichtig gerade durch solche Workshops auf die wichtige Arbeit der DGLR Fachausschüsse hinzuweisen, und somit vielleicht neue Mitglieder zu gewinnen.

Es sollte hier noch erwähnt werden, daß alle Vorbereitungsarbeiten der Obleute des Fachausschusses ehrenamtlich erfolgen.

Im folgenden sollen hier noch einige Anmerkungen zum Workshop und Statements aus der abschließenden Podiumsdiskussion erfolgen.

Es wurden 4 verschiedene und vollständige Flugzeugentwurfsprogramme vorgestellt (POP/MIDAS von DASA-LA, MIDAS von DASA-LM, CAPDA von PACE/TU Berlin; PrADO von TU Braunschweig) wobei alle Programme im wesentlichen eine offene Struktur, flexible Methoden und statistische Verfahren für die Teilelemente zulassen. Zu ihrer weiteren Vervollständigung ist eine kontinuierliche Weiterentwicklung nötig, sowie eine Kalibrierung mit existierenden Entwürfen insbesondere für die Hochschulprogramme wünschenswert.

Für neue Konfigurationen sind diese Programme mit ihren physikalisch/technischen Ansätzen wichtig. Bei Weiterentwicklung von bestehenden Flugzeugfamilien im zivilen oder militärischen Bereichen benutzt die Industrie ihre große Datenbank zur Feinabstimmung der Konfiguration.

Die meisten Programme gehen von einer sehr gut fundierten aerodynamischen Entwurfsbasis aus. Struktur- und Gewichtsabschätzungen haben meist nicht die gleiche Detailtiefe.

Aeroelastische- und Flatteruntersuchungen sind noch nicht oder nur ungenügend in den Entwurfsprogrammen enthalten. Hier besteht aber ein sehr starker Handlungsbedarf insbesondere bei großen Transportflugzeugen.

Die Entwurfsanforderungen sind meist wesentlich unklarer formuliert, so daß die technische Auslegung eine Menge von weichen Kriterien wie Reichweitenflexibilität, Kommonalität, Komfortstandard, oder geringe Betriebskosten berücksichtigen muß.

Der überraschend stark besuchte Workshop und die engagierte Diskussion hat gezeigt, daß das Gebiet der Flugzeugauslegung ein sehr großes Echo in Deutschland findet. Es ist beabsichtigt im nächsten Jahr einen weiteren Workshop zu veranstalten, wobei alle Interessenten um Themenvorschläge gebeten werden. Mögliche Themen könnten sein :

- Kommonalität : Was steckt dahinter ? Wo sind die wirklichen Vorteile ?
- Flugzeugkabine : Welche Entwicklungen zeichnen sich ab aus Sicht der Hersteller, Betreiber, Zulieferer, Passagiere ?
- Kosten : Alle reden davon ! Aber welche Methoden werden genutzt und sind diese transparent oder gleich für Betreiber und Hersteller ?.
- Flugzeugsysteme : Auslegungskriterien für Hydraulik, Elektrik, Fahrwerk, Treibstoff, Luftsystem, etc...

Interessenten, die an der Arbeit des Fachausschusses interessiert sind, mögen sich bitte bei den Obleuten melden.

Allen Vortragenden und Teilnehmern möchten wir hier nochmals für Ihre interessanten Beiträge und die angeregte Diskussion danken.

J. Schmidt

Teil 1:

Integrierter Projektentwurf

Arbeitsweise und Einsatzaspekte der Entwurfssynthesewerkzeuge POP/SENS und MIDAS in der Produktdefinition

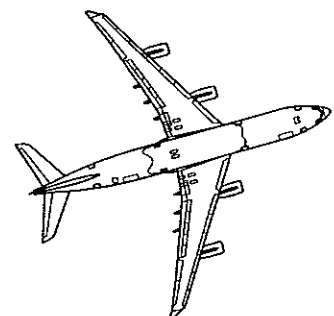
G. A. Dirks , D. v. Reith
DASA-Airbus Hamburg
EZ13 Leistungsdatenoptimierung

Hamburg , im November 1995

Entwicklungsgeschichte

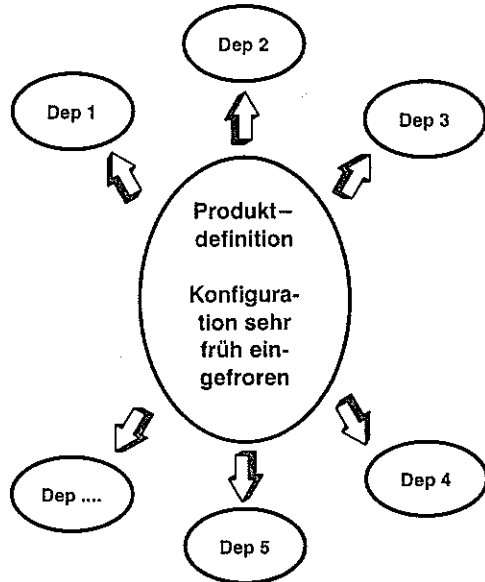


- **HFB320** wird noch weitestgehend ohne EDV entwickelt (Entwicklungsbeginn 1960)
- Einführung der ersten EDV-Programme in den Vorentwurf bei HFB (Ende der sechziger Jahre)
- Einzelprogramme für verschiedene Disziplinen : Parametrisches Entwicklungs-Programm **PEP**
- Abstimmung der Rechenmethoden mit den Partnern bei **EUROPLANE** und **GoS**
- Erstes Komplettdesignprogramm mit "Variantenbildung" : Parametrisches Optimierungs-Programm **POP**
- Grafikerunterstützung auf Großrechner
- Sequenzorientierung in **POP/FLOPOP**, Grafik teilweise auf PC
- Algorithmische Optimierung des Überschallverkehrsflugzeug **SCT** mit **GENIE/MIDAS**
- Erfahrungen von **POP** und **MIDAS** führen zu **SENSxx**

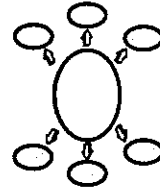


Warum Multidisziplinär ?

Viele Spezialistengruppen

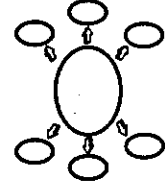


ERSTE KONFIGURATION



TRIAL AND ERROR

KEINE VERBESSERUNG

KLEINE VERBESSERUNG
IN DEN LEISTUNGEN
UND DEN DOC's

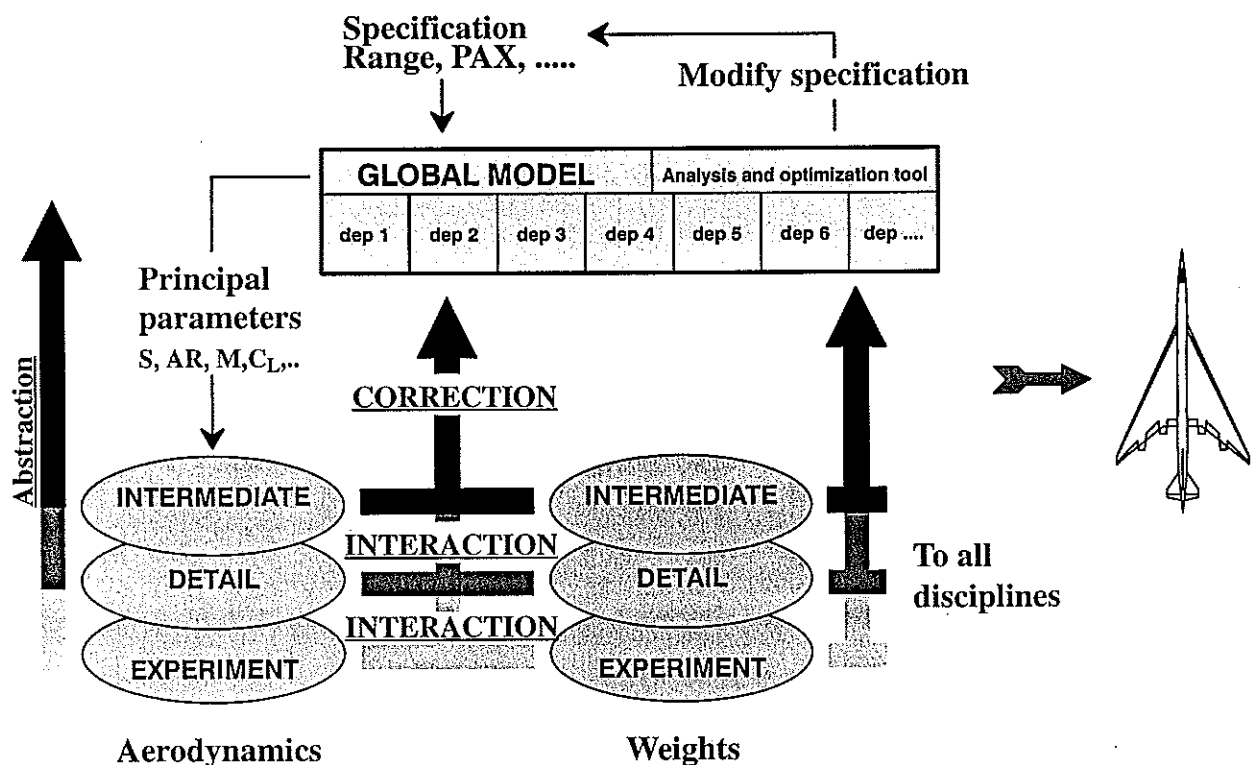
MONATE

9/94 v Raith SCT/VOR/BILDER3

Seite 2

Multi-Disciplinary SCT Design

MIDAS *



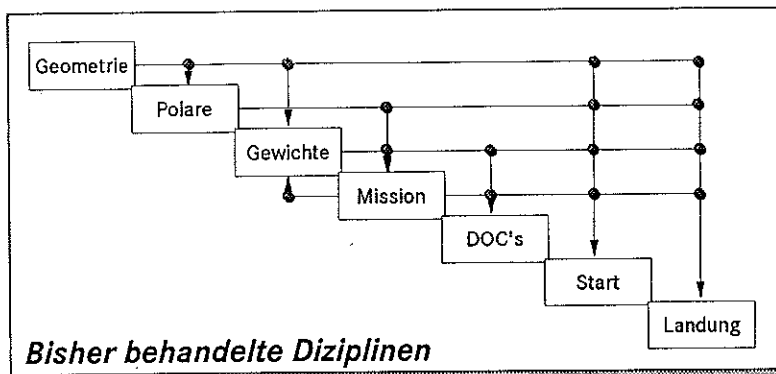
*Multi-Disciplinary Integration of Deutsche Aerospace Airbus Specialists

9/94 v Raith SCT/VOR/BILDER3

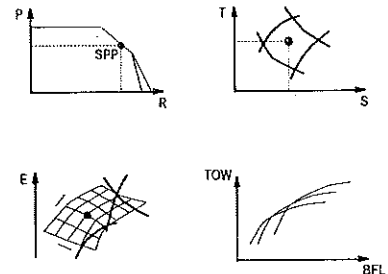
Seite 3

- Leistungsermittlung bei Airbusweiterentwicklungen
- Synthese & Leistungsdaten z.B. bei FAX , FLA und A3XX
- Optimierung / Flugleistungsanalyse bei SCT

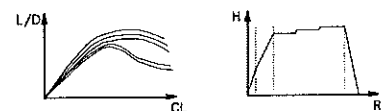
Projekte



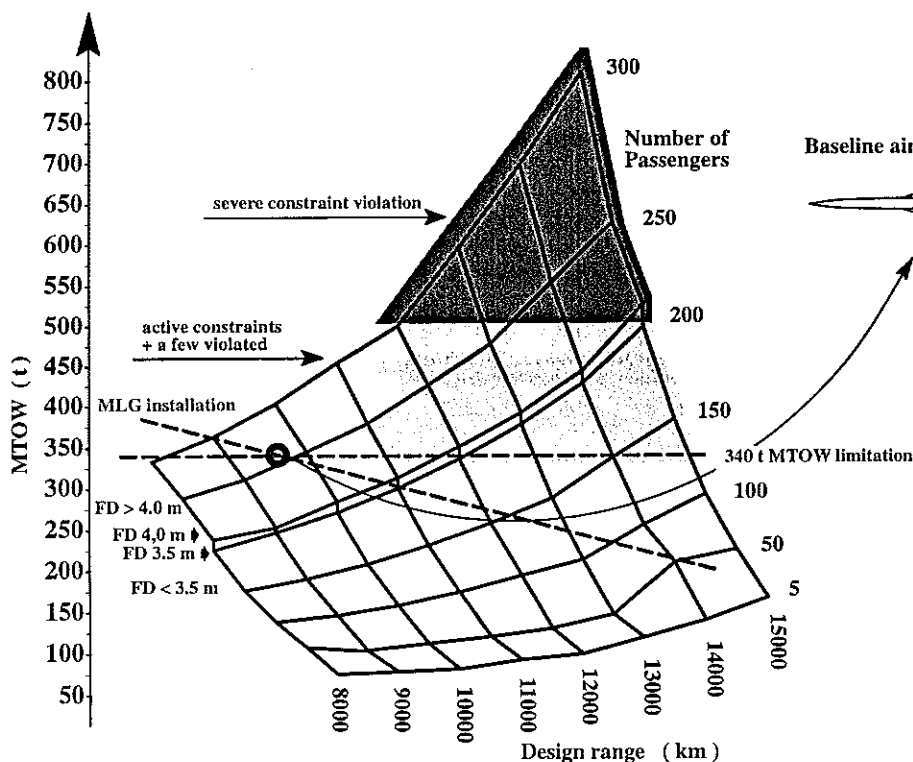
- Serienrechnungen zur Grafikerstellung



- Detailanalysen



Einsatz zur Erstellung von Entscheidungsvorlagen



For all variations constant :

- Wing planform
- Engine type
- Technology standard

Modified main parameters :

- Number of passengers
- Design Range
- Fuselage dia. and length
- Thrust
- Wing area

- ▶ Enge Abstimmung mit internationalen Partnern
- ▶ Synthese der Ergebnisse *großer* Fachabteilungen
- ▶ Variantenbildung sehr weitgehend
- ▶ Sehr gute Flugleistungsbestimmung
- ▶ Großrechnergestützt
- ▶ Kontinuierlich gewachsener Programmcode (FORTRAN)
- ▶ Ausrichtung auf Verkehrsflugzeuge

Besonderheiten POP

- ▶ Aufwendiges Programmgerüst
- ▶ Optimierungsoptionen sehr gut
- ▶ Disziplinmodule problemangepaßt neu programmiert (für SCT)
- ▶ Leicht programmierbar
- ▶ Relativ große Rechenzeit
- ▶ Workstationbasiert

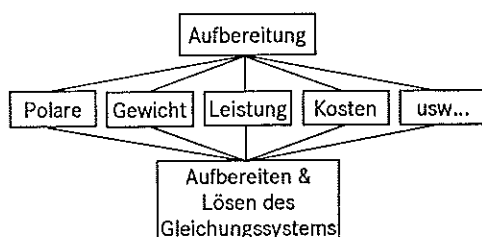
Besonderheiten MIDAS

- ▶ Das Variantenkonzept hat sich bewährt
- ▶ Kontinuierliche Abstimmungsarbeiten mit den Partnern sind sehr wichtig
- ▶ Größte Transparenz hilft bei Vertrauensbildung mit Fachabteilungen und Partnern
- ▶ Grafik und Tabellen sollten für Arbeitsgespräche direkt nutzbar sein
- ▶ "Starre" Loops und Prozeduren sind gelegentlich hinderlich
- ▶ Effiziente Datenverwaltung gewinnt an Bedeutung

Entwurfssynthesensystem SENSxx

- ▶ Sensitivitätsansatz
- ▶ Workstationbasiert ; Komfortable Benutzerführung
- ▶ Optimierung und Sequenzierung flexibel und stabil
- ▶ Loops einheitlich durch Sequenzierung
- ▶ Grafikoutput ist präsentationsfähig
- ▶ Inputkonzept weniger fehleranfällig
- ▶ Alle bisher in POP vorhandenen Routinen
- ▶ Einige MIDAS-Routinen

Besonderheiten SENSxx

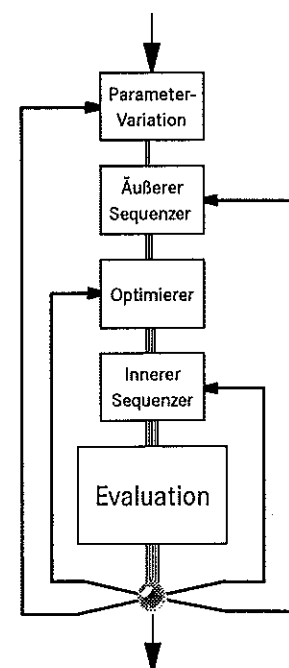


Parametervektor (Aufruf : x)
Angaben über Variabilität

Modulergebnisse (y) und
partielle Ableitungen ($\partial y / \partial x$)

Gleichungssystem
 $[M] \{dy/dx\} = \{\partial y / \partial x\}$

Sensitivitätsauswertung



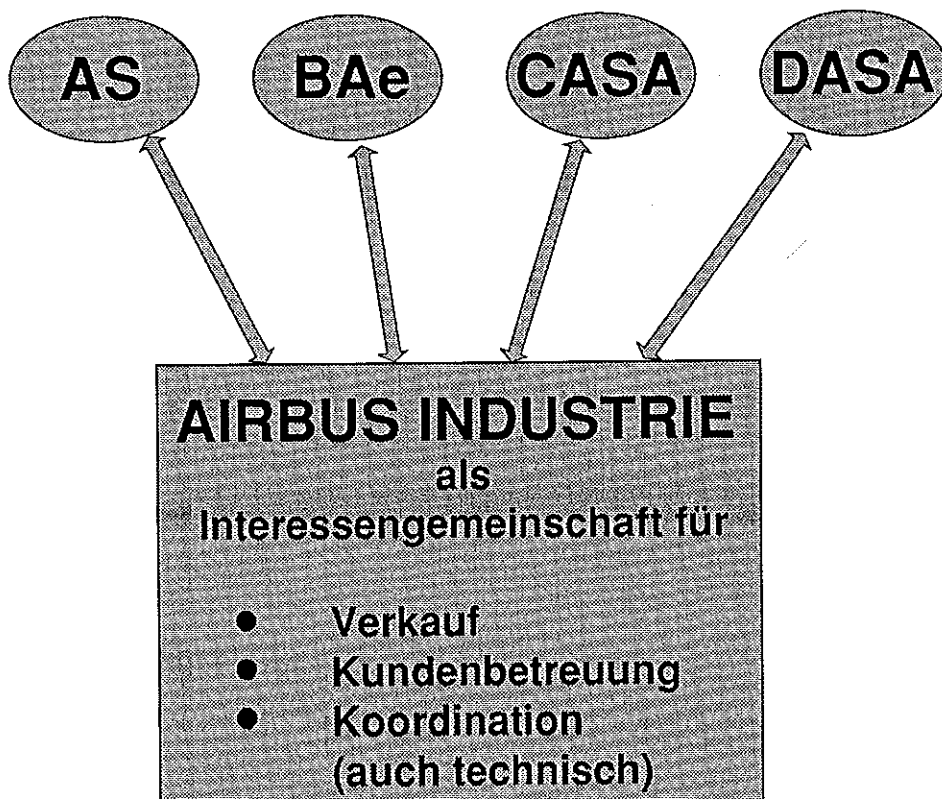
Sequenzierungsschleifen

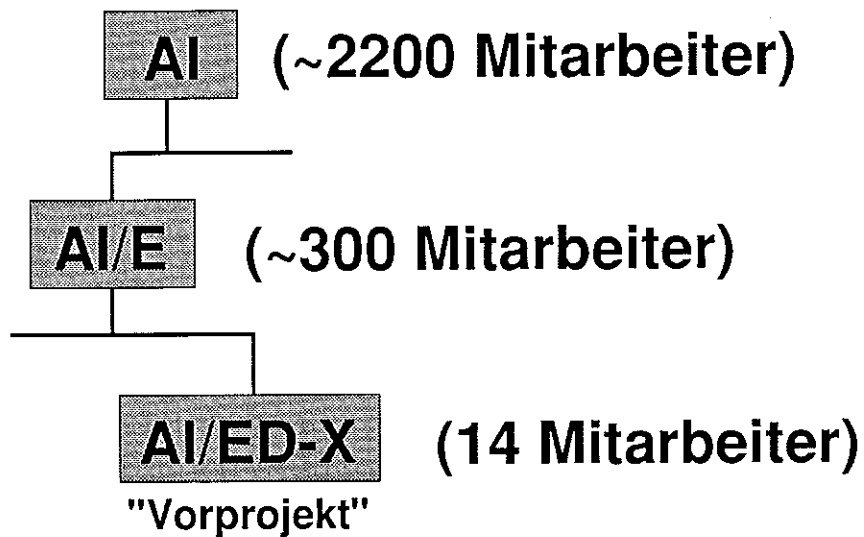
- ▶ Prozedurenhandling wird ausgeweitet
(vollständiger Anforderungskatalog)
 - ▶ Erweiterung auf andere Fachabteilungen
 - ▶ Direkte Anbindung von Fachabteilungs-Code
 - ▶ Parallelisierung praktisch einsetzen
 - ▶ Optimierung
 - ▶ Übergang zur Entwurfsaufgabe / "Requirement Engineering"
 - ▶ Kollaboratives Arbeiten sollte möglich sein
-

Future Projects Data Banks & Application Systems

DGLR Workshop
Hamburg, 13. November 1995
Gerhard Wolf, AI/ED-X

AI/ED-X11 95 4324





AI/ED-X11 95 4326

Anforderungen - 1989

- Zuverlässige, genaue und konsistente Methoden für das Vorprojekt
- Bessere Methoden zur Konkurrenzanalyse
- Methoden zur Abschätzung des globalen Einflusses von neuen Technologien auf die Produktdefinition

- Konsistente Datenbanken für
 - zugelassene Modelle
 - Projekte
 - Konkurrenten

- Besserer Datenaustausch mit
 - Fachabteilungen
 - Partnern
 - Fremdfirmen und Forschungseinrichtungen

Hintergrund - 1989

- nur limitiertes internes Informatikwissen vorhanden (UNIX, FORTRAN)
- sehr breites Wissen in allen Vorprojektdisziplinen vorhanden
- sehr breites Spektrum von Informationsquellen vorhanden
- kein Budget für die Entwicklung der Werkzeuge vorhanden (trotz klarem Bedarf)

⇒ Abteilungsinterne Entwicklung und Wartung

⇒ Modulare Entwicklung der Methoden nach Spezialitäten

⇒ sequenzieller Datenaufbau nach Bedarf

AV/ED-X11 95 4328

Lösungsansatz

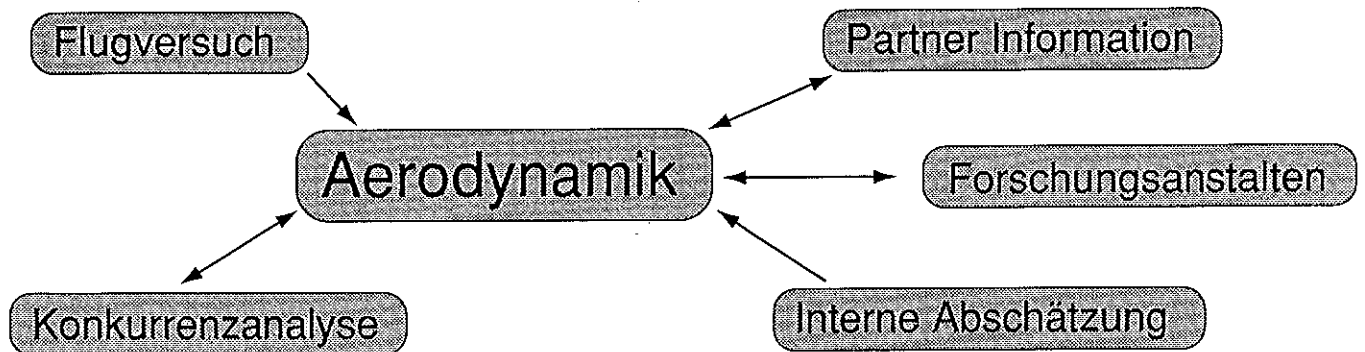
- System auf UNIX Plattform
- Methoden in FORTRAN
- Modulare technische Datenbanken getrennt für
 - Flugzeuge (heute ~ 200 Modelle)
 - Triebwerke (heute ~ 200 Modelle)
- Modulare wissenschaftliche Methoden geordnet nach Spezialitäten und eventuell übergeordnete Integratoren

⇒ jedes Teammitglied ist potentieller Entwickler von Methoden und Datenbanken

⇒ Ein Systemadministrator garantiert Konsistenz und Richtigkeit (automatisiert)

AV/ED-X11 95 4329

Flugzeugdatenbank - Beispiel Aerodynamik



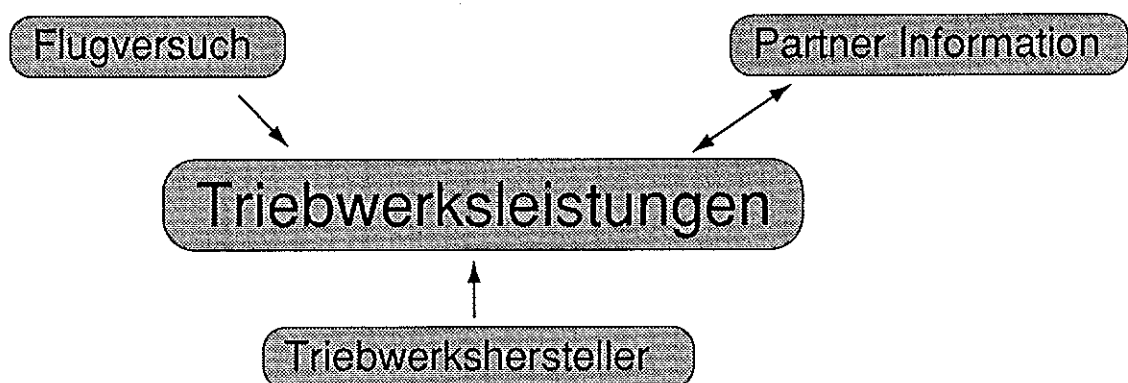
Datenformat ist sehr variabel :

- ⇒ Filter für homogenes Datenformat
oder
- ⇒ Heterogene Datenformate mit integrierten Interpretationswerkzeugen



AI/ED-X11 95 4330

Triebwerksdatenbank - Beispiel Leistungen



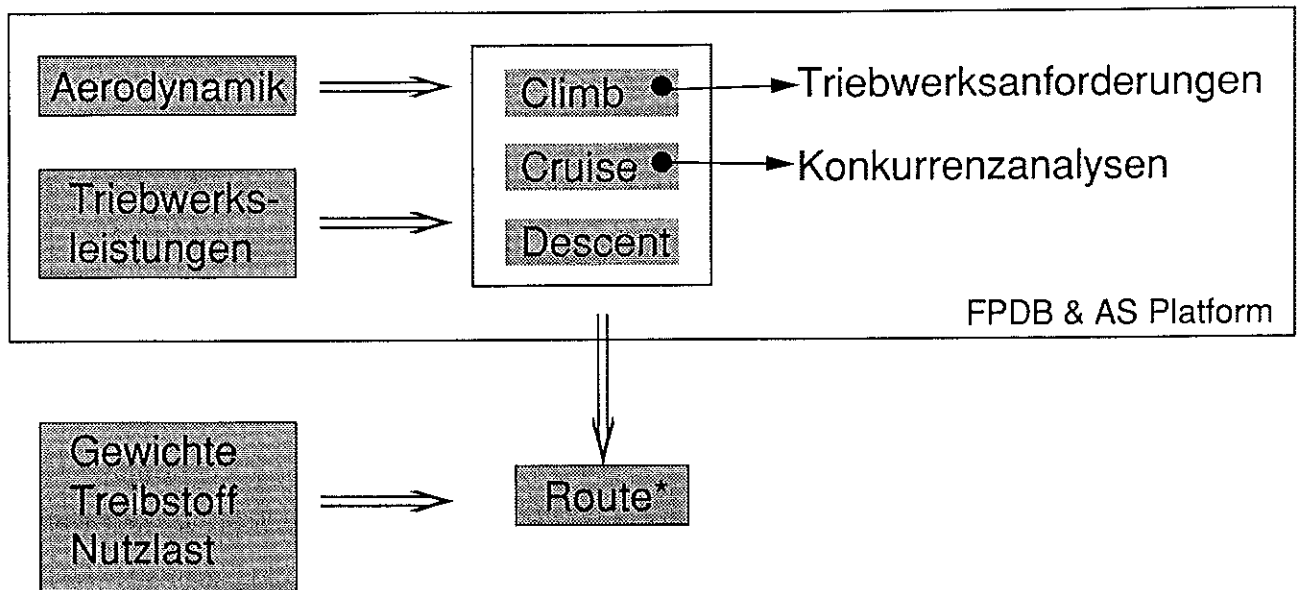
Datenformat ist variabel :

- ⇒ Filter für homogenes Datenformat
oder
- ⇒ Heterogene Datenformate mit integrierten Interpretationswerkzeugen



AI/ED-X11 95 4331

Anwendungsbeispiel



* Airbus mission analysis programme
(offizielles Programm für alle Marketingstudien und Garantien)

AI/ED-X11 95 4332

Ablaufschema (1)

- Auswahl eines Rechenmoduls oder eine Modulgruppe
- Auswahl eines Flugzeuges aus Datenkatalog
(Zugriffsrechtefilter : user / group / modul)
- Auswahl eines Triebwerks aus Datenkatalog
(Zugriffsrechtefilter : user / group / modul)
- Definition der Rechenbedingungen

Ablaufschema (2)

- Link aller notwendigen Segmente für das gewählte Modul
 - Flugzeug : vorkompilierte Fortranroutinen [+ Datenfiles]
+
 - Triebwerk : Datenfiles
+
 - vorkompilierte Fortranhilfsroutinen
+
 - vorkompiliertes Modulhauptprogramm
- Ausführung
- Visualisierung der Ergebnisse (numerisch [+ graphisch])

AI/ED-X11 95 4334-1

Weiteres Vorgehen

- | | | |
|------------------------------------|-----------|-----|
| • neues Interface | (WINDOWS) | ✓ |
| • link zu CAD | (CADD5) | (✓) |
| • link zu FEM | (PAFEC) | ✓ |
| • Verbesserung von Basiswerkzeugen | | ? |
- Aerodynamik Reisekonfiguration
 - Aerodynamik Hochauftrieb
 - Structurgewichte (MWE)
 - Airline spezifische Gewichte (OWE),

Workshop Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung

DGLR

Fachausschuß S 2.1 S Starrflügelsysteme

Technologiezentrum Hamburg Finkenwerder

13.11.1995

ZUKÜNFTIGE GESTALTUNG DES VORENTWURFS BEI DASA LM

W. Kraus

W. KRAUS

ZUKÜNFTIGE GESTALTUNG DES VORENTWURFS BEI DASA LM
Workshop Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung

V9510C1F.DOC / 09.11.1995 / Blatt 1

GLIEDERUNG

AUSGANGSSITUATION DER VORENTWICKLUNG MIL. FLUGGERÄTE

VORGEHENSWEISE IM KLASSISCHEN KONZEPT-/VORENTWURF

ASPEKTE DES INTEGRIERTEN KONZEPT-/VORENTWURFES

BEISPIELE AUS "RECHNERGESTÜTZTE VORENTWURFSSYSTEME"

ZUSAMMENFASSUNG

W. KRAUS

ZUKÜNFTIGE GESTALTUNG DES VORENTWURFS BEI DASA LM
Workshop Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung

V9510C1F.DOC / 09.11.1995 / Blatt 2

AUSGANGSSITUATION DER VORENTWICKLUNG MIL. FLUGGERÄTE

UMFELD DES KONZEPT- UND VORENTWURFES

- Sparmaßnahmen
 - weniger Entwicklungsaufträge,
 - Konzentration der Entwicklungsarbeiten und -teams,
 - Reorganisation.
- Neue militärpolitische Strategien, Technologien und Verfahren beeinflussen:
 - Produkthanforderungen (Spezifikationen)
 - Methodiken in der Konzeptphase (Higher-Order-Verfahren)
- Internationalisierung, zukünftige Gemeinschaftsentwicklungen & Partnerschaften

ALLGEMEINE TRENDS IM MILITÄRISCHEN FLUGZEUGBAU

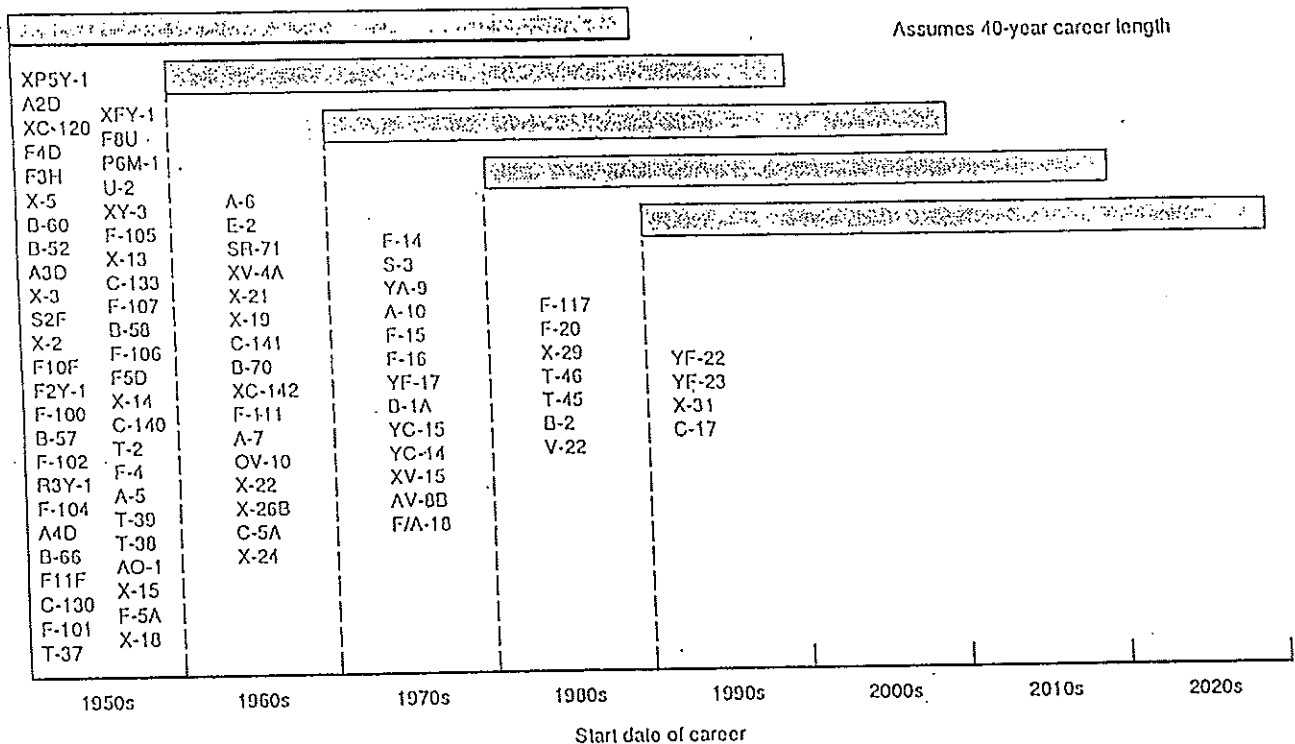
Feststellung, Beobachtung:

- Militärflugzeuge werden leistungsfähiger und weisen hohe Integrationsdichten auf, werden komplexer und teurer.

Dies führt zu:

- neuen Konzepten (evtl. Multimissionsfähigkeit, unbemannte Systeme),
- Entwicklungsrisiko↑ (⇒ evtl. unerwartete Folgekosten), ⇒ Demonstratorflugzeuge,
- Losgrößen bei Serienflugzeugen nehmen ab,
- längere Lebensdauer (40-50 Jahre operationeller Betrieb),
- mehr Kampfwertterhaltung/-steigerung (KWE / KWS), Variantenentwicklung,
- mehr Gewicht auf "Product Support" und logistische Betreuung,
- besonderes Gewicht auf Ausbildung und Training,
- zunehmende europäische Integration, sowohl politisch als auch industriell

Designer Career Length vs New Designs by Decade (1950-1990)



W. KRAUS

ZUKÜNFTIGE GESTALTUNG DES VORENTWURFS BEI DASA LM
Workshop Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauflegung

V9510CIF.DOC / 09.11.1995 / Blatt 5

5

CHARAKTERISTIKEN DER MILITÄRISCHEN FLUGSYSTEM-PALETTE

Feststellung, Beobachtungen:

- Einsatzgebiete äußerst vielfältig
 - Luftangriff, Luftverteidigung,
 - Aufklärung, Überwachung
 - Ausbildung/Training
 - Transport
- Konfigurationsvielfalt sehr groß, hauptsächlich beeinflusst durch
 - Unter-, Über-, Hyperschall,
 - Reichweite, Flughöhe
 - Ausrüstung, Zuladung,
 - bemannt, zunehmend unbemannt,
 - alle mgl. Antriebskonfigurationen
- Entwicklungsschritte eher revolutionär denn evolutionär (stark wechselnde Bedrohungsszenarien und Anforderungen bezüglich Kampfflugzeuge).

Folgerungen:

- Das Entwurfsbüro muß sich ständig mit völlig unterschiedlichen Konfigurationen, technischen Anforderungen und Randbedingungen (Zeit/Kosten) auseinandersetzen
- Zur Konzeption des Gesamtsystems wird es immer wichtiger, auch Subsysteme/ Ausrüstung/Bewaffnung/Aspekte von Missions-Szenarien zu berücksichtigen.

W. KRAUS

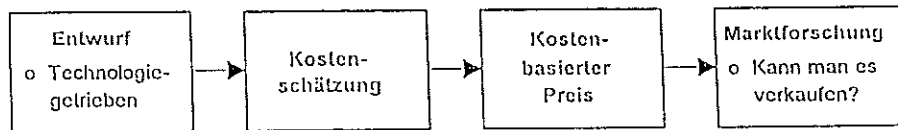
ZUKÜNFTIGE GESTALTUNG DES VORENTWURFS BEI DASA LM
Workshop Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauflegung

V9510CIF.DOC / 09.11.1995 / Blatt 5

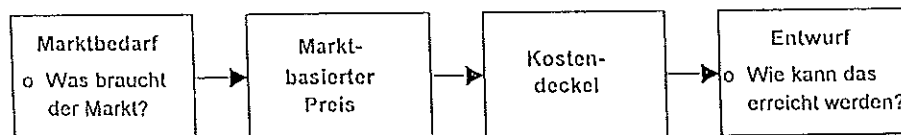
6

PARADIGMENWECHSEL BEI DER PRODUKTENTSCHEIDUNG

- früher



- jetzt



nach¹

Das Kostenrisiko wird dem Entwickler aufgebürdet

¹Quelle: "Der Einfluß von High-Performance Computing und Communications (HPCC) auf Produktentwicklungsprozesse", E.H. Hirschel, W. Schmidt, Dasa.

ZWISCHENFAZIT "AUSGANGSSITUATION/UMFELD"

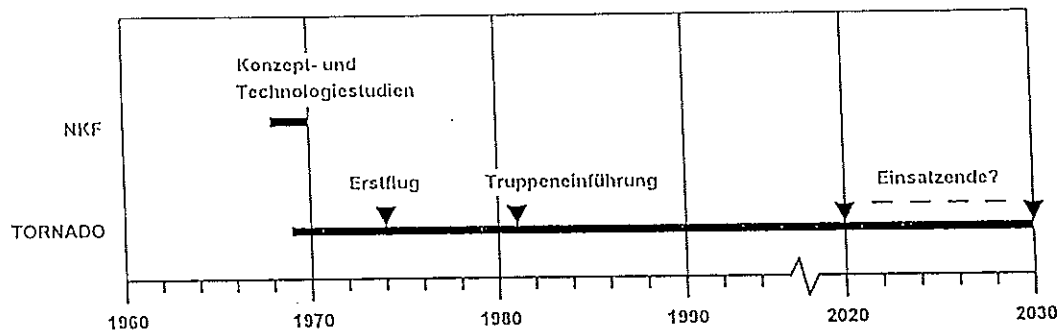
Die Vorgehensweisen in der Vorentwicklung müssen im Umfeld ständig

- komplexer werdender Produkte,
- leistungsfähigerer Technologie (Hard- & Software) im Entwicklungsbereich,
- drastischer Sparmaßnahmen, Kostenzwängen,
- und geänderter Produktentscheidungs-Philosophien,

den neuen Anforderungen angepasst werden, um wettbewerbsfähig zu bleiben.

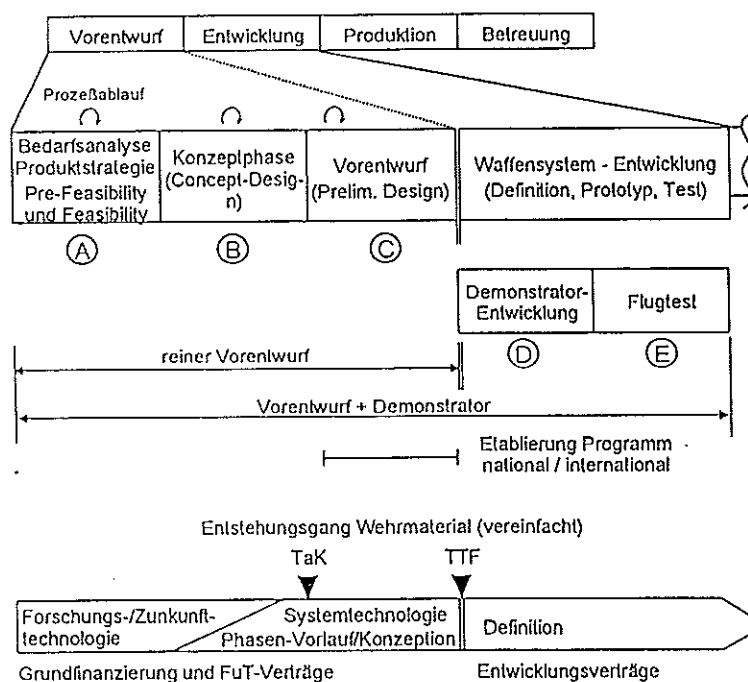
VORGEHENSWEISE IM KLASSISCHEN KONZEPT-/VORENTWURF

"LEBENSLAUF" EINES FLUGZEUGES AM BEISPIEL *TORNADO*²



²Quelle: "Der Einfluß von High-Performance Computing und Communications (HPPC) auf Produktentwicklungsprozesse", E.H. Hirschel, W. Schmidt, Dasa.
W. KRAUS ZUKÜNFTIGE GESTALTUNG DES VORENTWURFS BEI DASA LM V9510CIF.DOC / 09.11.1995 / Blatt 8
Workshop Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung

DIE KONZEPT- UND VORENTWURFSPHASE IM GESAMTENTWICKLUNGSPROZESS (vereinfachte schematische Darstellung)¹

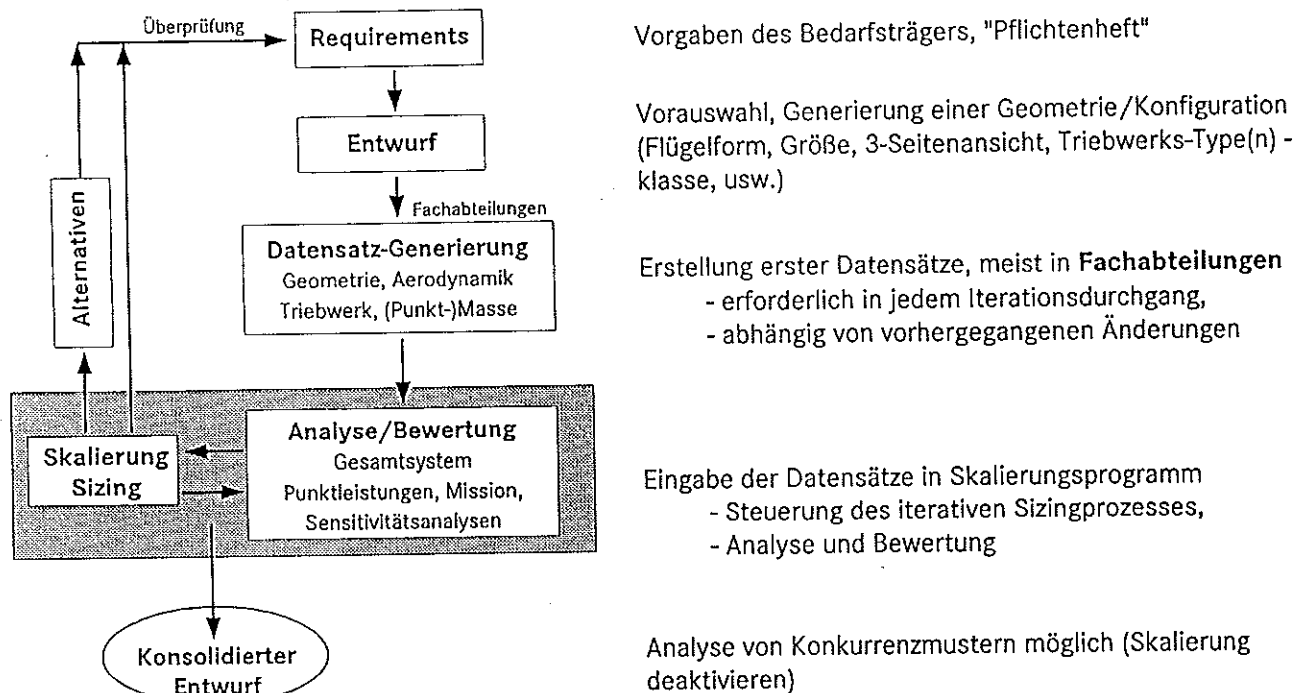


Erläuterungen :

- Projekte bis zum Entwicklungsvertrag / bis zur Waffensystemspezifikation unter Führung der Vorentwicklung, umfeldabhängige Programmetablierung früher
- Demonstratorprogramm abhängig vom Umfang / Thema unter Projektleitung Vorentwicklung oder eigenständig
- Einbindung von Fachleuten aus den Technik - Leistungszentren in der Vorentwicklungsphase
- Einbindung der in der Vorentwicklungsphase verantwortlichen Fachleute in die Waffensystementwicklung / Kontinuität der fachlichen Kompetenz

DER SIZING-PROZESS IN DER KLASSISCHEN KONZEPTPHASE

(stark vereinfachte schematische Darstellung)



W. KRAUS

ZUKÜNFTIGE GESTALTUNG DES VORENTWURFS BEI DASA LM
Workshop Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung

V9510CIF.DOC / 09.11.1995 / Blatt 10

SCHWÄCHEN DES AUFGEZEIGTEN SIZING-PROZESSES

- Erstellung der erforderlichen Datensätze in den einzelnen Fachabteilungen
 - unterschiedlichen Tools mit unterschiedlichen Genauigkeitsgraden,
 - unterschiedlichen Automatisierungsgraden und Ein-/Ausgabeformaten,
 - keine Standards bezüglich der Geometriedefinition (Gridgenerierung, usw.)
- lange Erstellungszeiten für die Eingabedatensätze der Sizingprozedur,
- unterschiedliche Hardware-Plattformen,
- erschwerter Dialog und Datentransfer $\Rightarrow$ große Trägheit, Limitierung der Freiheitsgrade und Iterationsgänge,
- lediglich Erfassung von Haupteinflußgrößen Aerodynamik, Gewichte, Triebwerk,
- Kosten-, operationsanalytische und andere wichtige Aspekte nicht integriert,
- Interdisziplinarität nicht genügend berücksichtigt (unabhängige Einzellösungen)

Fazit:

- Schwachstellen bergen erhebliche Fehlerquellen, Problemzonen können nur schwer/kaum lokalisiert werden $\Rightarrow$ Risiko !!
- Vorgehensweise nicht mehr adäquat (Stückwerk, verfügbare technische Möglichkeiten ungenutzt) !

W. KRAUS

ZUKÜNFTIGE GESTALTUNG DES VORENTWURFS BEI DASA LM
Workshop Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung

V9510CIF.DOC / 09.11.1995 / Blatt 12

ASPEKTE DES INTEGRIERTEN KONZEPT-/VORENTWURFES

VERBESSERTE INFRASTRUKTUR:

- Geschlossene Prozeßkette als einziges integriertes Tool:
 - modularer Aufbau (Austausch nach Bedarf),
 - gemeinsame Schnittstellen und Standards,
 - Einzelbetrieb oder im Verbund,
 - kein Expertensystem, $\Rightarrow$ hohe Flexibilität, Multidisziplinarität
- Integration moderner Computertechnologien erlaubt den vorgezogenen Einsatz von Higher-Order-Berechnungen und Analyseverfahren bereits in Konzeptphase
Genauigkeit $\uparrow$, Rechenkosten $\downarrow$, Geschwindigkeit $\uparrow$ $\downarrow$, Anzahl Trade-Off-Studien $\uparrow$ $\Rightarrow$ **Risiko** $\downarrow$

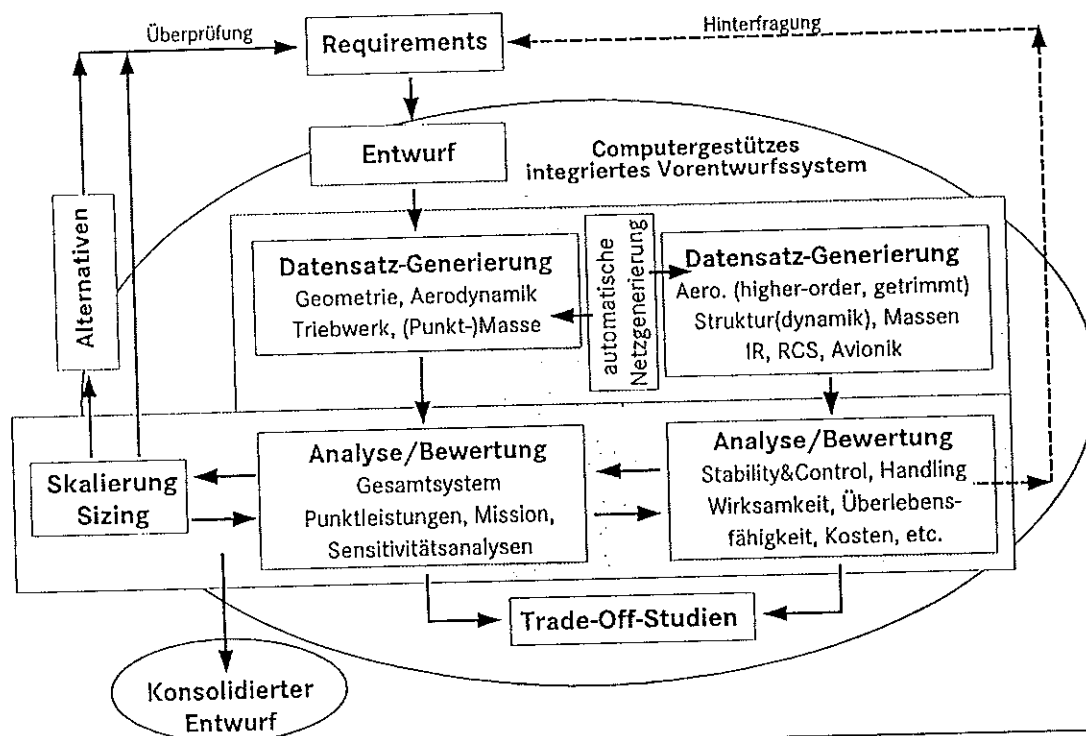
DER COMPUTERGESTÜTZTE ERWEITERTE VORENTWURF

- Erweiterung der traditionellen Vorentwurfsdisziplinen⁴ auf
 - Flugmechanik, Stabilität und Steuerbarkeit, Reglerentwurf (Konzept),
 - Strukturkonzept, Bauweisen,
 - vertiefter Strukturentwurf, Festigkeits- und Aeroelastikanalysen,
 - Berücksichtigung von Tarnungsaspekten (IR, RCS, ...),
 - Avionik/Ausrüstung, Inboardoptimierung,
 - verbesserte Erfassung der Entwicklungs-, Wartungs- und Betriebskosten in Abhängigkeit der Entwurfsparameter,
 - technische Marktbeurteilung
- Lokalisierung kostentreibender Faktoren und Problemzonen,
- Integration der operationellen Missionsanalyse in die Sizing-Prozedur,
- Berücksichtigung von Marketingfragen,
- Möglichkeit zur Optimierung / Beurteilung (auch Einzelaspekte),
einfachen Gesamtsimulation,
Trade-Off-Studien, Sensitivitätsanalysen.
- Automatisierung soweit wie nötig (Gridgenerierung, Sizing, Optimierungen, Pre-, Postprocessing),

⁴unter Berücksichtigung des Auswirkungen auf Aerodynamik, Triebwerksintegration und -auslegung, und Gewicht

DER SIZING-PROZESS IM ERWEITERTEN INTEGRIERTEN FLUGZEUGVORENTWURF

(stark vereinfachte schematische Darstellung)





MIDAS

Multi-disciplinary
Integrated
Design
Analysis
&
Sizing

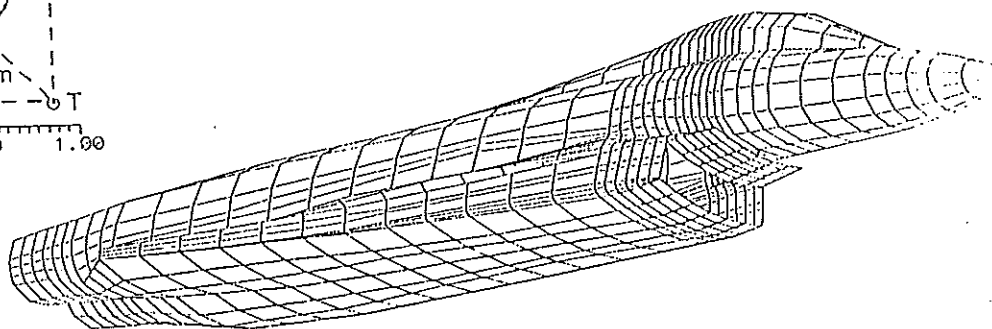
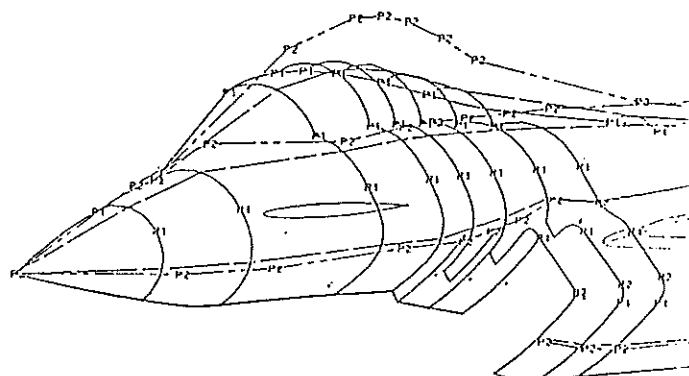
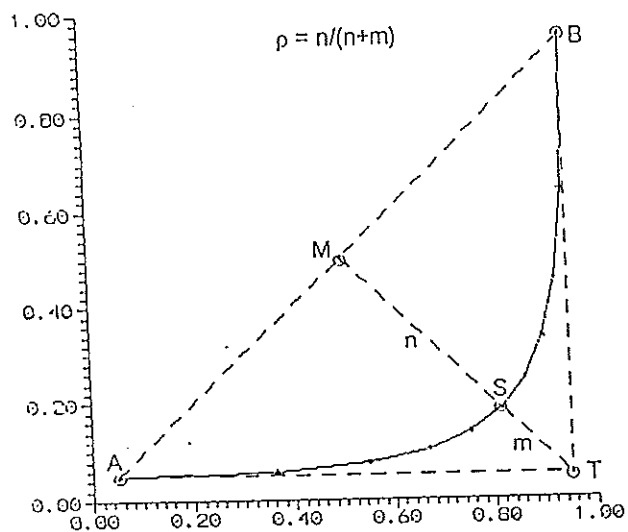
STRATEGISCHE ZIELE

- Echter interdisziplinärer Vorentwurf im frühesten Entwicklungsstadium,
- Betonung auf Interaktivität (Kontrolle, Kreativität),
- Reduzierung der Entwurfszyklen und damit Verkürzung der Entwurfsphase,
- effektive Umsetzung der Forderungen des Bedarfsträgers,
- Reduzierung der Kosten, Zeit und Risiken in der Entwurfs- und in der nachfolgenden Entwicklungsphase,

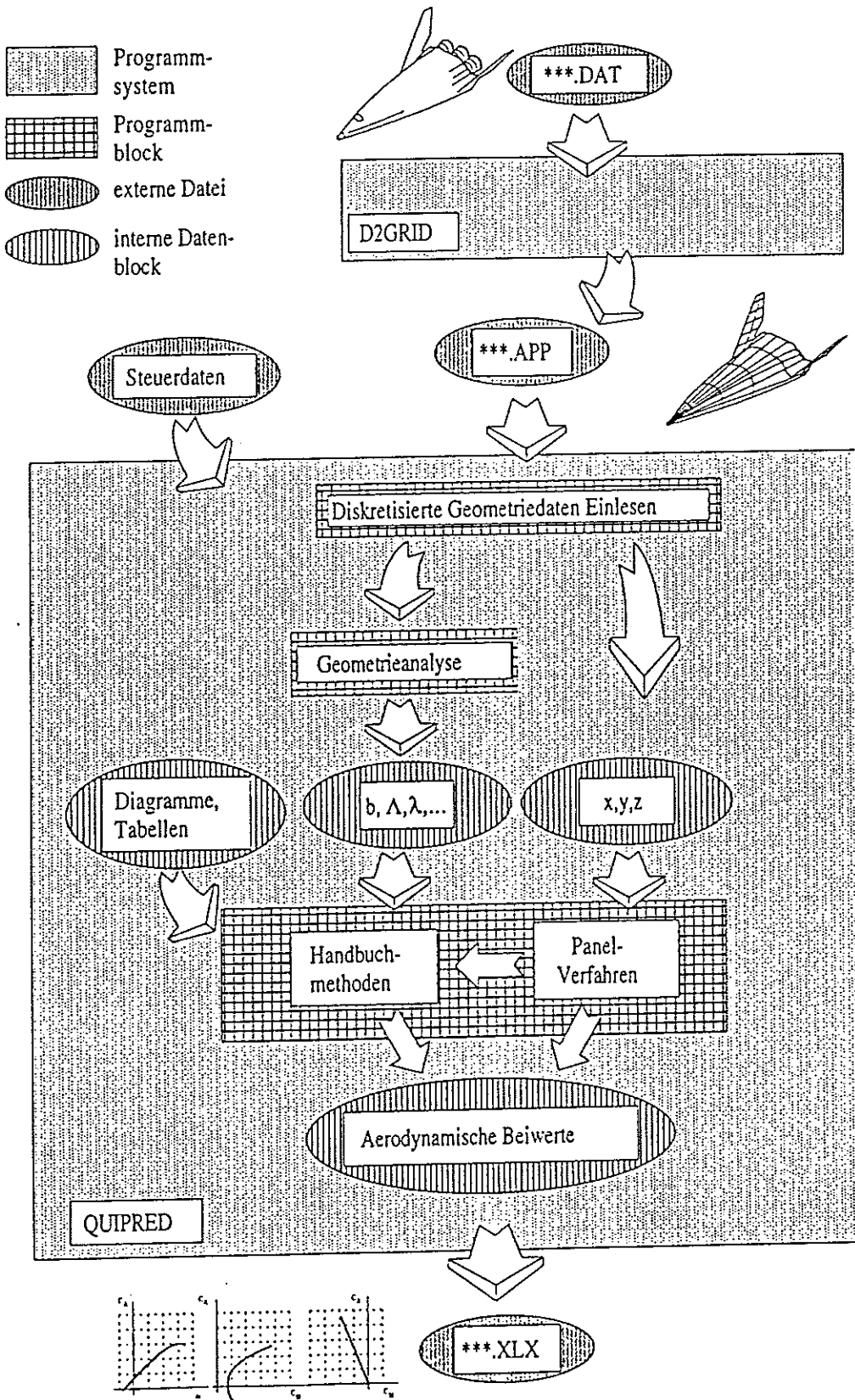
BEISPIELE AUS "RECHNERGESTÜTZTE VORENTWURFSSYSTEME"

- | | |
|-------------------------|---|
| Geometriemodul zur | <ul style="list-style-type: none">• einfachen parametrischen Geometrieerstellung• automatisierten Netzgenerierung <p>("Quadgrid")</p> |
| Aerodynamik: | <ul style="list-style-type: none">• Automatische Erstellung eines aerodynamischen Datensatzes zur Beurteilung der Missions- & Punkteleistungen mit Hilfe von "Quadgrid" <p>(Nullwiderstand; induzierter, getrimmter Widerstand)</p> |
| Gewichtsabschätzung | |
| Radarsichtbarkeit (RCS) | |

PARAMETRISCHES GEOMETRIEMODELL



AERODYNAMIK⁶



MASSENABSCHÄTZUNG⁷

Eingabedaten für Massenabschätzung				Ergebnis				Vergleich		
JET-TRAINER LIGHT FIGHTER Ma<1				Reset Trainer Fighter						
Name		Engage	Einheiten bzw. Vorbelegung	optionale Vorgabe	Ergebnis Berechnung	Einheiten	% M _{logw}	Jane's	Abweichung	Abweichung
Type	siehe Notiz	1	[-]		M _{oe} =	3574 [kg]	46,0%	3345	6,9%	229
Areas	Wing _{exp}	14,75	[m ²]		M _{fuel,int} =	1169 [kg]	15,0%	1630	-28,3%	-461
	Horizontal Tail _{exp}	3,94	[m ²]		M _{pyr,ros,int} =	57 [kg]	0,7%	25		
	Vertical Tail _{exp}	2,89	[m ²]		M _{to,cl,100%fu} =	4800 [kg]	61,7%	5000	-4,0%	-200
	Fuselage _{wot}	42,90	[m ²]		M _{fuel,ext} =	1439 [kg]	18,5%	1440		
					M _{tanks,ext} =	168 [kg]		168		
Propulsion Sys.	Num. of Engines	2	[-]		M _{stores,ext} =	1066 [kg]	13,7%			
					M _{pylons,ext} =	304 [kg]		326	-6,8%	-22
External Stores	Num. of Tanks _{ext}	2	[-]		M _{to,all up} =	7776 [kg]	100,0%			
	Volume / Tank	925	[lit]		M _{logw} =	7776 [kg]	100,0%	8000	-2,8%	-224
	Mass Stores _{all}	1066	[kg]							
Design	MStoresMax ? (2=yes)		2		T _{tot,ul} =	2819 [kN]		26,5	9,1%	2
					T _{1 eng,ul} =	1414 [kN]		13,2		
					M _{1 eng} =	300 [kg]		302	-0,7%	-2
Gear-Control	L-Gear: M _{LG} /M _{to,cl}		0,048							
Scale-Factors	Gear / Systems	1,15			M _{LG} /M _{logw} =	0,030 [-]				
	Fuselage / Wing				T-Load: T _{tot} /M _{logw} =	0,379 [-]				
	Hor. Tail / Vert. Tail				T-Load: T _{tot} /M _{to,cl} =	0,613 [-]				
					P-Load: M _{logw} /T _{tot} =	269 [kg/kN]				
								A-Scale "Trainer" =	1,023	

⁷H. Heindl, Dasa-LME11

W. Kraus

ZUKÜNFTIGE GESTALTUNG DES VORENTWURFS BEI DASA LM
Workshop Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung

V9510CIF.00C / 09.11.1995 / Blatt 19

21

BERECHNUNG DER RADARSICHTBARKEIT (RCS)⁶

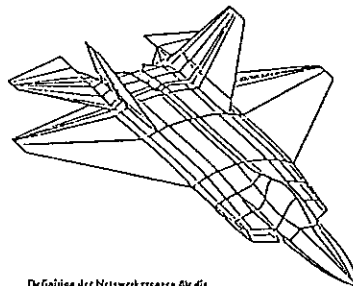


Abb. 3.3 Definition der Netzwerkgrenzen für die

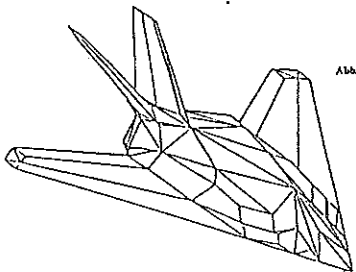


Abb. 6.1.4 Panelnetz für die F-117 bei $\theta = 30^\circ$ und $\phi = 35^\circ$, Panelzahl: 136.

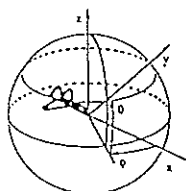
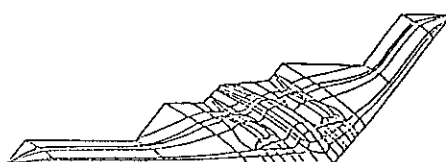


Abb. 3.2 Definition der Netzwerkgrenzen für die D. 2.



⁶M. Schneider, Dasa-LME12

Dr. HARALD A. HEINDL

COMPUTERGESTÜTZTER INTEGRIERTER FLUGZEUGVORENTWURF

Wissenschaftliches Symposium Luftfahrttechnik XV: "Neue Ausstattungsphilosophie - Möglichkeiten und Wege", 9.11. - 10.11.1995, DLR/WT Mannheim

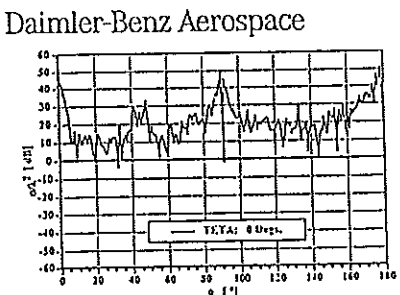


Abb. 6.2.10 Darstellung des RCS-Wertes σ^0 [dB] für die VF-22, PO-Verfahren, $\theta = 0^\circ$, $-180^\circ \leq \phi \leq 180^\circ$, Panelzahl: 9964, Wellenlänge $\lambda = 3$ cm.

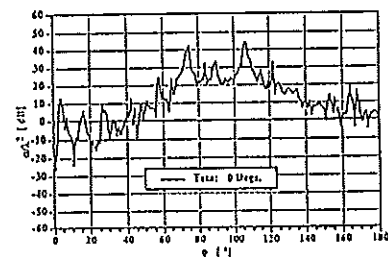


Abb. 6.1.10 Darstellung des RCS-Wertes σ^0 [dB] für die F-117, PO-Verfahren, $\theta = 0^\circ$, $-180^\circ \leq \phi \leq 180^\circ$, Panelzahl: 136, Wellenlänge $\lambda = 3$ cm.

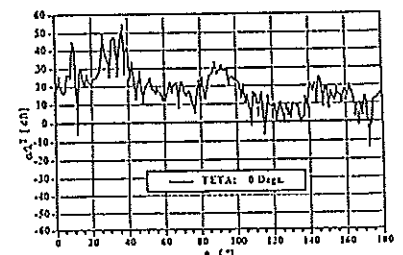


Abb. 6.3.10 Darstellung des RCS-Wertes σ^0 [dB] für die D. 2, PO-Verfahren, $\theta = 0^\circ$, $-180^\circ \leq \phi \leq 180^\circ$, Panelzahl: 2016, Wellenlänge $\lambda = 3$ cm.

2

ZUSAMMENFASSUNG

- Geänderte Rahmenbedingungen, insbesondere
 - gesteigerte Produktanforderungsprofile,
 - Maßnahmen zur Kostenreduktion,erfordern zwingend, bereits in der Vorentwicklung, dieser neuen Situation Rechnung zu tragen.
- Ein eingehender und **direkter** Dialog mit dem Bedarfsträger zur
 - Analyse,
 - Bewertung, der Forderungen.
 - Integration,ist unerlässlich und erfordert leistungsfähige Tools zur effizienten Durchführung dieses iterativen Prozesses zur Produktentwicklung.

ZUSAMMENFASSUNG II

- Eine effektive Vorentwicklung erfordert eine leistungsfähige Analyse- und Konzeptfähigkeit (technologische Kompetenz zur Erarbeitung, schnellen Umsetzung und Bewertung von Lösungsmöglichkeiten)
- Grundvoraussetzung dafür ist die Integration folgender Aspekte:
 - moderne **computergestützte Verfahren (higher-order)**- auf low-cost Hardware zur Qualitätssteigerung, Risiko- und Kostenminimierung,
 - **zusätzliche** Entwurfsdisziplinen,
 - **ökonomische** Randbedingungen, Zielfunktionen ("Design to Cost"),
 - **operationsanalytische** Bewertungen.
- Die Konsequente Umsetzung des Modells
"Computergestützter Integrierter Flugzeugvorentwurf"
bietet ein großes Potential
 - Qualitätssteigerung,
 - Risikominimierung,
 - und Kostensenkung.

Entwurfswerkzeug PrADO

Entwicklungsstand, Anwendungen und zukünftige Perspektiven

Dr.-Ing. W. Heinze
Prof. Dr.-Ing. H. Kossira
Dipl.-Ing. A. Bardenhagen

Inhalt

- o Einleitung
- o Entwurfswerkzeug PrADO
- o Anwendungsbeispiele
- o Probleme des Entwurfsprogramms
- o Zukünftige Forschungsaktivitäten
- o Zusammenfassung

Langer Kamp 19, D-38106 Braunschweig, Tel.: (0531) 391-2685

IFL Bild 1

Bisherige Arbeiten

bis 1987	1. Gesamtentwurfs- und Optimierungsprogramm Auswirkungen von Entwurfparameter und wirtschaftliche Randbedingungen auf den Entwurf von Verkehrsflugzeugen
1986 - 1990	Aufbau von PrADO Auslegungsgrenzen von sehr großen Frachtflugzeugen Vor-/Nachteile von Nurlügel-Frachtflugzeugen
1990 - 1992	Modifizierung von PrADO für die Bewertung verschiedener hypersonischer Raumtransporter (TSTO/SSTO)
1993	Auswirkungen von Änderungen an Triebwerksparameter auf den Entwurf eines 100-Sitzers (MTU)
seit 1993	Detaillierte Untersuchungen an hypersonischen TSTO-Raumtransportern auf Basis von <i>Wellenreiter-Konfigurationen</i> (Institut für Entwurfsaerodynamik/DLR-BS, Institut für Strömungsmechanik der TU)
Arbeitsgebiete des IFL	→ numerischer Flugzeugentwurf → schnelle Gewichtsabschätzungsmethoden auf Basis physikalischer Modellbildungen

- o **Nachweis der Entwurfskonvergenz** verschiedener Konfigurationen für die vorgegebene Entwurfsaufgabe (Machbarkeit)
- o **Sensitivitätsanalysen** zur Ermittlung der Bedeutung von Entwurfparametern (z.B. Flügelfläche, Profildicke, Triebwerkskreisprozeß-Daten, usw.) bzw. neuer Technologien auf das *Gesamtsystem "Flugzeug"* (TRADE-OFF-Faktoren)
- o **Optimierung von Entwurfparametern** der untersuchten Konfiguration mit Blick auf eine vorgegebene Gütefunktion (z.B. minimale Abflugmasse, geringe Betriebskosten, usw.)
- o **Bewertung verschiedener Konzepte** hinsichtlich technischer und wirtschaftlicher Gesichtspunkte

"Einfache" Darstellung des Entwurfsproblems

- gegeben:** Transportaufgabe (z.B. Nutzmasse m_N , Reichweite R , usw.)
Randbedingungen (z.B. zul.Startbahnlänge, Lärmvorschriften, Zulassungsvorschriften, usw.)
- Ziel:** Gesucht wird die Konfiguration, die
- o technisch realisierbar ist (Minimierung der Abflugmasse m_A)
 - o bei geringsten Einsatz neuer, teurer Technologie die Transportaufgabe am wirtschaftlichsten erfüllt (Minimierung der Betriebskosten DOC, TOC)
 - o die Randbedingungen mindestens erfüllt

- Entwurf:** 1.Schritt: Kombination von Massen- und Reichweitenformel

$$m_A = \frac{m_N}{1 - \frac{m_{OE}}{m_A} e^{R/RF}}$$

$\swarrow$ Anforderungen $\searrow$ Aerodynamik
 $\swarrow$ Struktur $\searrow$ Triebwerk

mit $RF = \frac{V(E)}{SFC \cdot g}$

- 2.Schritt: Berücksichtigung der wichtigsten Interaktionen der beteiligten Fachgebiete

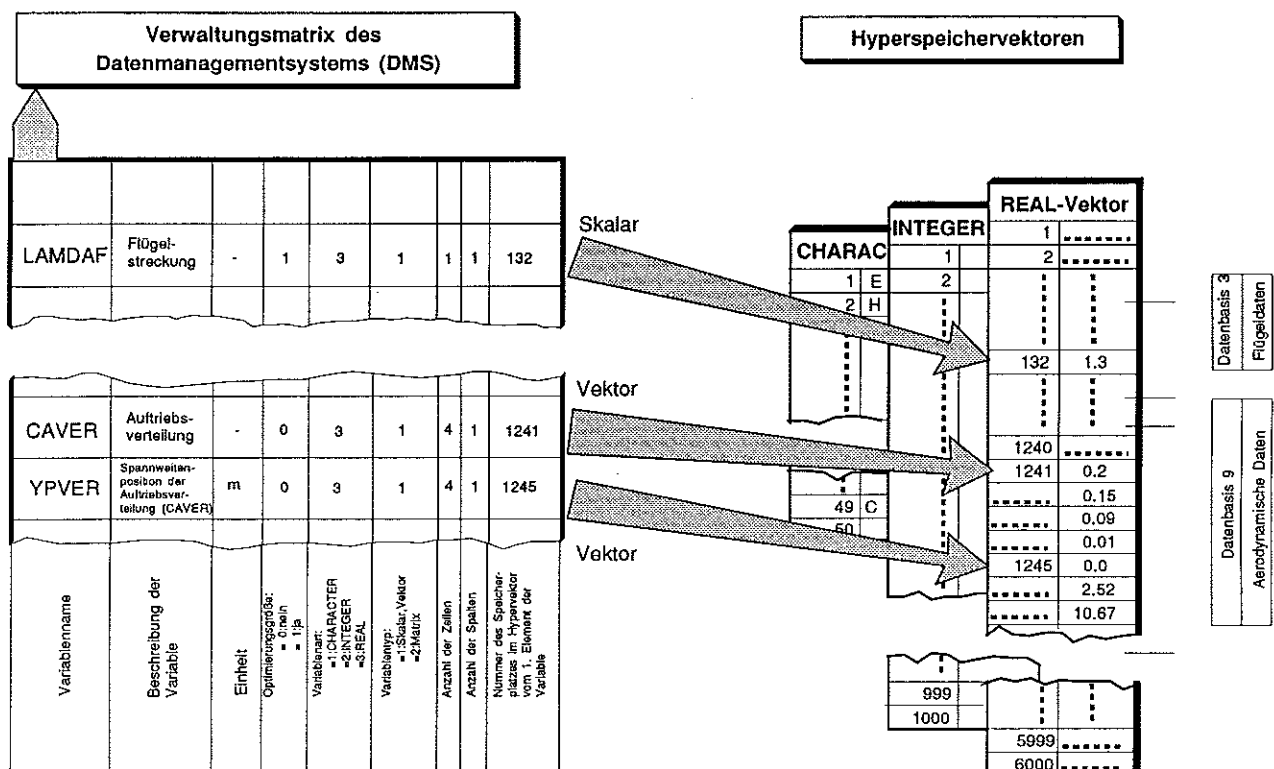
→ Interdisziplinäres Entwurfsprogramm

Anforderungen an Programmsysteme

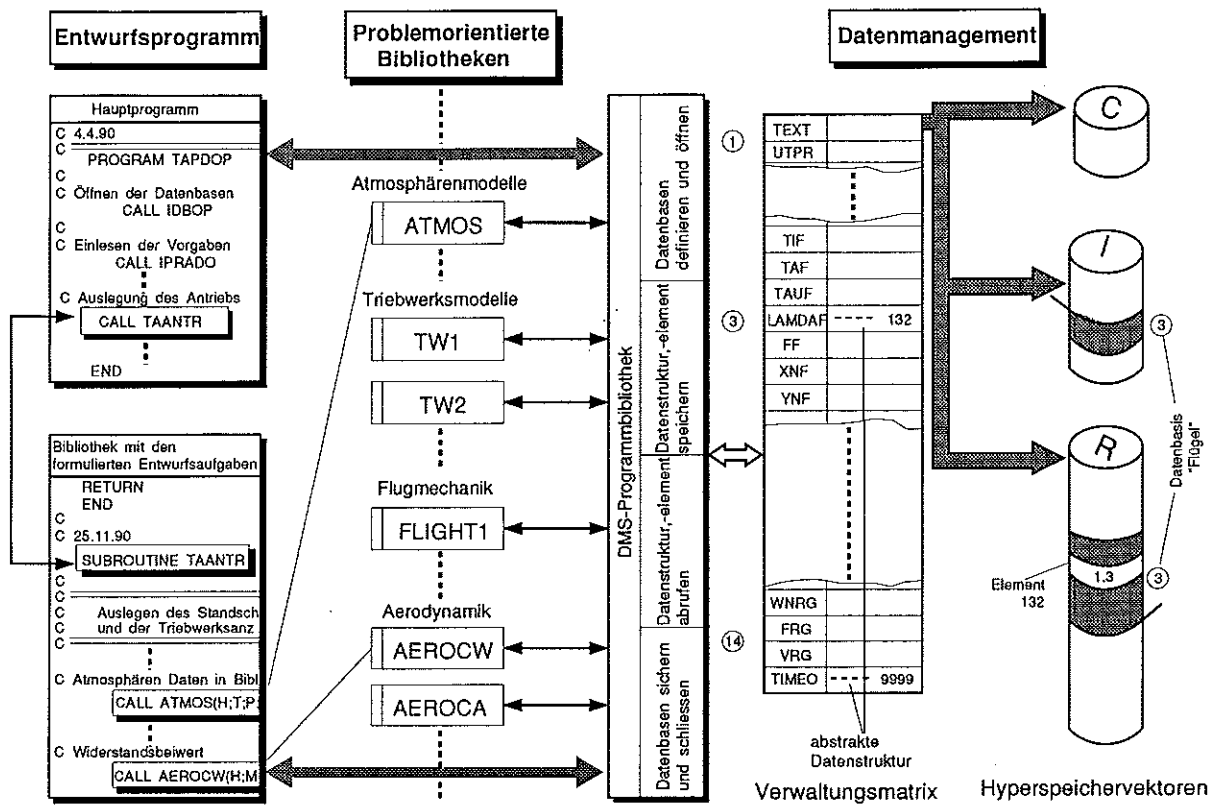
- o **Flexibilität**
(Adaptierung des Programms an neue Entwurfsaufgaben)
- o **Modularität**
(Möglichkeit zur Implementierung neuer Entwurfsmodule)
- o **Sauber definierte Schnittstellen**
(Einbindung von Programmen, die von anderen Fachdisziplinen/Instituten entwickelt und zur Verfügung gestellt werden)
- o Möglichkeiten zur **Einbeziehung verfügbarer Datenbasen**

Verwendung eines Datenmanagementsystems
(Erzielung eines "offenen Programmsystems")

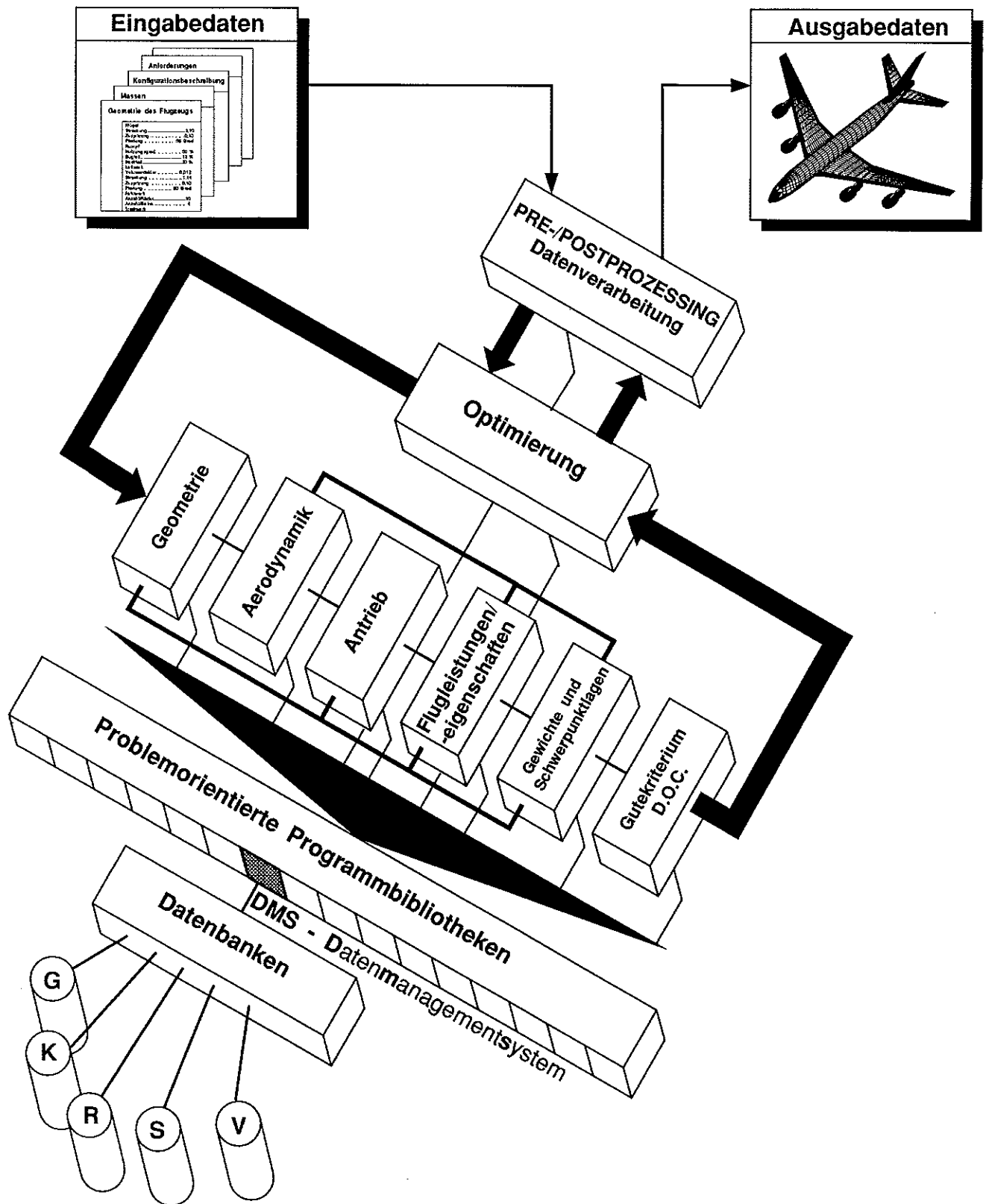
Datenstruktur von PrADO



DMS-Aufbau und Integration in PrADO

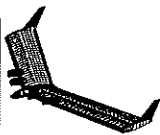
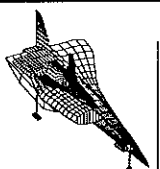


Aufbau des Entwurfsprogramms PrADO (Preliminary Aircraft Design and Optimization)



Programmodule in PrADO

(I)

Konfiguration				
Optimierungsmethoden				
o Suchverfahren EXTREM (Jacob)	x	x	x	x
o Gradientenverfahren ADS	x	x	x	x
o Evolutionsstrategie DARWIN	x	x	x	x
o Zerlegungsmethode (Sobieszanowski-Sobieski) (Version für Parallelrechner)	x			
Geometriebeschreibung				
o 2D-Beschreibung des Flugzeugs	x	x		x
o 3D-Beschreibung des Flugzeugs	o		x	
o automatisches Kabinenlayout	o			
o Fahrwerksauslegung (Geometrie, Unterbringung)	o		x	
o Leitwerksgröße (Volumenfaktoren)	x	x	x	x
o Triebwerksgeometrie				
- Statistik	x	x		
- Datenvorgabe			x	x
Leistungsdaten der Triebwerke				
o PROPFAN-Triebwerk (Kreisprozeß, IFL)	x			
o TL-/ZTL-Triebwerk m./o. NB (Kreisprozeß, DLR-Köln)	x	x	x	
o RAMJET-Triebwerk (Kreisprozeß, DLR-Köln)			x	
o Raketentriebwerk (Kreisprozeß, IFL)				x

x Programmmodul ist in PrADO eingebunden o Programmmodul ist verfügbar; nicht in PrADO eingebunden

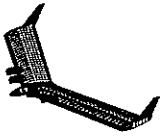
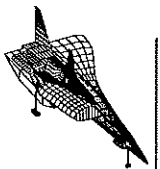
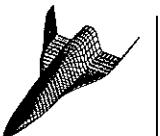
IFL

Bild 25

DGLR-Workshop "Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung"

Programmodule in PrADO

(II)

Konfiguration				
Aerodynamik				
o Profileigenschaften nach RIEGELS	x	x		
o Nullwiderstand nach HÖRNER (Widerstandsflächen)	x	x		
o TRUCKENBRODT-Tragflächenverfahren	x	x		
o Wirbelleiter-Verfahren	o		o	o
o DATCOM-Methode	o		o	o
o Hypersonische Aerodynamik (DLR/SMEA-BS)				
- NEWTON, SOSE (Stoß-Expansions-Methode)			o	o
- Datenvorgabe			x	x
Flugleistungen/Flugeigenschaften				
o Simulation der Flugmission				
- Vorgabe des Flugverfahrens	x	x		
- Vorgabe der Bahnkinematik			x	x
- mit Trimmung (u. BOOKKEEPING)	o		x	
o Bestimmung der Leitwerksgröße aus Flugeigen- schaftsforderungen bei kritischen Flugzuständen	x	x		
Kostenmodell				
o IFL-Methode (mit Flugzeugpreis)	x	x		
o AIRBUS INDUSTRIE 1985	x	x		
o AEA-Verfahren (MR/LR 1987/88)	x	x		
o TRANSCOST (MBB, KOELLE)			x	x

x Programmmodul ist in PrADO eingebunden o Programmmodul ist verfügbar; nicht in PrADO eingebunden

IFL

Bild 26

DGLR-Workshop "Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung"

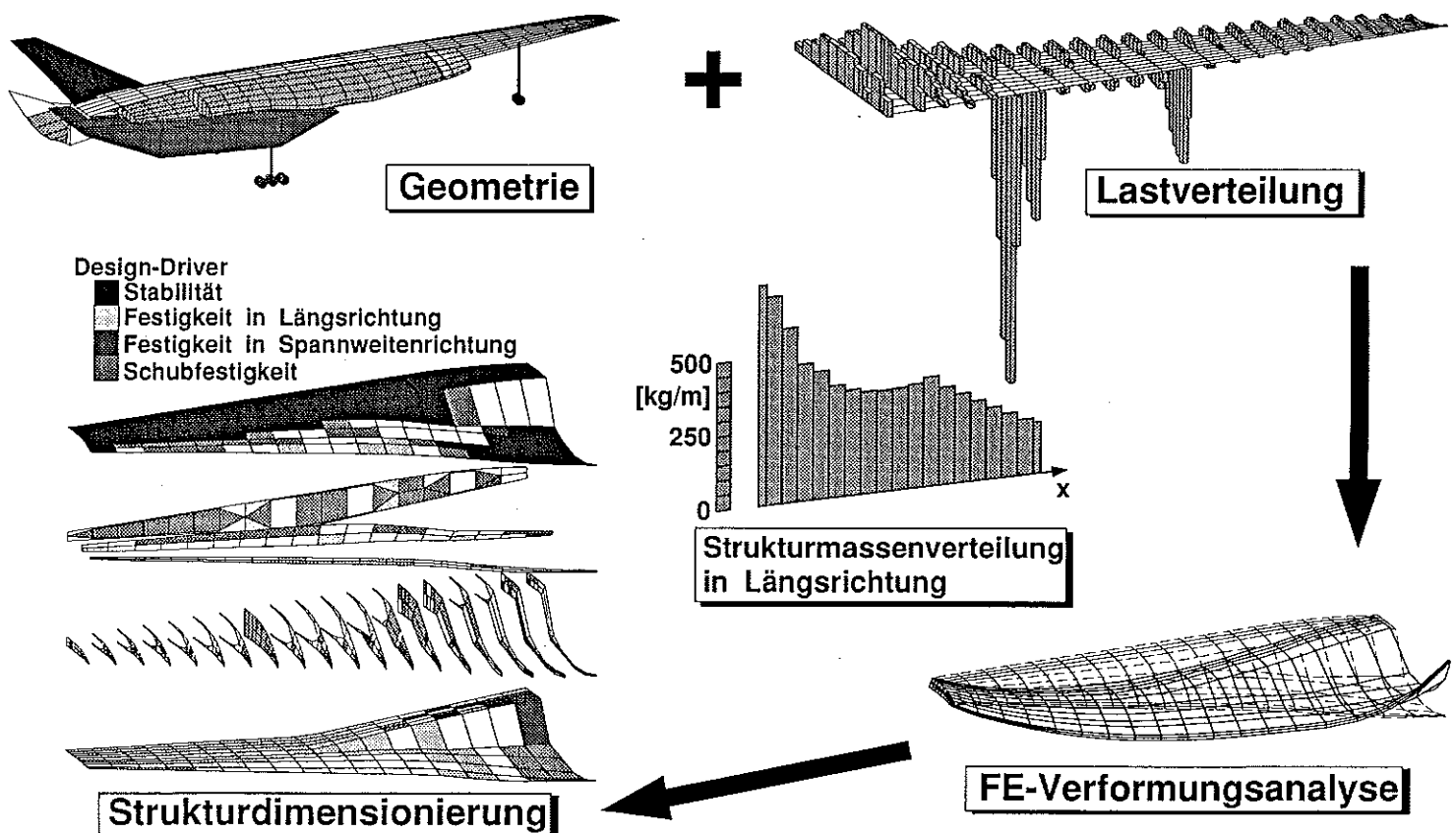
Konfiguration				
Massenermittlung (Schwerpunkt, Trägheitsmomente) - o Hauptbaugruppen (Flügel, Rumpf, Leitwerke) - Statistik (LTH, WAATS, Raymer, Torenbeek,) - FE-Modell 1. Ordnung (Balkenmodell) - FE-Modell 2. Ordnung (Scheiben, Stäbe) - o Systeme, Ausstattung, Fahrwerk, Triebwerk - Statistik (LTH, WAATS,) - Datenvorgabe - o Thermalschutz (Aufheizung, Werkstoffeigenschaften, Masse) - Hot-SOSE-Verfahren (DLR/SMEA-BS) - 1-dim. Durchrechnung der TPS-Schicht mit Optimierung der Schichtdicke - Werkstoffdatenbank - o Schwerpunktsmodell - berechenbar aus Teilschwerpunkten der Bauteile - Variation der Beladung (Nutzlast, Kraftstoff, Raumgleiter, usw.)				
	x x	x x	x x x	x o
	x x	x x	x x	x
			o o x	o o x
	x x	x x	x x	

x Programmodul ist in PrADO eingebunden o Programmodul ist verfügbar; nicht in PrADO eingebunden

DGLR-Workshop "Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung"

IFL Bild 27

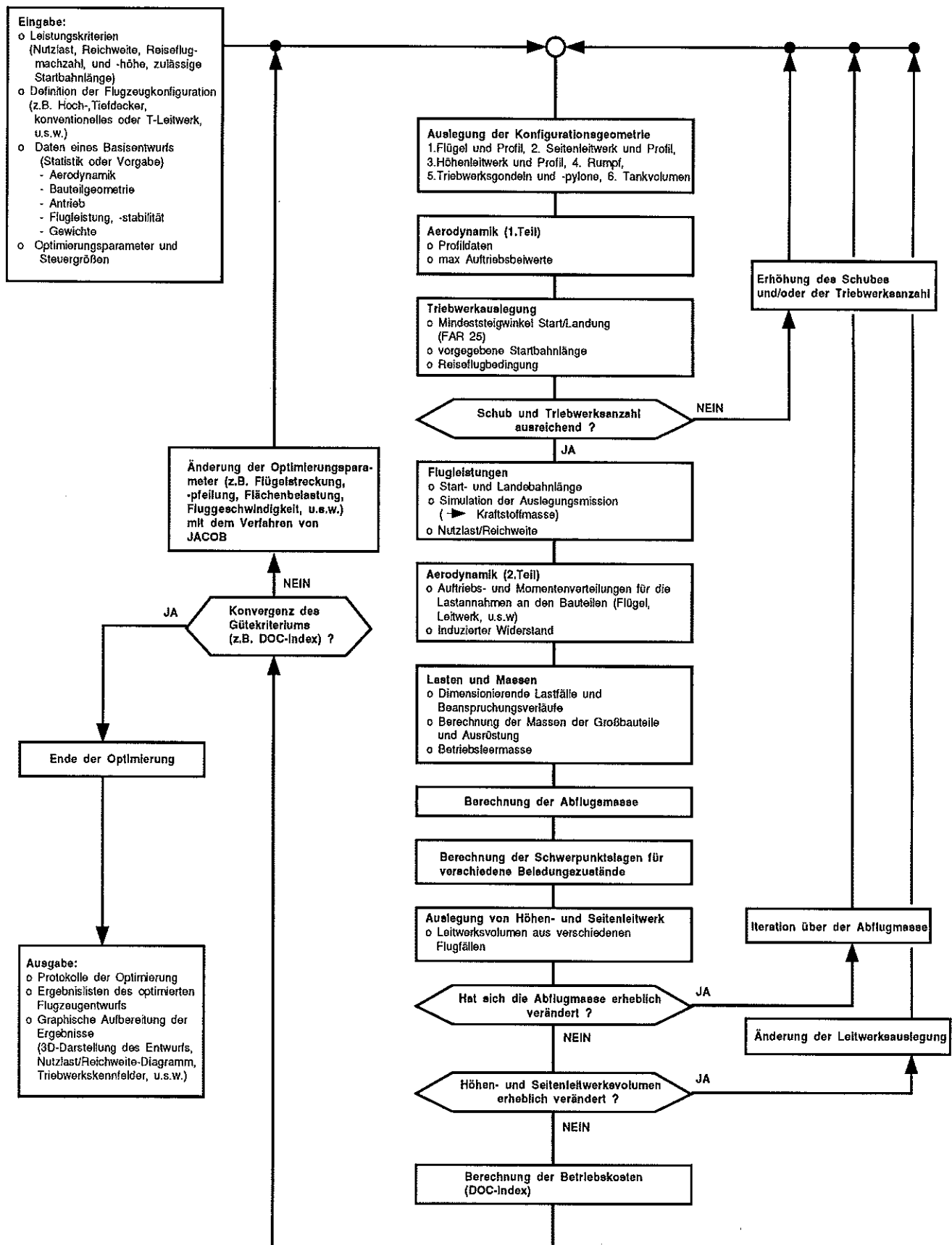
Gewichtsermittlung mit Hilfe von FEM-Modellen



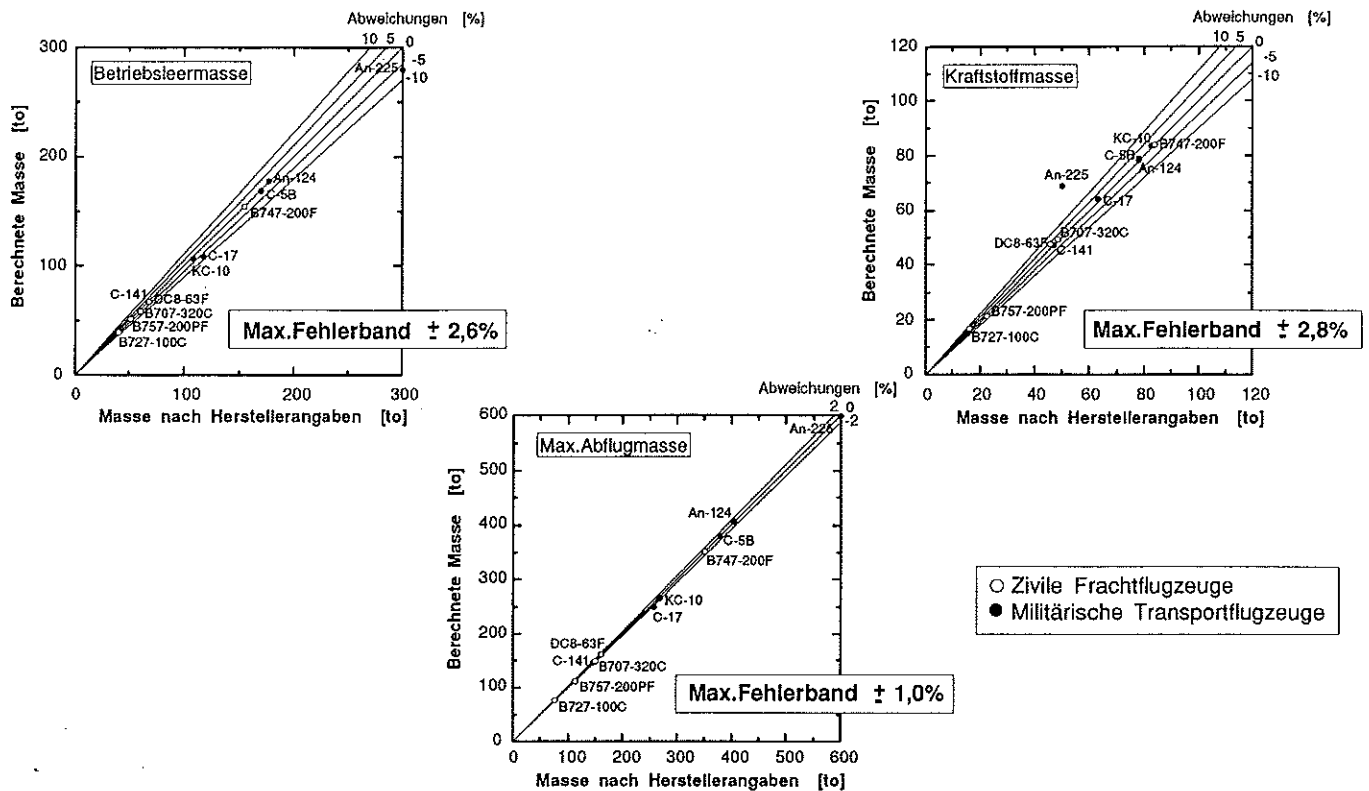
DGLR-Workshop "Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung"

IFL Bild 50

Entwurfsmodellierung für die Beurteilung von konventionellen Transportflugzeuge

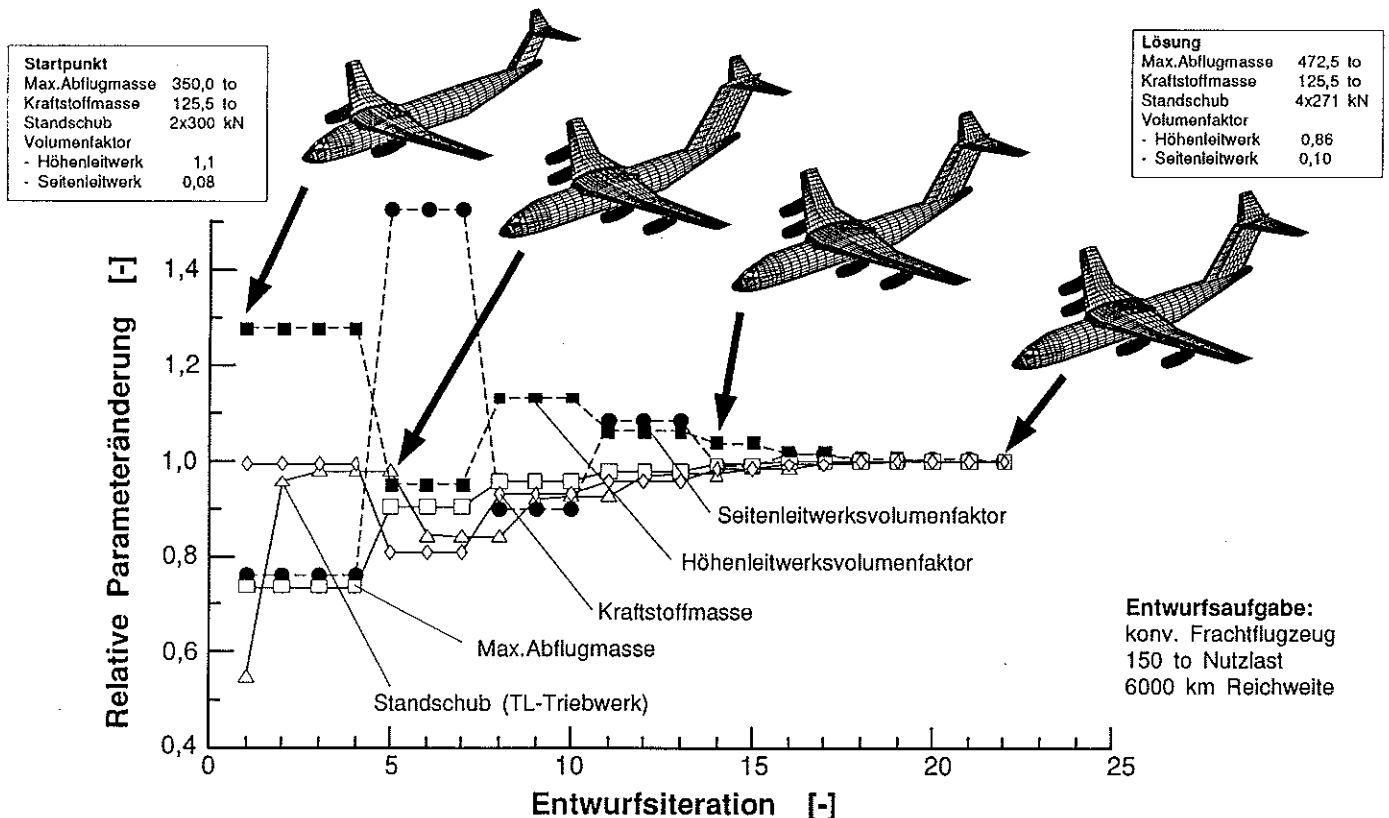


Genauigkeit des Entwurfsprogramms PrADO

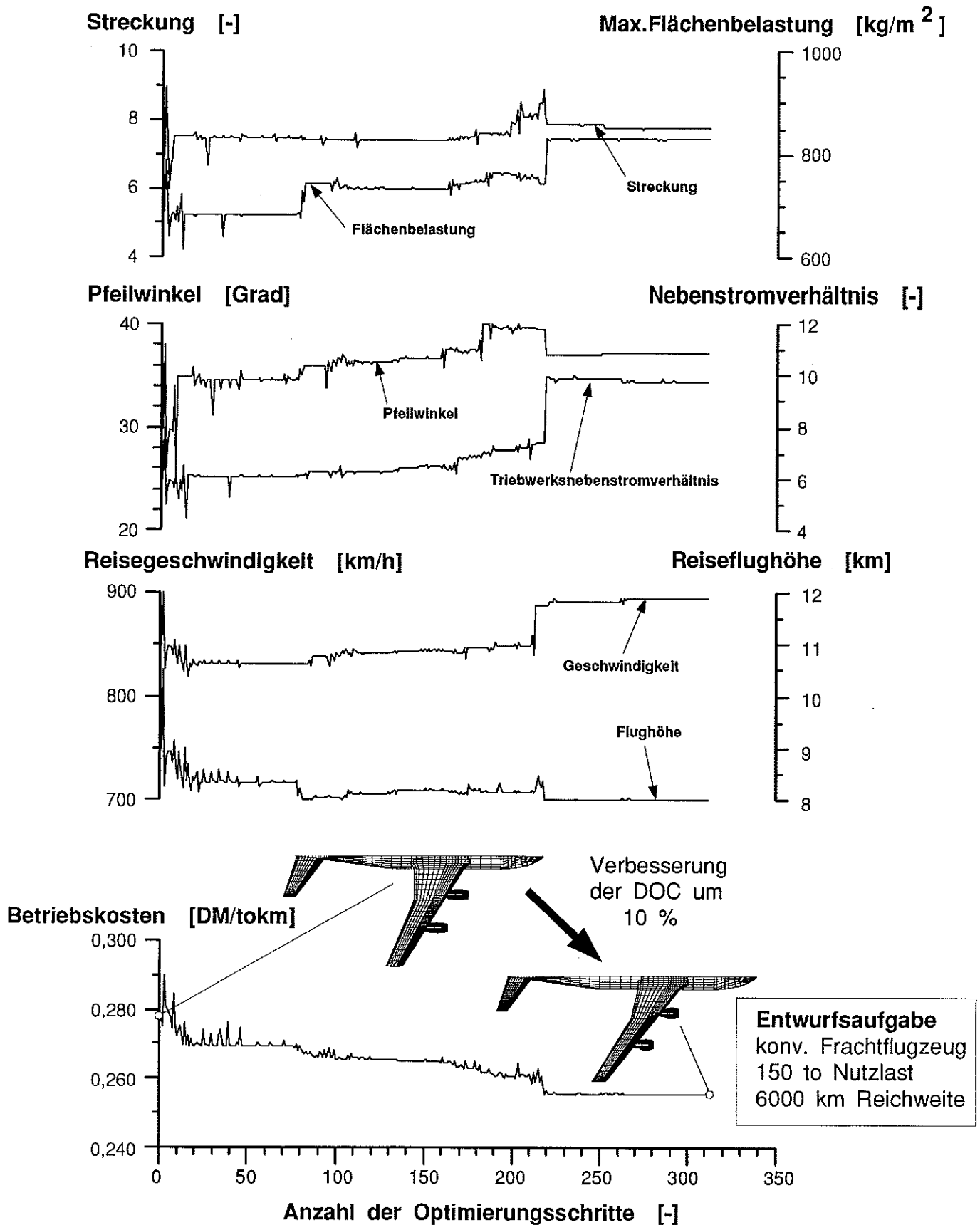


Nachweis der Entwurfskonvergenz

("Machbarkeit")



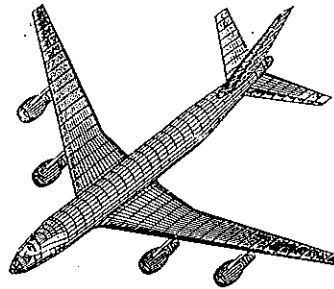
Konfigurationsoptimierung



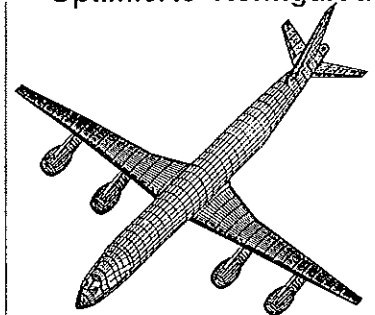
Optimierung unter Umweltaspekten

Ziel: Minimierung des NOX-Ausstoß für die Entwurfsreichweite
 Annahme: Triebwerksauslegung wird nicht geändert (GE90-Triebwerk)
 Werkzeug: PRADO/DLR TW-Modell

DASA UHCA



Optimierte Konfiguration



Streckung 8,54
 Pfeilung 33 Grad
 Flügelfläche 765 m²
 Profildicke 11,2 %

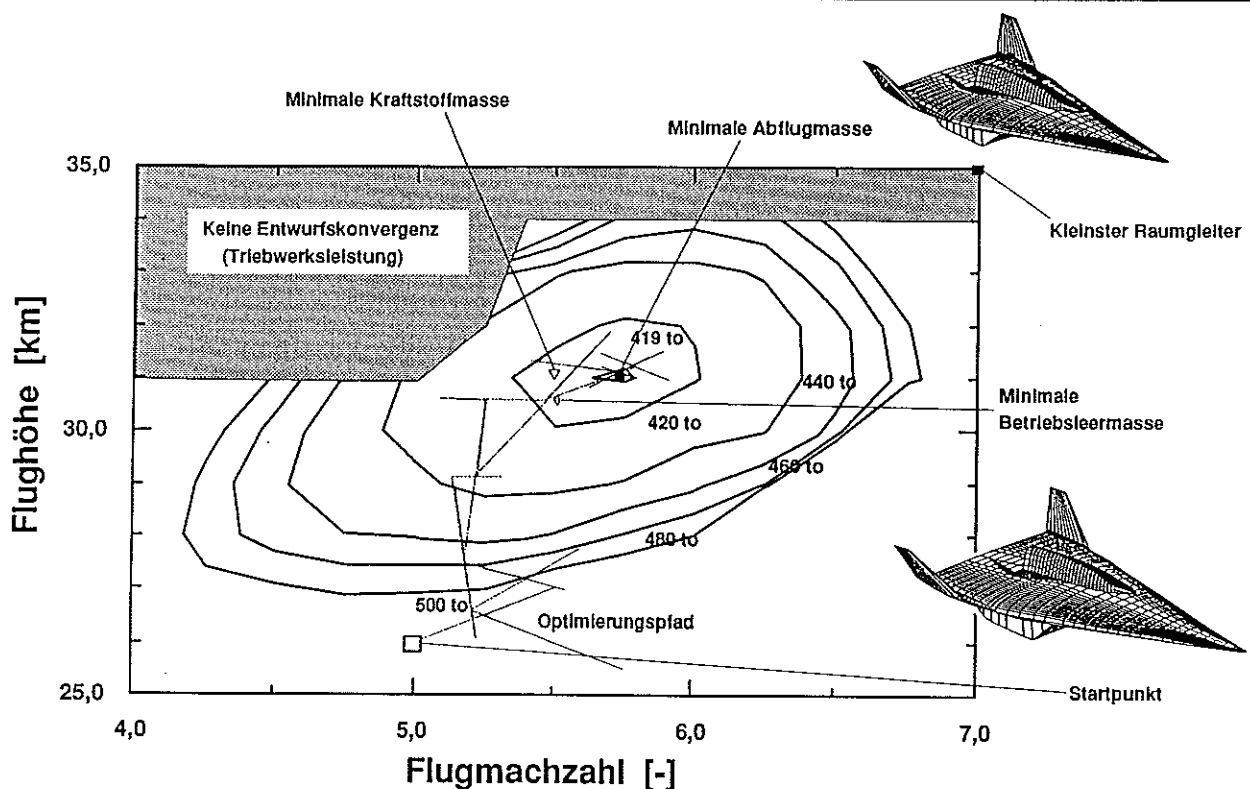
Streckung 12,00
 Pfeilung 0 Grad
 Flügelfläche 500 m²
 Profildicke 20,0 %

	Min. DOC		Min. Kraft.	Min. NOX	Min. NOX
Machzahl	0,85		0,85	0,55	0,55
Anfangs-Reiseflughöhe	9,0 km		11,5 km	6,0 km	6,0 km
Kraftstoffmasse	171,9 to	0 %	-5,7 %	6,9 %	-5,3 %
Abflugmasse	563,9 to	0 %	-1,7 %	-1,4 %	-13,1 %
NOX-Ausstoß	2,05 to	0 %	-9,3 %	-14,2 %	-39,4 %
DOC	0,0615 DM/Skm	0 %	1,2 %	29,0 %	16,8 %

IFL

DASA-Hamburg - Okt.1994 Bild 36

Einfluß der Stufungsmachzahl und -höhe auf die Startmasse eines TSTO-Konzeptes



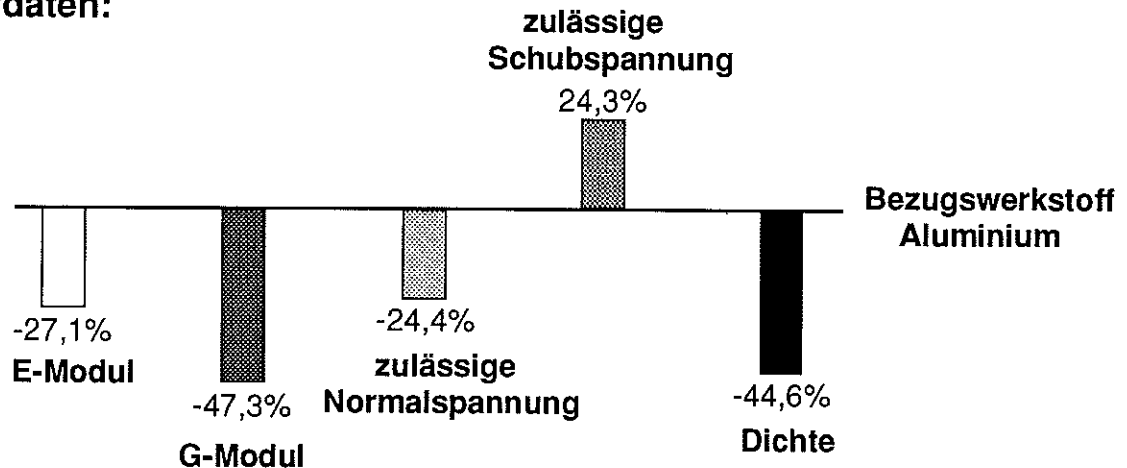
IFL

CFK-Flügel für ein UHCA (Technologiebewertung)

Annahme zum Werkstoff:

CFK-Faser/Epoxyd-Harz
(0 Grad/60 Grad/-60 Grad)
quasi-isotropes Werkstoffverhalten

Werkstoffdaten:

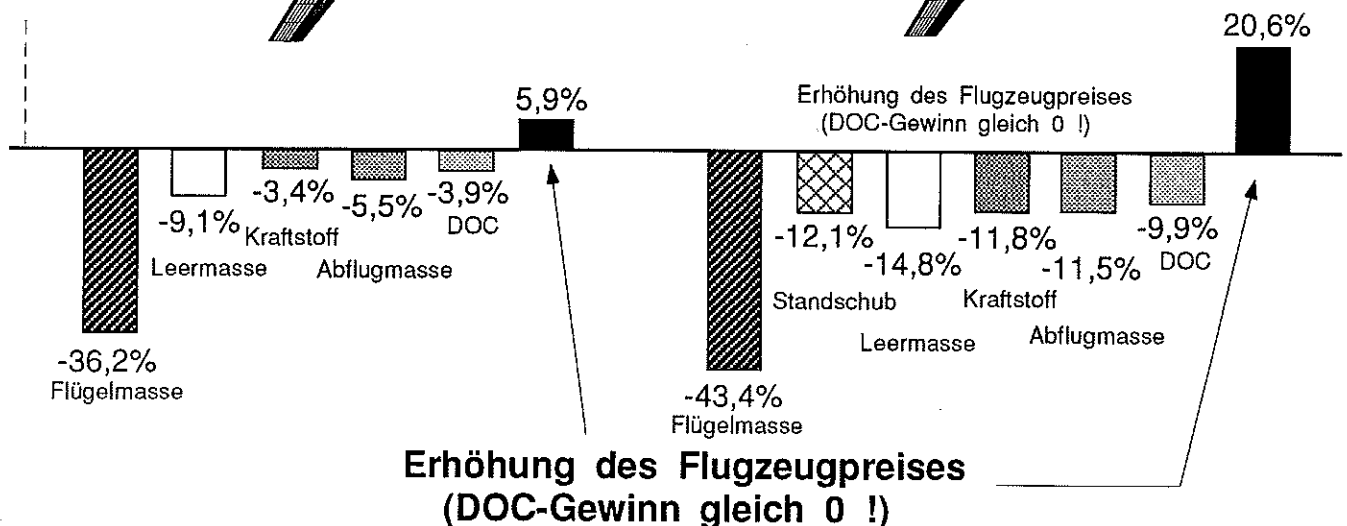
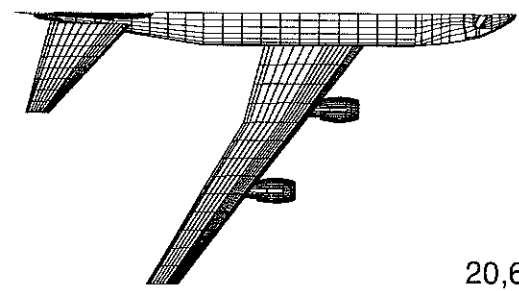
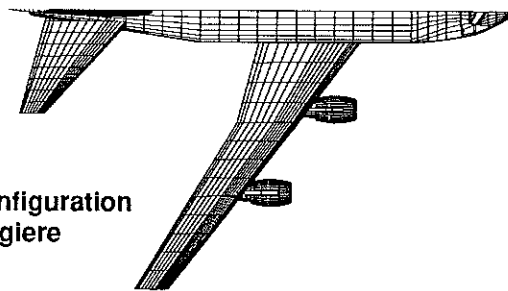


Auswirkungen auf den UHCA-Entwurf:

- o Austauschen des Al-Flügels gegen den CFK-Flügel
- o kein neuer Entwurf

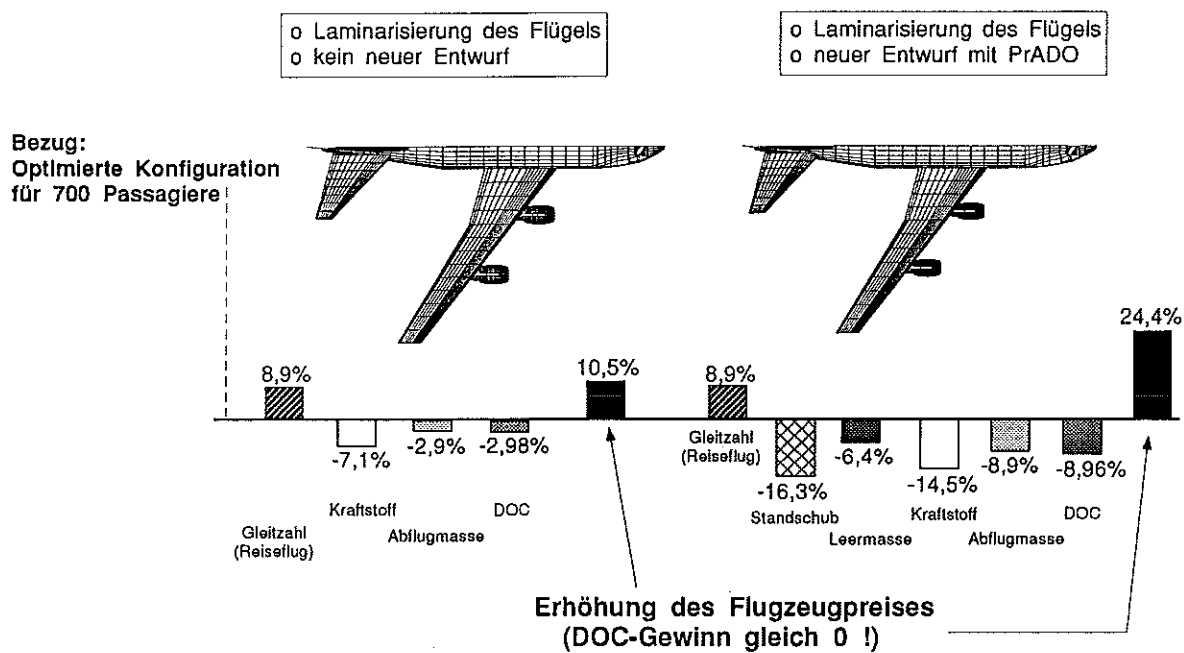
- o Austauschen des Al-Flügels gegen den CFK-Flügel
- o neuer Entwurf mit PRADO

Bezug:
Optimierte Konfiguration
für 700 Passagiere



Laminarisierung des UHCA-Tragflügels (Technologiebewertung)

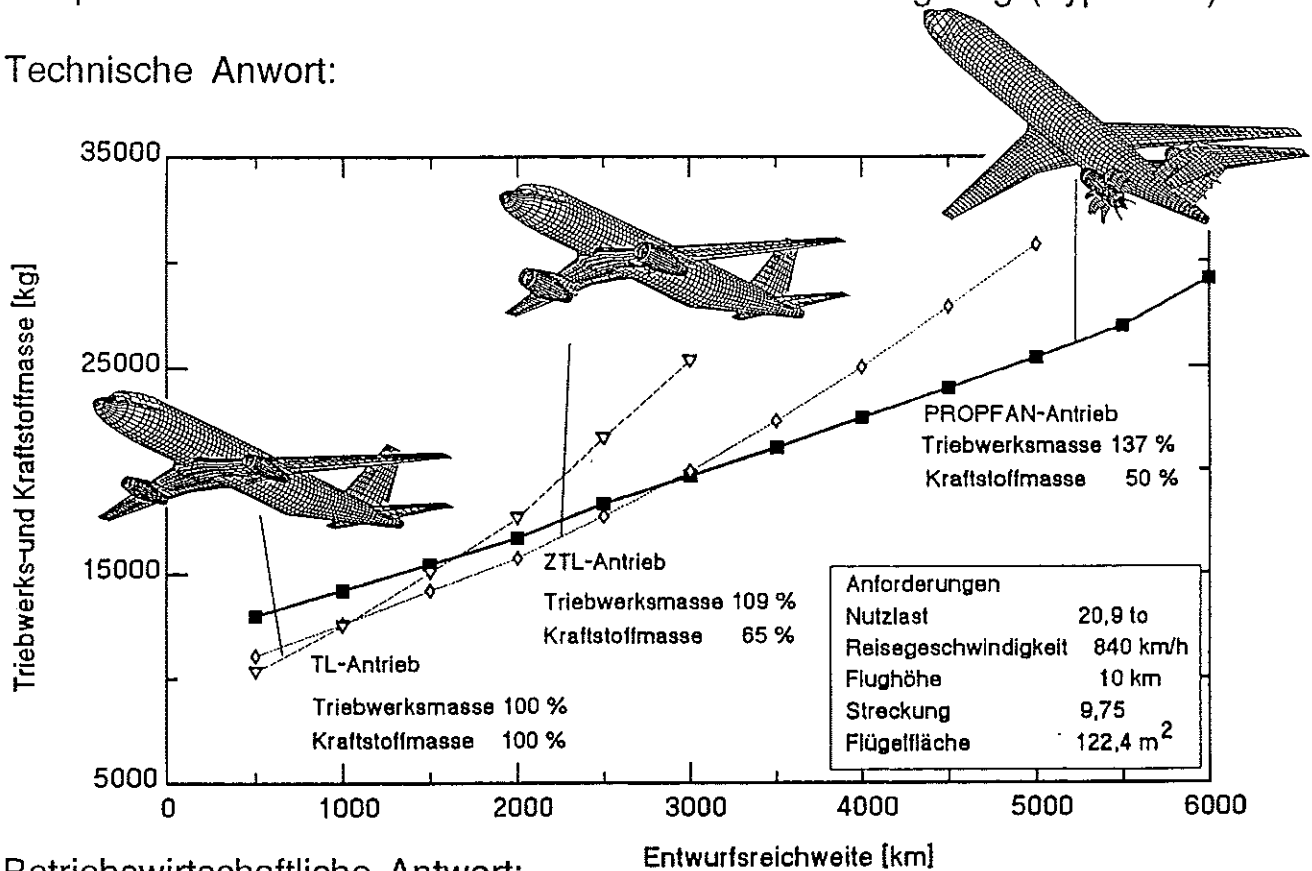
- Annahme: - Laminarisierung durch Absaugen (60% der Flügeloberseite, 40% der Flügelunterseite)
 - Verschlechterung des SFC der Triebwerke um 0,6%



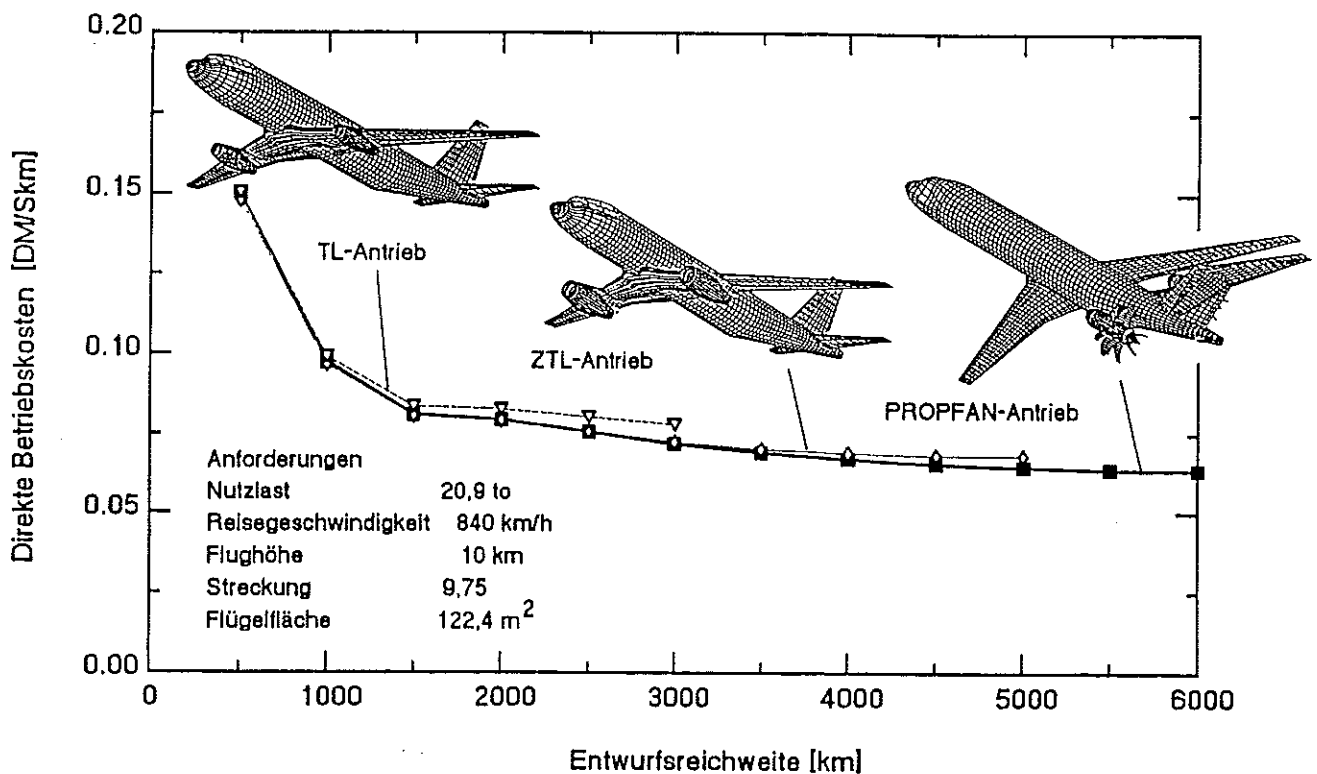
Wieviel Technologie soll man einsetzen ? (TRADE-OFF)

Beispiel: Triebwerksauswahl für ein Mittelstreckenflugzeug (Typ A320)

Technische Antwort:

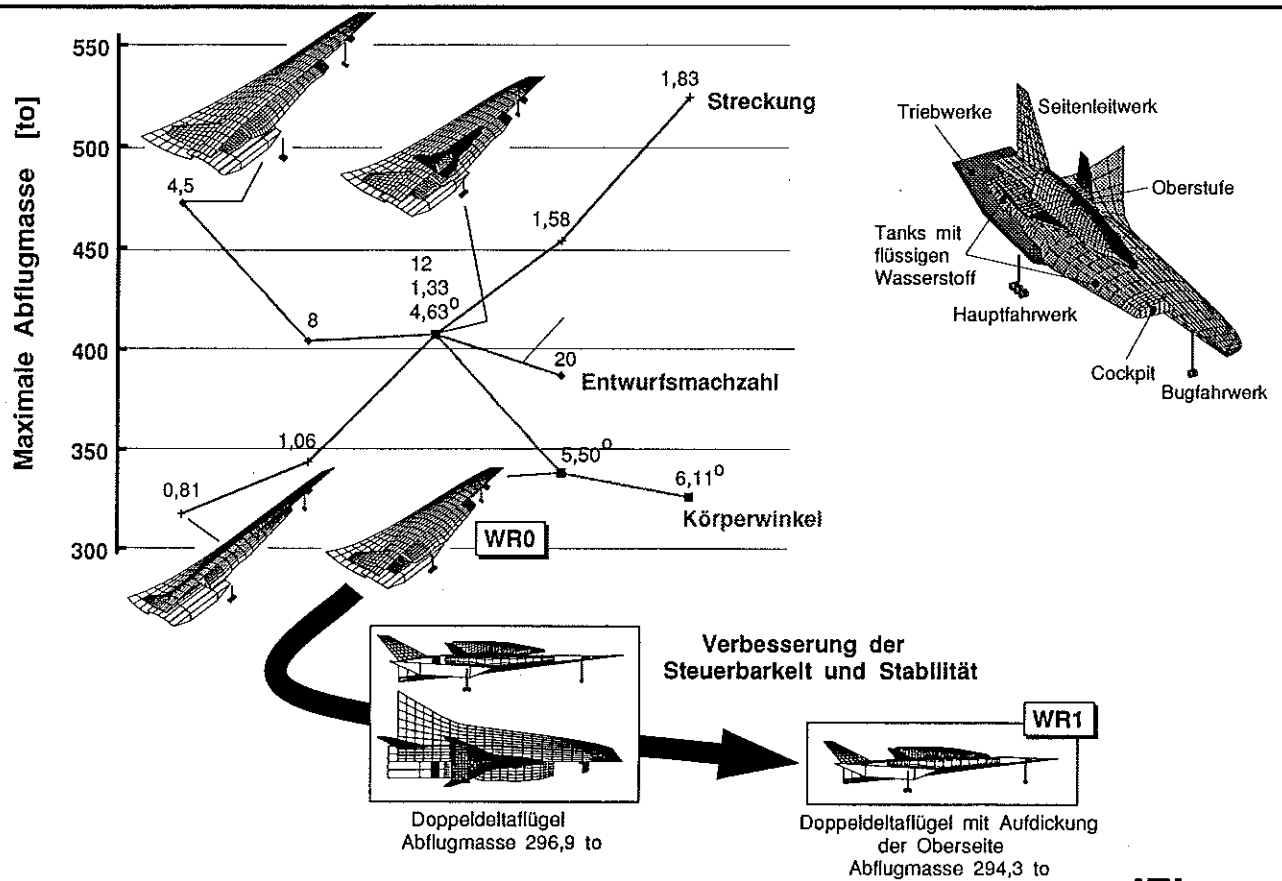


Betriebswirtschaftliche Antwort:

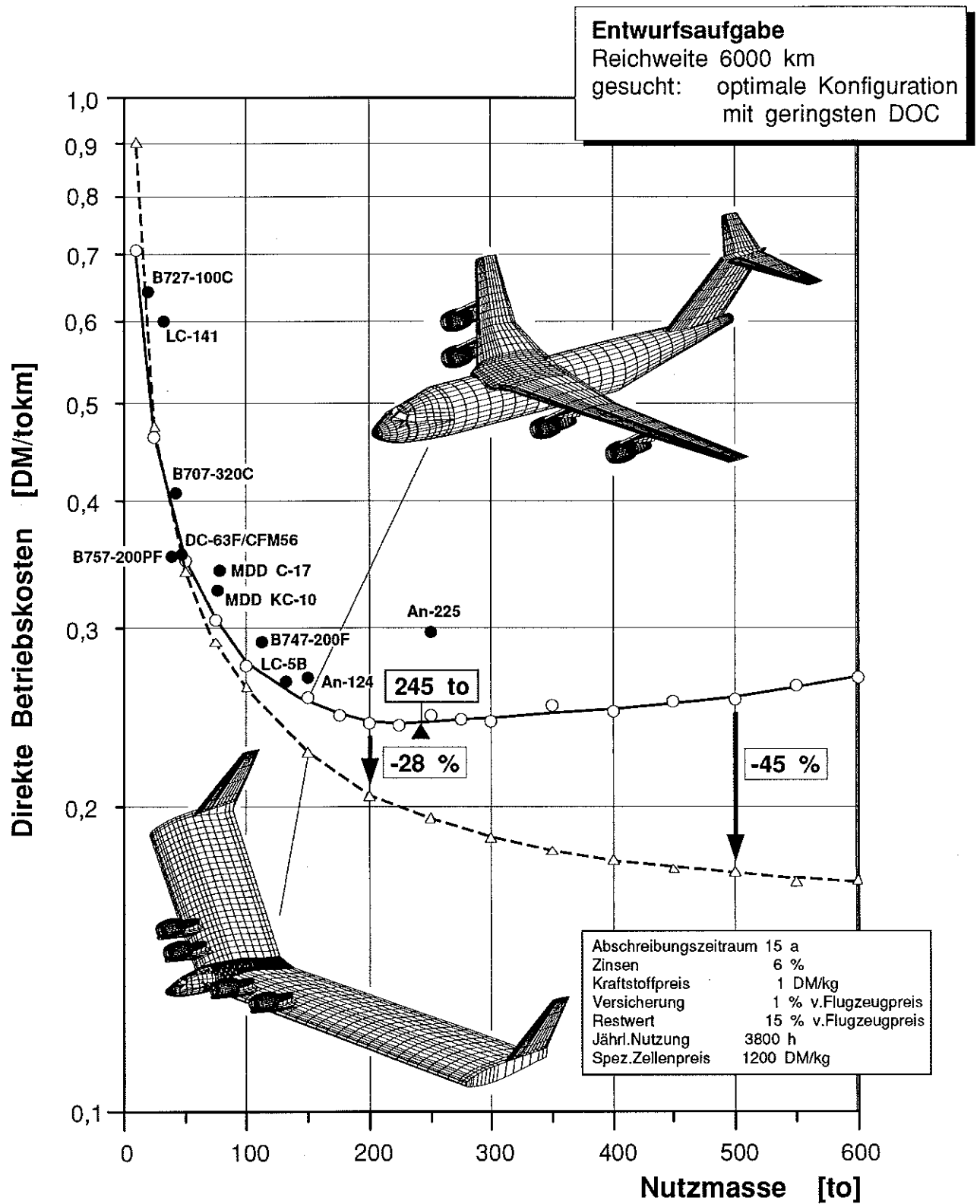


IFL

Parametersensitivität am Beispiel von *Wellenreiter*-Konfigurationen



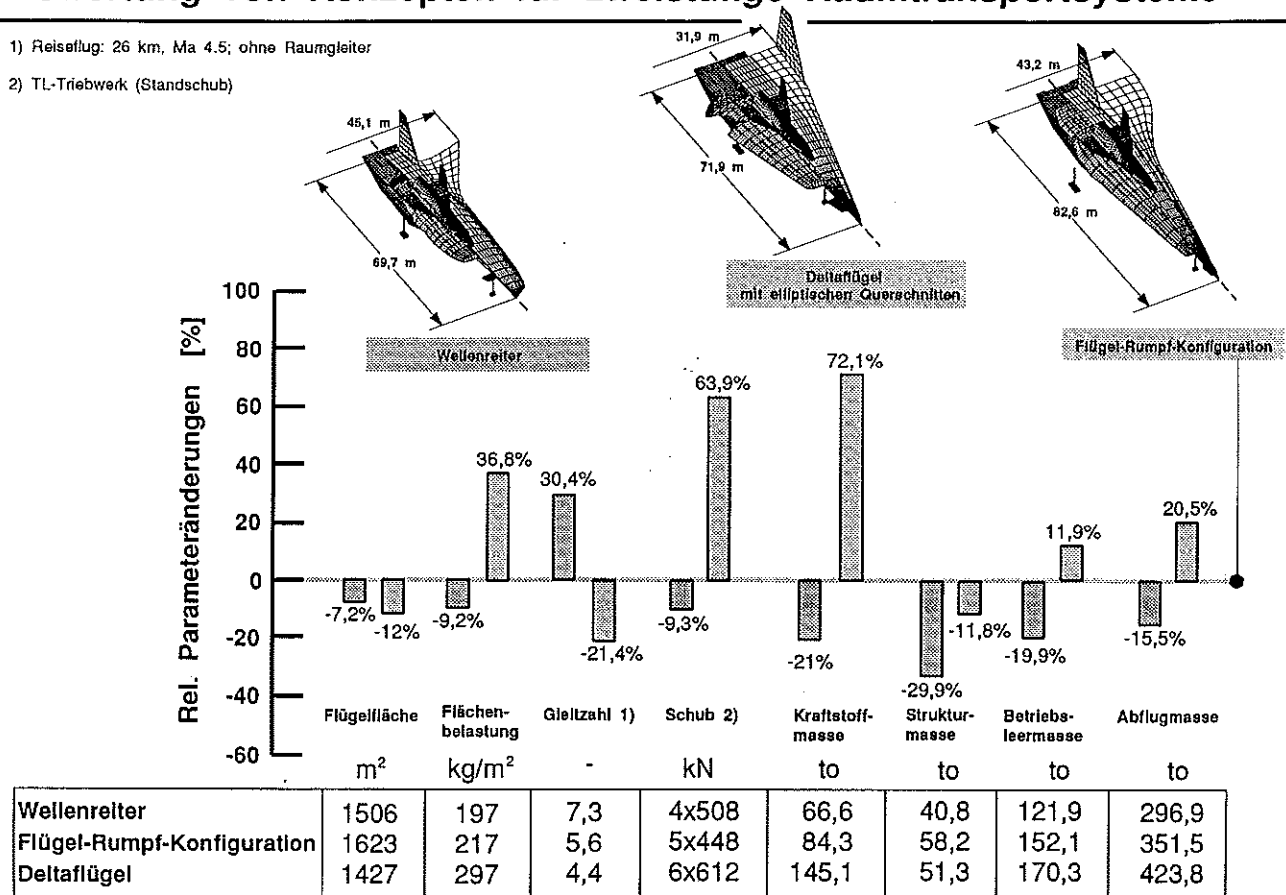
Konzeptbewertung



Bewertung von Konzepten für zweistufige Raumtransportsysteme

1) Reiseflug: 26 km, Ma 4.5; ohne Raumgleiter

2) TL-Triebwerk (Standstich)

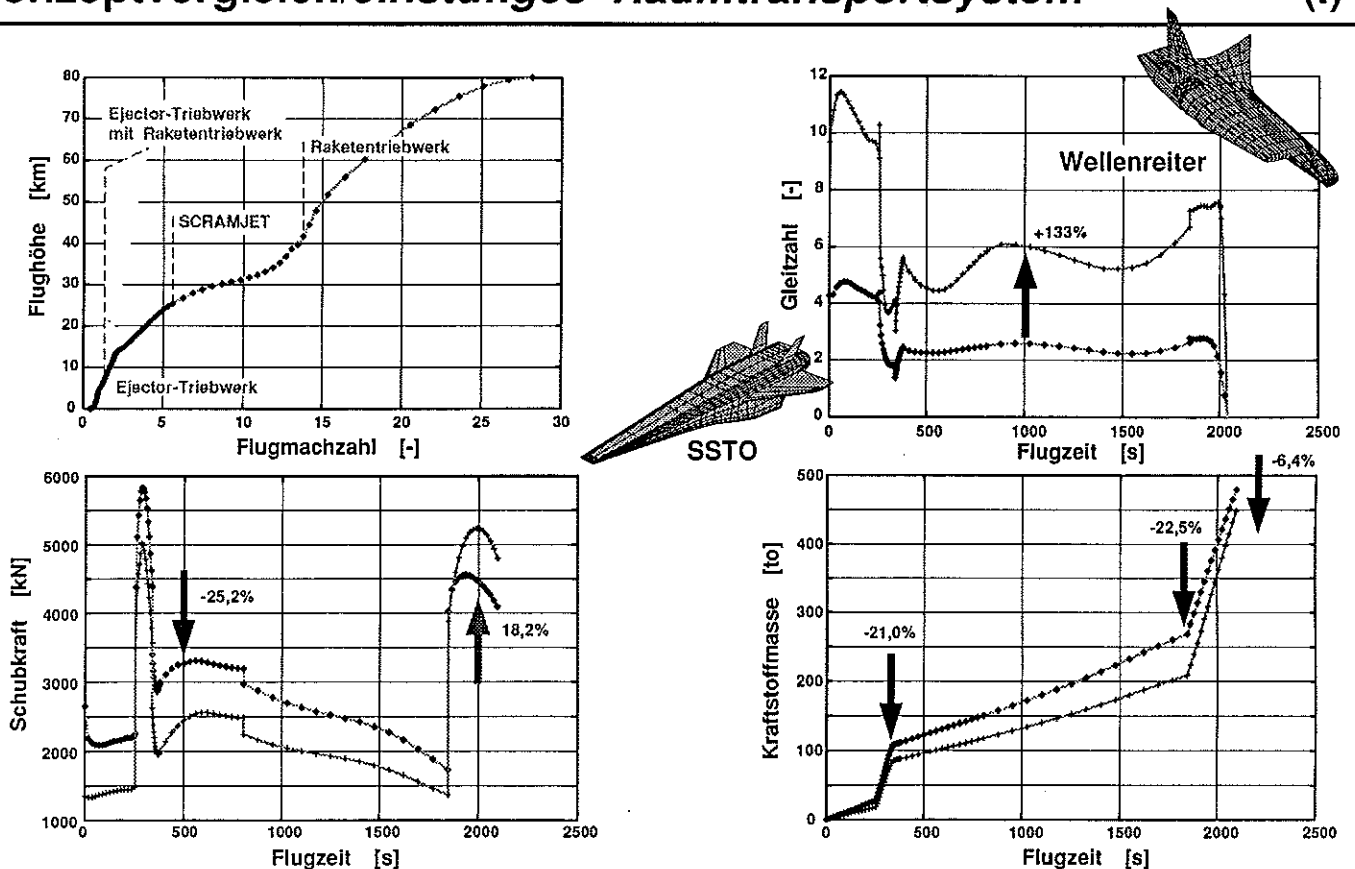


DGLR-Workshop "Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung"

IFL Bild 17

Konzeptvergleich/einstufiges Raumtransportsystem

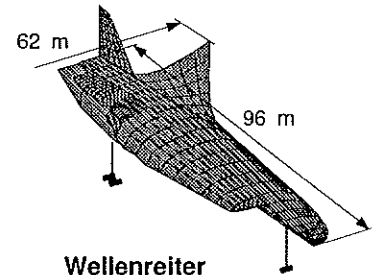
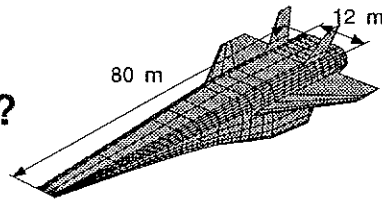
(I)



DGLR-Workshop "Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung"

IFL Bild 30

Was bleibt übrig ?



		SSTO		Wellenreiter
Startmasse	to	670	670	670
Kraftstoffmasse	to	521,4	521,4	490,5
- Bahnaufstieg	to	507,4	507,4	476,5
- OMS	to	14	14	14
Leermasse	to	172,1	146,7	173,4
- Struktur	to	66,7	56,7	100,0
- Antrieb	to	52,1	39	46,7
- Fahrwerk	to	20,1	20,1	20,1
- Systeme/Ausstattung	to	17,6	17,6	17,6
- Reserve (10% WOE)	to	15,6	13,3	18,4
Nutzmasse	to	-23,5	1,9	6,1

Informationen zum Programm PRADO

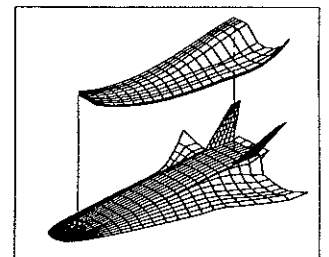
Rechnertyp	HP-Workstation Serie 700 DEC-Workstation VAXstation 3520
Betriebssystem	UNIX DEC-VMS
Programmiersprache	FORTRAN
Anzahl der Quellprogramme	400 ... 556
Programmzeilen	200.000
Speicherbedarf für die Programme	15 MB Plattenspeicherbedarf
Ausführbare Programmgröße	2 ... 4 MB (PRADO)
Anzahl der Entwurfsvariable	700 Variable für Hyperschallflugzeuge 950 Variable für konventionelle Drachenflugzeuge
Arbeitsleistung/Jahr	2 MY wissenschaftliche Mitarbeit 2 MY Studien-/Diplomarbeiten

Probleme des Entwurfsprogramms

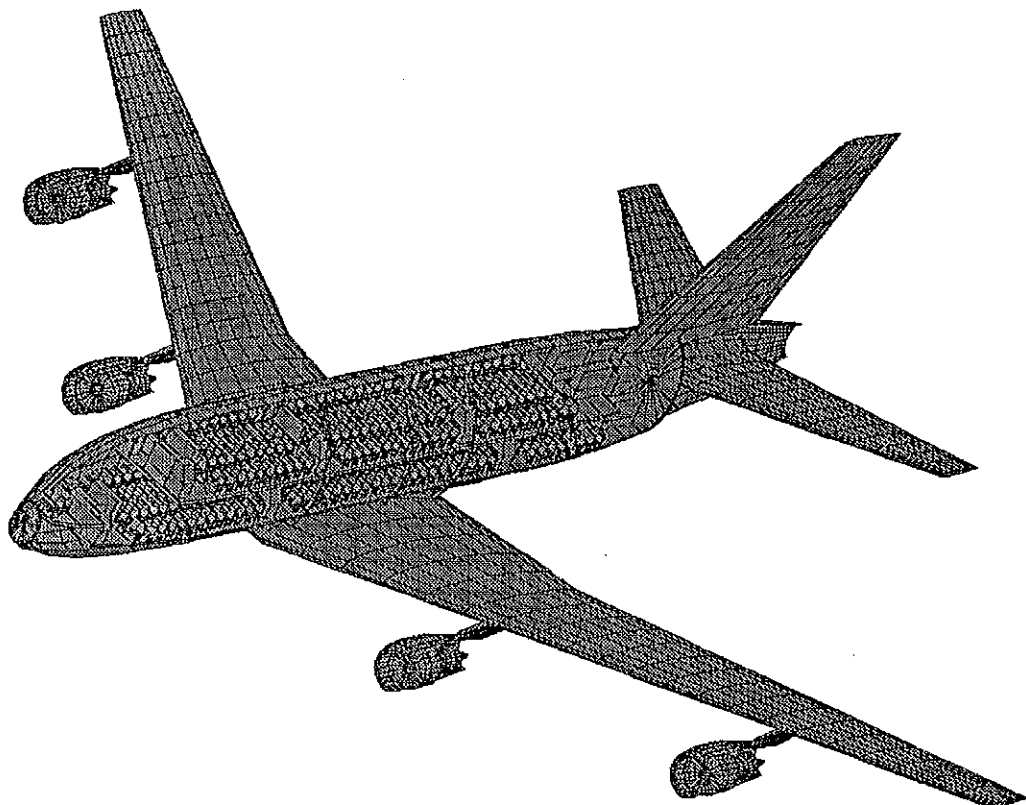
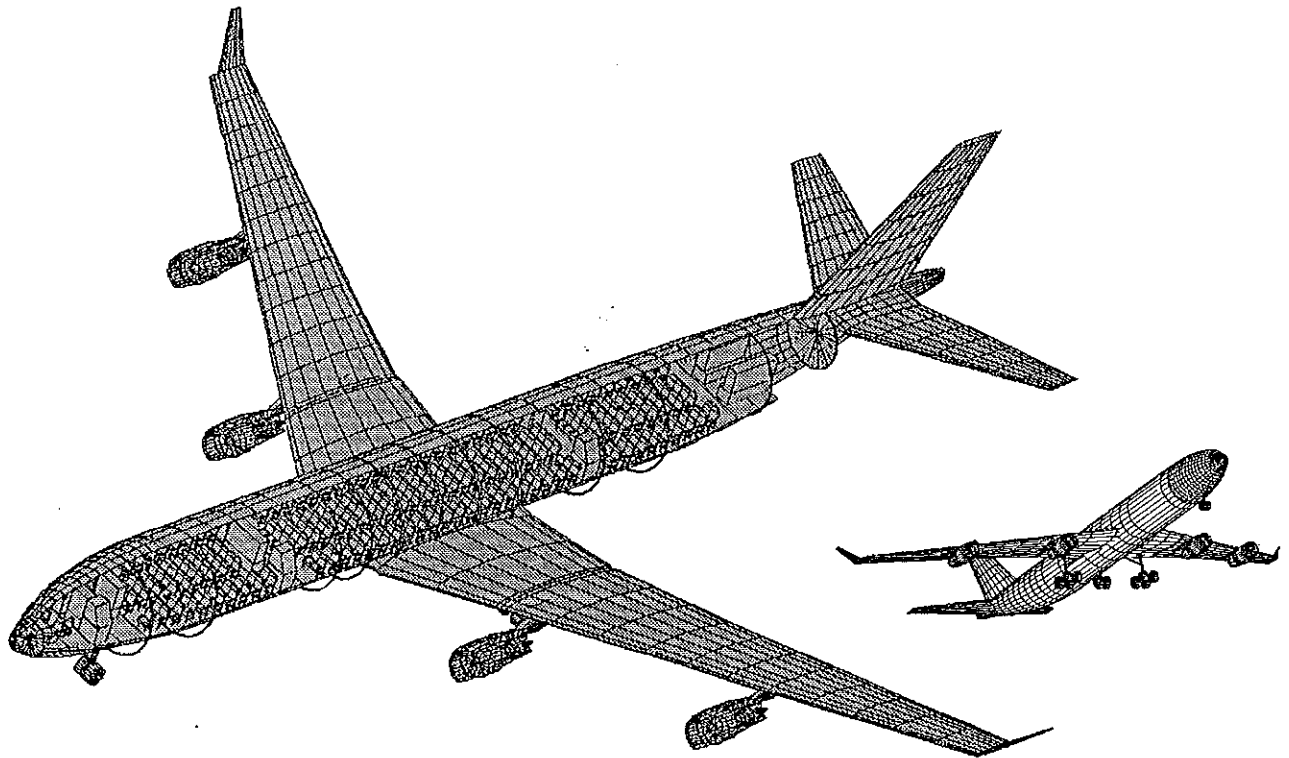
- o Unter der Annahme, daß **99,9% der Programmzeilen richtig** sind, kann PrADO (ca. 200.000 Programmzeilen) noch ca. **14400 Schreibfehler** enthalten.
 - ➔ bisher wurden von der DLR ca. 10 Fehler von Bedeutung entdeckt !
- o Beim Auftreten unerklärlicher Ergebnisse zweifelt man sehr schnell am ganzen Programm.
- o Die Beschreibung zahlreicher Konfigurationen und Entwurfsprobleme erfordert umfangreiche Eingaben (PrADO: 700 - 950 Eingangsdaten, Auswahl der Rechenverfahren).
 - ➔ Der ungeübte Benutzer vergißt wichtige Größen.
 - ➔ Die Beschreibung eines neuen Entwurfsproblems erfordert Zeit.
- o Da das IFL keine "*Fachabteilungen*" hat, müssen für alle Problemkreise des Entwurfes (d.h. Aerodynamik, Strukturauslegung, Flugphysik, Triebwerksverhalten, usw.) Methoden auf physikalisch begründbaren Modellvorstellungen eingesetzt werden, die die notwendige Ergebnisgenauigkeit sicherstellen.
 - ➔ Die Arbeitsweise dieser Modelle kann der ungeübte Benutzer nicht mehr durchblicken.
Falsche Bedienung -> falsche Ergebnisse
- o Eigentlich müßte man mit mindestens 4 Wissenschaftler am Entwurfsprogramm arbeiten, wobei jeder für eine Fachdisziplin verantwortlich ist. Eine weitere Person koordiniert das Entwurfsprogramm.

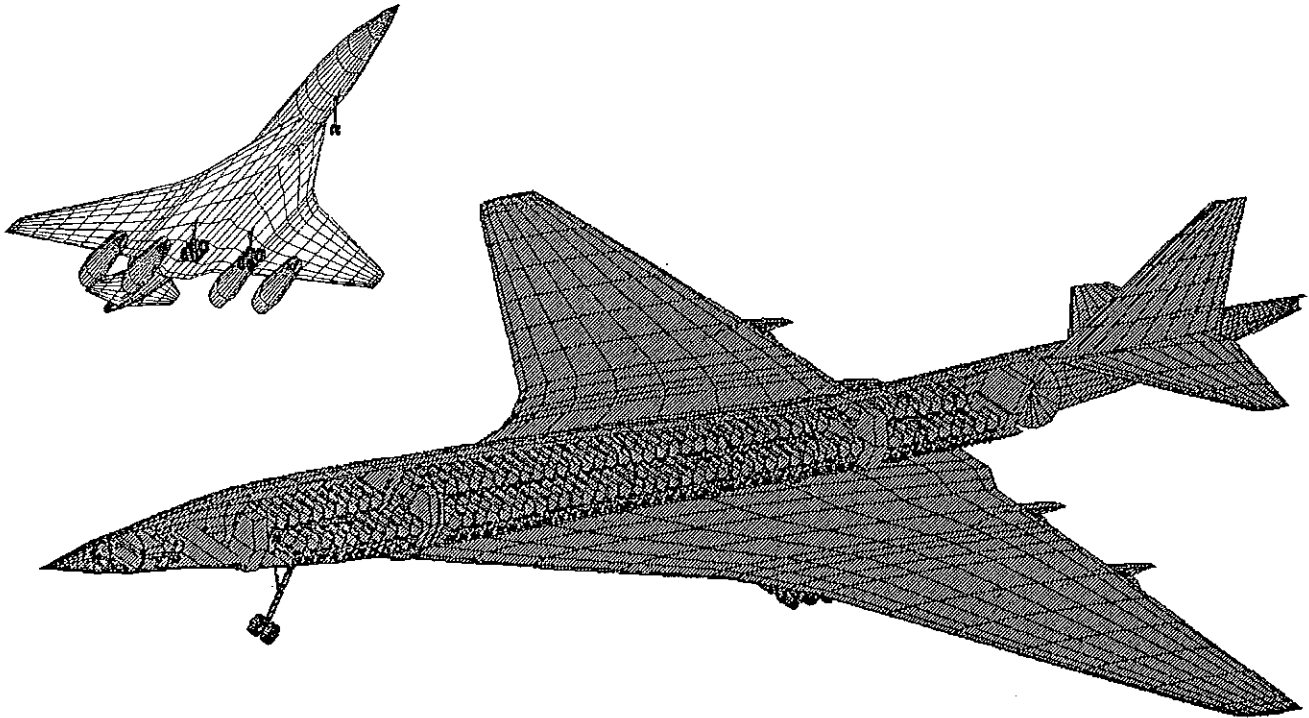
Zukünftige Forschungsaktivitäten

- o Überarbeitung des Programmzweiges von PrADO für die Auslegung konventioneller Unterschall-Verkehrsflugzeuge
 - ➔ 3D-Geometriebeschreibung des Flugzeuges
Kabinenlayout
Fahrwerksauslegung
- o Implementierung eines aerodynamischen Panelverfahrens
- o Entwicklung eines FE-Modells der 3. Genauigkeitsstufe (d.h. Idealisierung mit Plattenelemente) für die gesamte tragende Struktur eines konventionellen Verkehrsflugzeuges
- o Untersuchungen zur statischen Aeroelastik und deren Rückwirkungen auf die aerodynamische Eigenschaften
 - ➔ Ist eine Verbesserung des Verformungsverhaltens durch Aufdickung der Strukturteile oder durch eine Konfigurationsänderungen für den Gesamtentwurf günstiger?
- o Untersuchungen der Bedeutung von *Flattern* bei *Megalin*-Konfigurationen
 - ➔ Erstellung geeigneter Strukturmodelle
Einbindung von Modellen zur Beschreibung der instationären Aerodynamik
Wie kann ein erkanntes Flatterproblem im Sinne des Gesamtentwurfes gelöst werden?



- o CAD-Programm als Interface für Dateneingabe/Ergebnisdarstellung in PrADO





Zusammenfassung

- o Das Entwurfsprogramm PrADO bildet in seinem Kern den iterativen, interdisziplinären Entwurfsprozeß nach, der von Optimierungsverfahren umschlossen wird.
- o Durch das integrierte Datenmanagementsystem (DMS) wird ein hoher Grad an Flexibilität bezüglich Ausbaufähigkeit, Ergebnisgenauigkeit und Anwendung auf vielfältige Entwurfsaufgaben erreicht.
- o Die zentralen Programmteile können im Sinne einer Methodenbank auch getrennt verwendet werden.
- o Ein weiterer Arbeitsschwerpunkt des IFL liegt in der Entwicklung schneller Gewichtsabschätzungsmethoden, die ihre Ergebnisse aus physikalisch begründbaren Modellvorstellungen ableiten und trotzdem noch für den Gesamtentwurf geeignet sind.
- o Die Probleme für den Anwender erwachsen aus der Programmgröße, den umfangreichen Dateneingaben und aus den komplexen Verfahren, die in den physikalischen Programmteilen zur Anwendung kommen (z.B. Kreisprozeßrechnung zur Ermittlung der Triebwerksleistungsdaten, FEM-Strukturmodelle zur Massenabschätzung, usw.)
- o Der nächste Entwicklungsschritt von PrADO zielt auf eine dreidimensionale Geometriebeschreibung für Unterschall-Verkehrsflugzeuge und die Einbindung moderner aerodynamischer Berechnungsmethoden
- o Zukünftig sollen beim Gesamtentwurf von Flugzeugen auch aeroelastische Fragestellungen berücksichtigt werden

VisualCAPDA

**Einsatz innovativer Informationstechnologie
für den Entwurf und die Analyse von
Verkehrs- und Transportflugzeugen**

DGLR-Workshop, 13.11.1995

- Entwicklung von CAPDA am ILR-TUB
- DFG Sonderforschungsbereich "Rechnerunterstützte Konstruktionsmodelle im Maschinenwesen"
- Seit 1994 exklusives Weiterentwicklungsrecht für PACE
- VisualCAPDA

Vorstellung

- Konzeptentwurf
- Konfigurationsanalyse in allen Entwurfsdisziplinen
- Iterative Entwurfssynthese
- Multivariate Parameteroptimierung
- Graphisch-interaktive Initialisierung der Entwurfsvorgabe
- Flugzeugdatenbank
- Umfangreiches Postprocessing und DTP-Anbindung

VisualCAPDA: Funktionalität

- Modellkonzept
- Methodenbank und methodenunabhängige Schnittstellen
- Offene Systemarchitektur
- Graphisch-interaktive Initialisierung der Geometrie
- Graphische Benutzeroberfläche

Innovative Technologie

- Modellkonzept für RID von Geometrie, Aerodynamik, Flugleistungen und Antrieben
- Modell kapselt Daten und standardisiert Datenzugriff
⇒ Objektorientierung bereits in Fortran-Kern
- Strikte Trennung zwischen Ablaufsteuerung, Analysemethoden und RID
- Sicherung der Datenkonsistenz und -aktualität
- Unabhängig vom Analyseniveau

Modellkonzept

- Bereitstellung von Analysemethoden für alle Disziplinen in einer Methodenbank
- Methoden unterschiedlichen Analyseniveaus
- Benutzer- und problemspezifische Methodenauswahl über GUI
- Methodenunabhängiges Schnittstellenkonzept

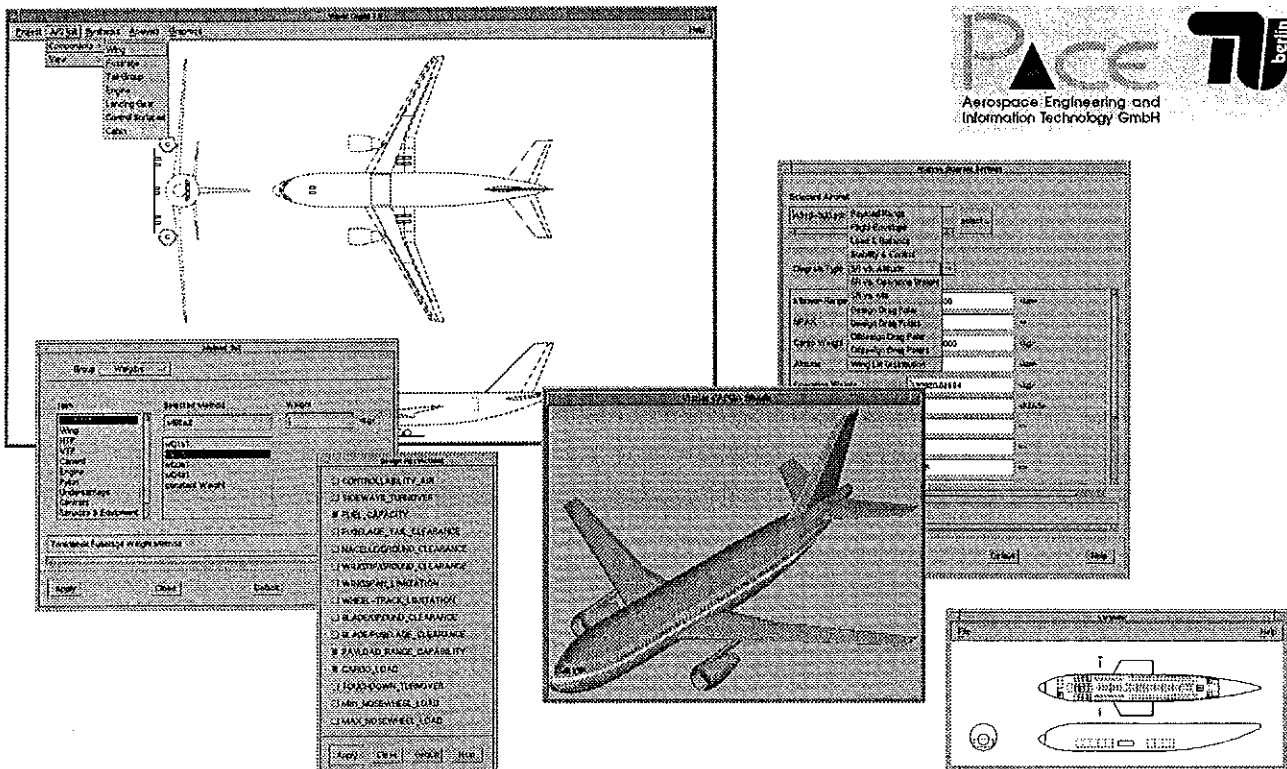
Methodenbank

- Einbindung proprietärer Methoden (Programmierschnittstelle)
 - für alle Disziplinen
 - verfeinerte Versionen des Geometriemodells
 - Integration proprietärer Daten
 - Triebwerk-Card-Decks
 - Baugruppengewichte
 - Aerodynamische Daten
- ⇒ Integration anwenderspezifischen Know-hows durch standardisierte Schnittstellen

Offene Systemarchitektur

- Initialisierung der Flugzeuggeometrie auf statistischer Grundlage
- Vollständige RID der Flugzeuggeometrie
- Graphisch-interaktive Manipulation
- 3-Klassen Kabinenauslegung unter Beachtung von Zulassungsvorschriften und Komfortforderungen

Initialisierung der Konfiguration



VisualCAPDA User Interface

Product Information

VisualCAPDA is a tool for the analysis and the conceptual design of commercial aircraft which is characterised by its modular concept, its modern graphical user interface as well as its extensible methods library.

Scope of Applications

- ♦ comparative conceptual design studies
- ♦ evaluation of design concepts and existing aircraft
- ♦ operational scenarios
 - restricted flight altitudes (emissions, ecological flight routing)
 - airline-specific route networks
- ♦ technical scenarios
 - alternative engines and propulsion concepts (LH₂)
 - new materials
 - laminar flow control
- ♦ sensitivity studies

Graphical User Interface

- ♦ Standard: OSF-Motif
- ♦ highest user-friendliness
- ♦ guidance and support of user during whole design session
- ♦ little training necessary
- ♦ high transparency of program functionality
- ♦ user needs no knowledge of internal program structure
- ♦ comfortable project management
- ♦ error prevention by automatic input control
- ♦ fewest possible menu levels
- ♦ standardised layout of dialog windows

3D Model of Aircraft Geometry

- ♦ continuous functional representation of outer aircraft geometry based on global configuration parameters (dynamic variant programming)
- ♦ little storage required
- ♦ small computational effort
- ♦ convenient creation of a large variety of aircraft geometries
- ♦ model consistent calculation of surfaces and volumes
- ♦ every change of geometric parameters during the design process is immediately reflected in the computer internal representation of the aircraft

Databases

- ♦ statistical database of existing commercial aircraft
 - includes all geometry parameters required for 3D modelling, weights, major performance data
 - user-extensible
- ♦ project database
 - storage of project-specific data sets
- ♦ empirical database (user-defined)
 - engine card-decks
 - aerodynamic polars

Initialisation Module

- ♦ initialisation of complete aircraft geometry based on statistics/project database
- ♦ supplies complete input data set for design analysis
- ♦ interactive manipulation of aircraft geometry with access to all parameters
- ♦ full layout of 3-class cabins, dimensioning and positioning of galleys, lavatories and exits according to requirements
- ♦ controlled by alphanumeric input as well as by mouse-input
- ♦ presently, version similar to a CAD-system is under development

Methods Library

- ♦ extensible by system administrator
- ♦ contains a range of analysis methods for all design disciplines (includes rubber engine model)
- ♦ selection of desired methods via graphical user-interface by mouse-input
- ♦ on-line documentation of every method in order to assist method selection

Open System Architecture

- ♦ exploitation of company-specific know-how
- ♦ integration of proprietary methods into methods library
 - in all disciplines (e.g. weight estimation, cost models)
 - refined version of geometric model (component-wise)
- ♦ integration of proprietary data
 - engine card-decks
 - known component weights (e.g. APU, landing gear, ...)

- aerodynamic polars (from higher level calculations, windtunnel measurements or flight tests)
- ♦ convenient integration of in-house methods through standardised interfaces

Design Analysis

- ♦ analysis of configuration in all major disciplines (weights, aerodynamics, performance, stability & control, costs, ...)
- ♦ calculation with user-specified set of methods

Design Synthesis

- ♦ performance of classical design synthesis loop
- ♦ iterative reconfiguration of aircraft until design requirements are matched

Design Optimisation

- ♦ multivariate optimisation of main design variables
- ♦ consideration of user-specified design constraints
- ♦ selectable merit functions (DOC, MTOW, ...)

Parametric Design Studies

- ♦ 2-dimensional variation of selectable design variables
- ♦ user-defined intervals and step-sizes

Powerful Post-Processing

- ♦ appropriate diagrams (GNU PLOT)
- ♦ technical data sheet
- ♦ 3-view drawings, shaded models
- ♦ support of standard data exchange formats

Platforms

VisualCAPDA runs on all state-of-the-art workstations running UNIX operating system.

PACE GmbH

PACE is a supplier of innovative software solutions for the aerospace industry.

PACE Aerospace Engineering and Information Technology GmbH
Bouchéstr. 12, D-12435 Berlin
Tel.: +49-30-6172-2256
Fax.: +49-30-6172-2257

November 1995

- Konzeptstudien, vergleichende Konfigurationsbewertung
- Operationelle Szenarien
 - Flughöhenbeschränkungen
 - Missionsspektren
- Technologische Szenarien
 - Alternative Antriebe
 - Moderne Werkstoffe
 - Laminarflügel, ...

Anwendungsgebiete

- Erfahrungen mit VisualCAPDA
- Modellkonzept $\Rightarrow$ Objektorientierung
- Industrie, Zulieferer und Fluggesellschaften benötigen Informationen über Flugzeug
- In allen Gebieten existieren Insellösungen
- Unterschiedlicher Daten- und Wissensstand

Flying Objects: Motivation

- Generisches Flugzeugproduktmodell
- C++ Klassenbibliotheken (Geometrie, Analyse, Prozeßsteuerung, ...)
- Produktfamilie einschließlich Entwicklerversion
- Netzwerkkommunikation

Flying Objects: Konzept

- Dialog & Kooperation mit Know-how Trägern und potentiellen Anwendern
- Finanzierung durch:
 - Technologieförderprogramme für kmU
 - BMBF Luftfahrtforschungsförderprogramm
 - 4. EU-Rahmenprogramm
 - ...

Flying Objects: Umsetzung

Teil 2:

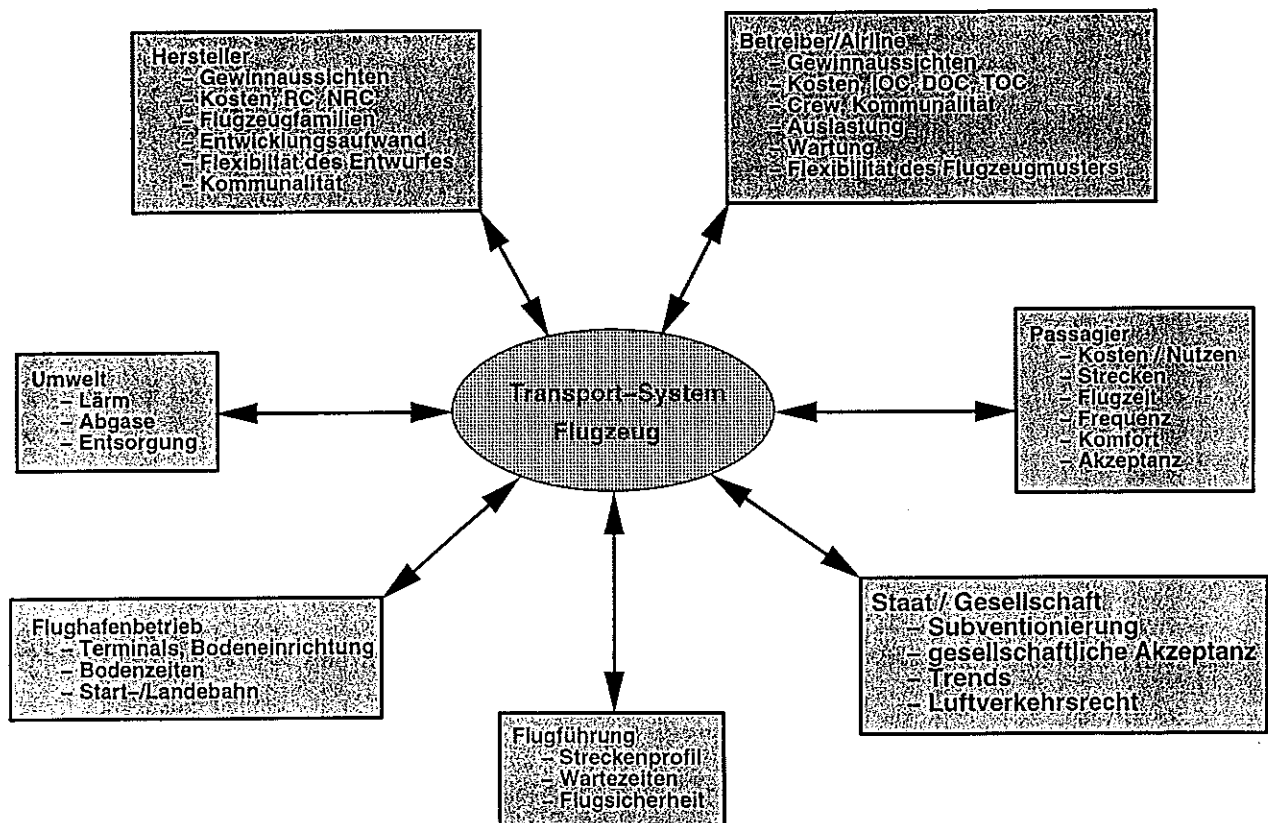
'Flugphysikalischer Entwurf'

Workshop Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung

Beiträge zu einem multidisziplinären Entwurfsverfahren für zukünftige Flugzeuge

R. Voit-Nitschmann
Universität Stuttgart, Institut für Flugzeugbau

13.11.1995 VN/Pe



Vorhabensziel

Beiträge zu einer schnellen Prognose über die Auswirkungen der wechselseitigen Einflüsse auf den Gesamtentwurf „Managertool“

Arbeitsplan

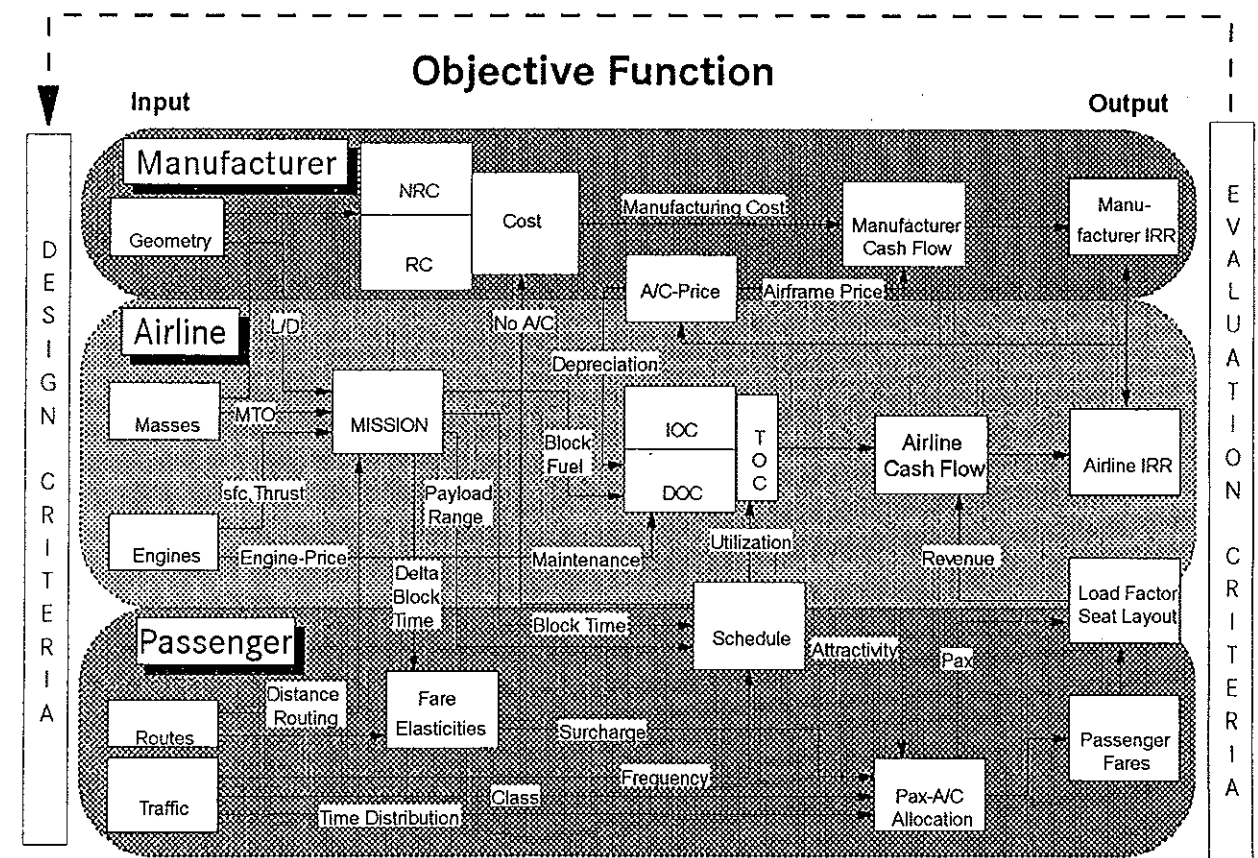
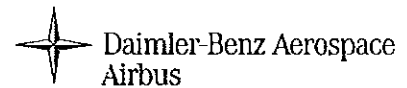
- Bestandsaufnahme der „klassischen“ Entwurfsparameter und Zielfunktionen für die Optimierung
 - Basis : Programmodule DA–Airbus
 - Reduzierung der Daten
 - Näherungsmodelle für die Umgebung des Basisentwurfes

- Einbeziehung der „nicht klassischen“ Entwurfskriterien

Betreiber / Airline	Kommunalität der Flugzeuge Crew-Kommunalität Flugführung, Flugbetrieb
Hersteller	Flexibilität des Entwurfes Kommunalität
Passagier	Flexibilität des Angebotes Komfort Akzeptanz
Staat / Gesellschaft	Gesellschaftliche Akzeptanz Subventionen Luftverkehrsrecht
Umwelt	Flugsicherheit (Lärm) (Abgase)

- Möglichkeiten der Parametrisierung und Bewertung der „nicht klassischen“ Entwurfskriterien
 - DV-gerechte Aufbereitung
 - Gewichtung und Bewertung
 - Verknüpfung mit „klassischen“ Entwurfsparemtern
- Definition der Zielfunktion für die Entwurfsoptimierung
 - analytische Formulierung
 - geeignete Optimierungsverfahren

Viability Assessment



- Werkzeuge für die analytische Darstellung und Bearbeitung „Sensitivitätsanalyse“
 - Methode nach Sobieski
 - Pi-Theorem

Jede vollständige , dimensionshomogene Beziehung der Form

$$f(x_1, \dots, x_n) = 0$$

läßt sich in eine Beziehung der Form

$$F(\pi_1, \dots, \pi_m) = 0$$

umformen.

Die Größen x_i dimensionsbehaftet.

Die Größen π_j sind dimensionslos und lassen sich wie folgt berechnen

$$\pi_j = x_j \prod_{i=1}^r x_i^{-\alpha_{ji}}$$

Die Anzahl m der π_j läßt sich aus der Anzahl n der Größen x_i sowie dem Rang r der aus den Größen x_i gebildeten Dimensionsmatrix berechnen : $m-n=r$

Vorteile:

- dimensionslose Größen
- weniger Parameter
- Einfachere Berechnung der Gradienten
- Schnelle Änderung möglich

Nachteil:

- Unübersichtlichkeit

Integrierte Verfahrensentwicklung für Verkehrsflugzeuge

H. Körner 

K. Becker 

N. Kroll 

C.-C. Rossow 

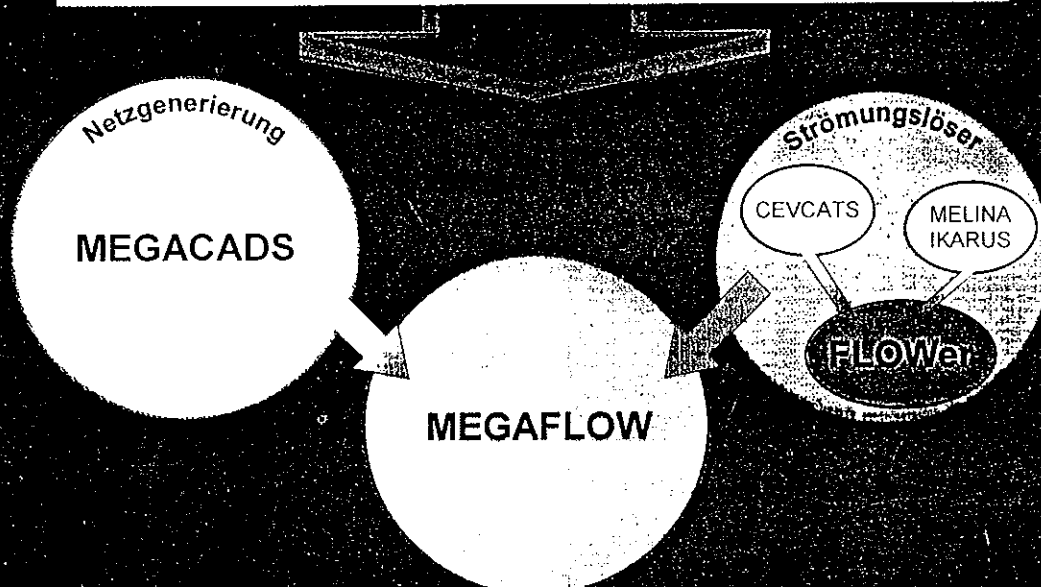
F. Thiele 

*) DLR-Braunschweig **) DASA-Bremen ***) TU-Berlin

Integrierte Verfahrensentwicklung MEGAFLOW



Entwicklung eines Programmsystems zur
Strömungssimulation um komplette Transportflugzeuge



Verbundprojekt MEGAFLOW



Partner:

- Daimler-Benz Aerospace Airbus (DASA-Airbus)
- DLR
- Universitäten
 - TU-Berlin
 - Herrmann Föttinger-Institut für Thermo- u. Fluiddynamik
 - TU-Braunschweig
 - Institut für Strömungsmechanik
 - Institut für Raumflug- und Reaktortechnik
 - TH-Darmstadt
 - Fachgebiet Aerodynamik und Meßtechnik
 - TU-München
 - Lehrstuhl für Fluid Mechanik

Verbundprojekt MEGAFLOW



Projektdauer: 3,5 Jahre

Personenjahre:	97 Jahre insgesamt	DASA	6,5
		DLR	13,5
		Universitäten	9,0
			<u>29,0</u> pro Jahr

Projektführung:

- Lenkungsausschuß (DLR, DASA, Uni)
- Sekretariat (DLR)

FLOWer / CEVCATS

- Strömungslöser für industrielle Anwendungen -

Grundgleichungen

- 3D Reynolds-gemittelte Navier-Stokes Gleichungen
- algebraische und 2-Gleichungs-Turbulenzmodelle
- ideales Gas, Gas im chemischen Gleichgewicht/Nichtgleichgewicht

Raumdiskretisierung

- blockstrukturiertes Verfahren
- Finites Volumen Schema, Knotenpunktschema
- zentrale Diskretisierung, upwind Diskretisierungen



FLOWer / CEVCATS

- Strömungslöser für industrielle Anwendungen -

Zeitdiskretisierung

- explizites, mehrstufiges Schema
- implizite Schemata
- verschiedene Beschleunigungstechniken für stationäre Strömungen (implizites Glätten, Mehrgitter)

Programmstruktur

- portabler, standardisierter Code, FORTRAN 77
- Standards gemäß Qualitätssicherung
- Parallelisierung auf Basis des Message Passings
- hoher Vektorisierungsgrad



Genauigkeit der Simulation

Netzgenerierung $\Leftrightarrow$ Strömungslöser

$\Rightarrow$ blockstrukturierte, körperangepaßte Netze für reibungsbehaftete Strömungen bei großen Re

Strukturierte Netze:

- + geringster Diskretisierungsfehler
- + Anpassung an aerodynamische Oberfläche
- + Anpassung an Grenzschicht
- + hohe Zellseitenverhältnisse möglich
- + Ausnutzung der Datenstruktur im Strömungslöser
- hoher Zeitaufwand
- hoher Aufwand menschlicher Arbeitskraft
- bisher kaum automatisierbar

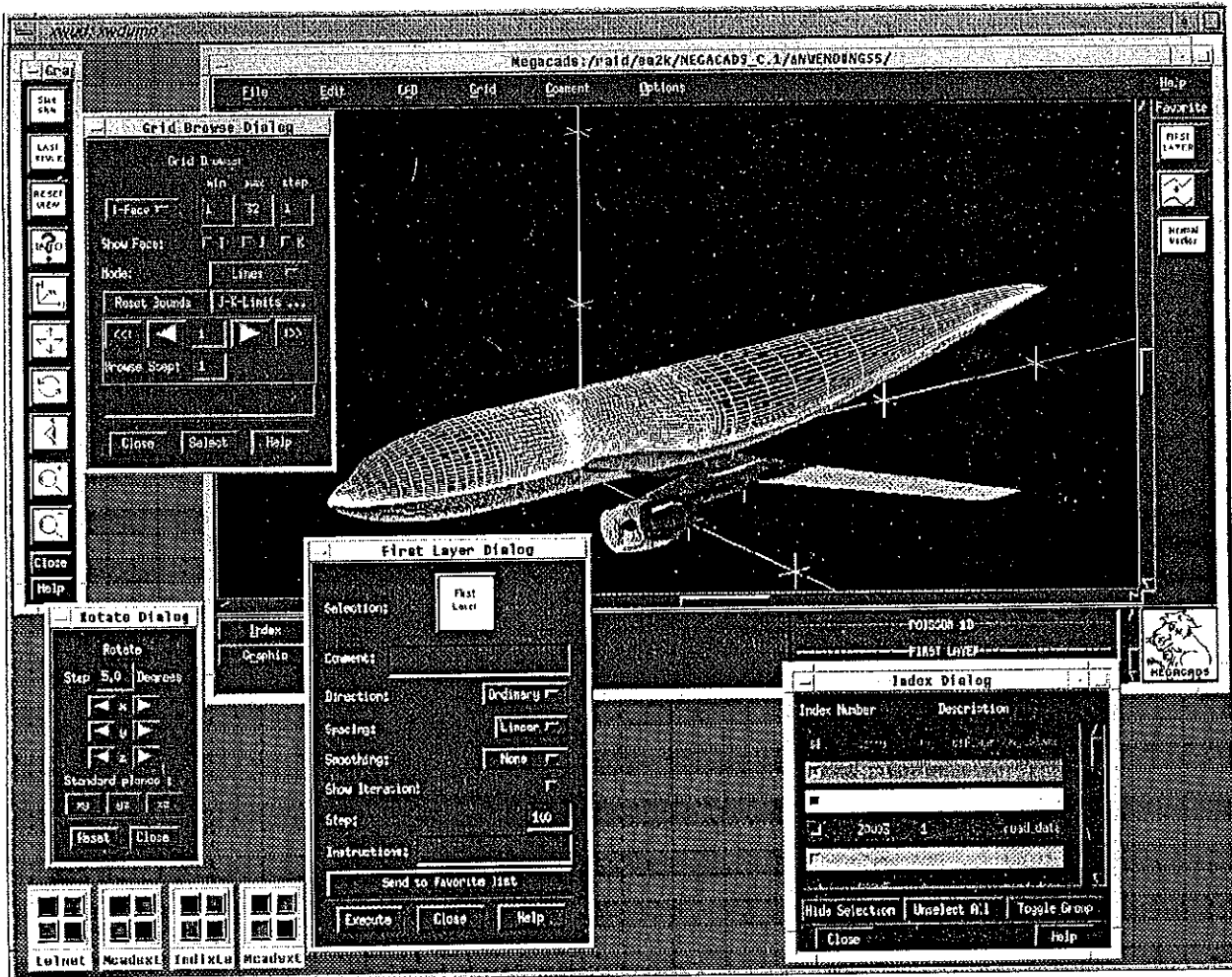
Zielsetzung von MegaCads

„Multiblock Elliptic Gridgeneration and CAD System“

- Visualisierung der Konstruktionsschritte
- Unterstützung durch interaktive Benutzeroberfläche
- modularer Aufbau
- Entwicklungsplattform
- wiederholbare Abläufe für ähnliche Konfigurationen
- Batchbetrieb möglich

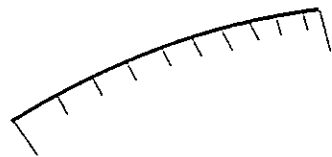
KEINE Automatisierung, aber:

- kleine Konfigurationsänderungen ohne Benutzereingriff
- Aufbau einer Konfigurationsbibliothek
- Ständige Erweiterung der Funktionalität
- Konservierung geleisteter Arbeit



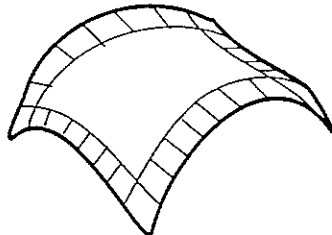
Prinzipielles Vorgehen bei strukturierten Netzen

- Geometrieaufbereitung
 - Oberflächenbeschreibung
 - Verschneidung von Bauteilen
 - Ändern/Ergänzen von Bauteilen
- Blockgrenzen-Konstruktion (CAD-Techniken)
 - Kanten/Flächenkonstruktion
 - Segmentierungen, Verbindungen
- Netzgenerierung
 - Punktverteilung auf Blockkanten (1D)



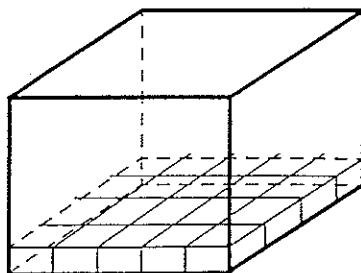
Abstände definieren

- Blockoberflächennetze (2D)

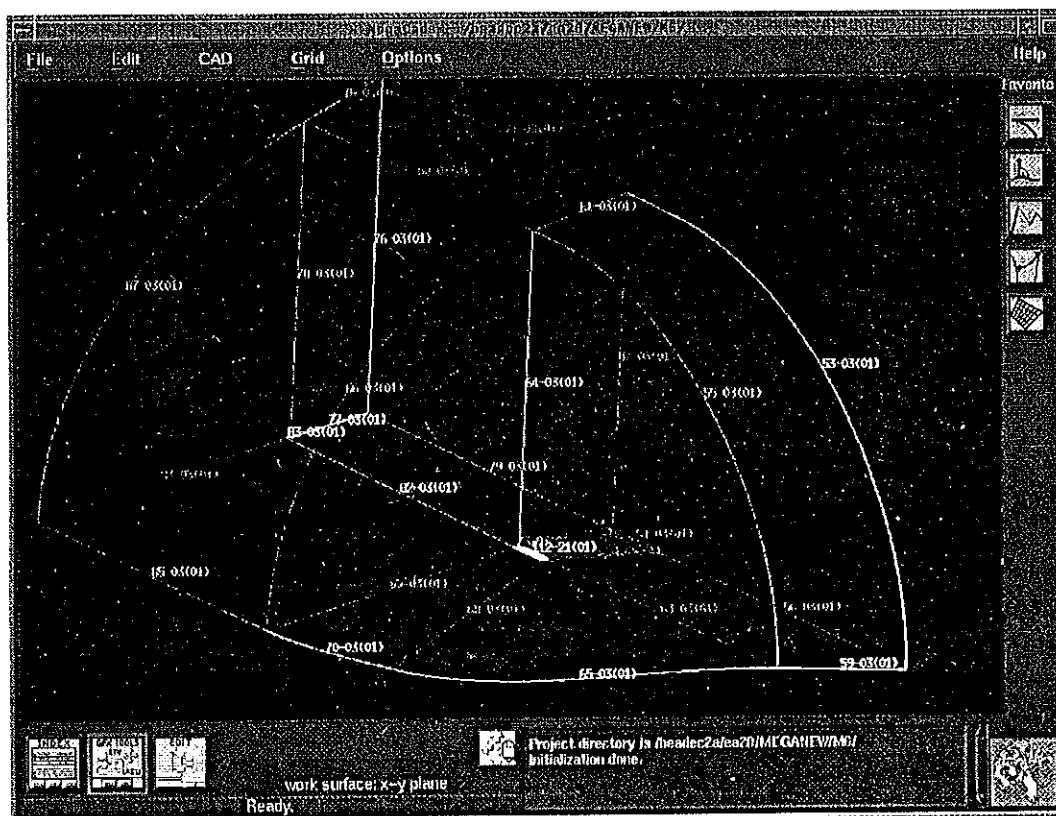
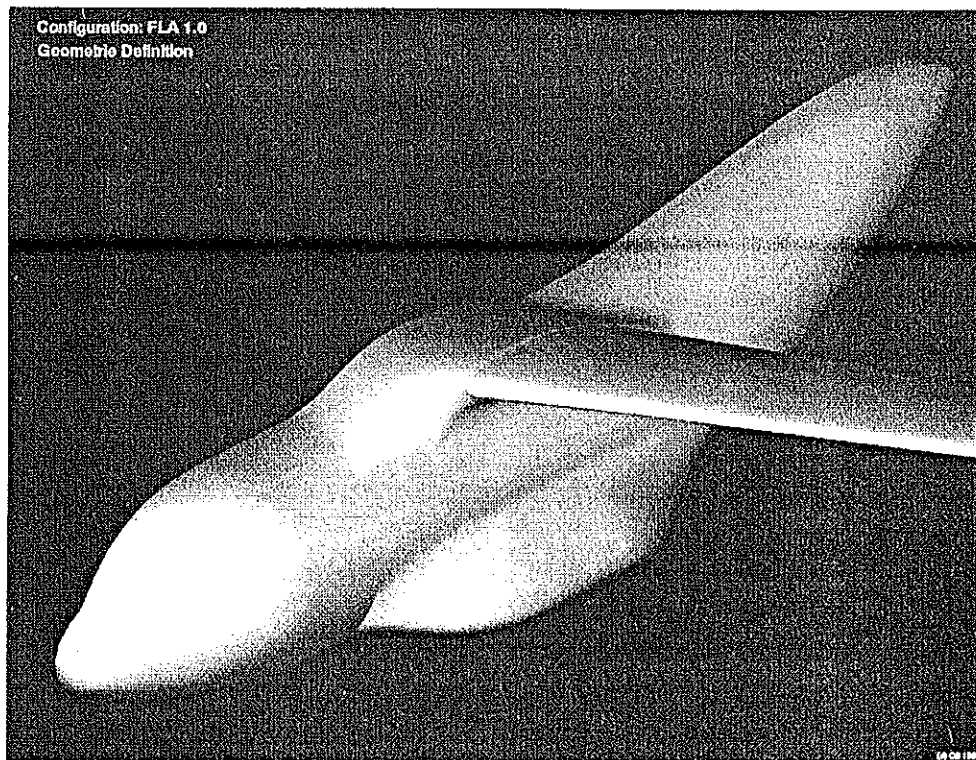


Randabstände
Orthogonalität
Glattheit

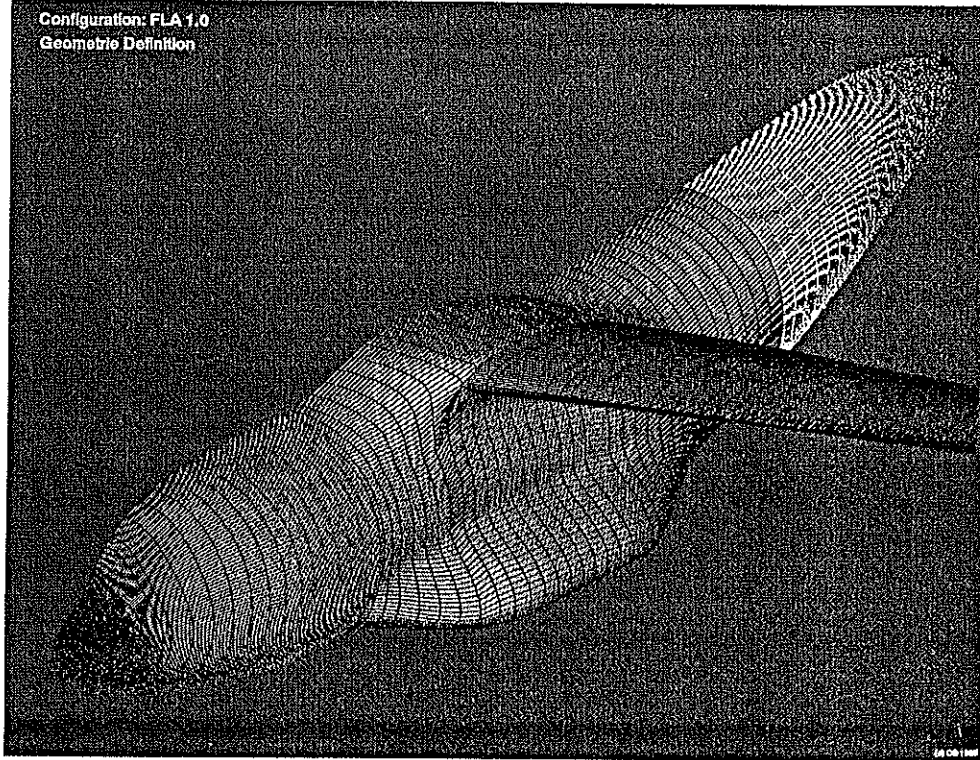
- Volumennetze (3D)



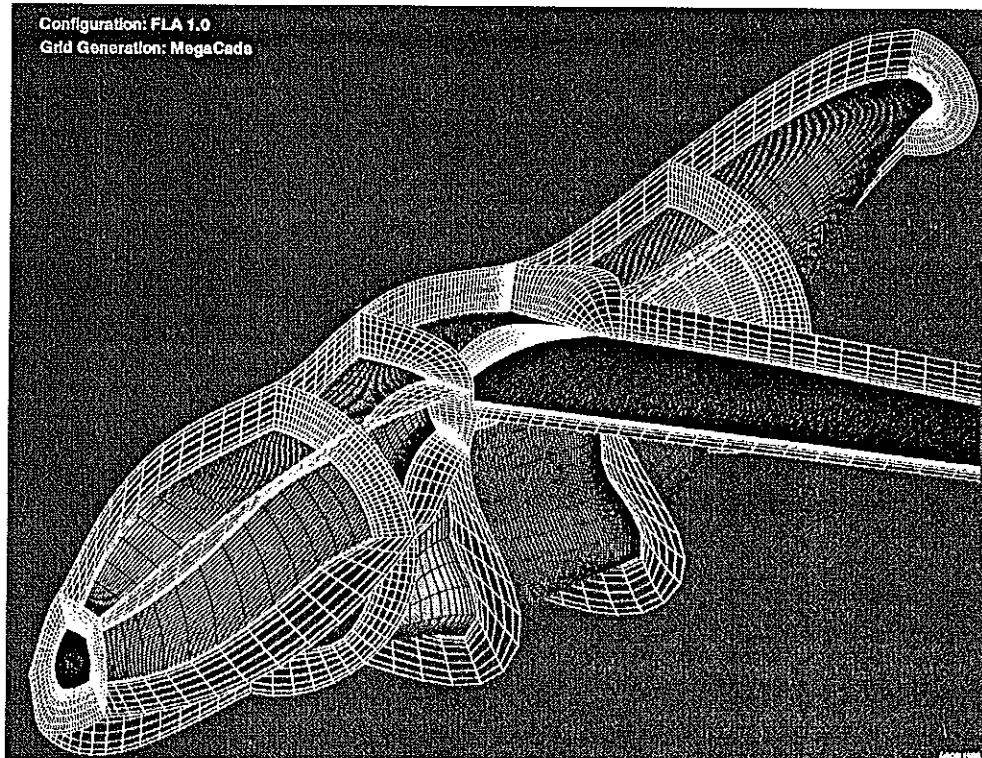
Randabstände
Orthogonalität
Glattheit



Configuration: FLA 1.0
Geometric Definition



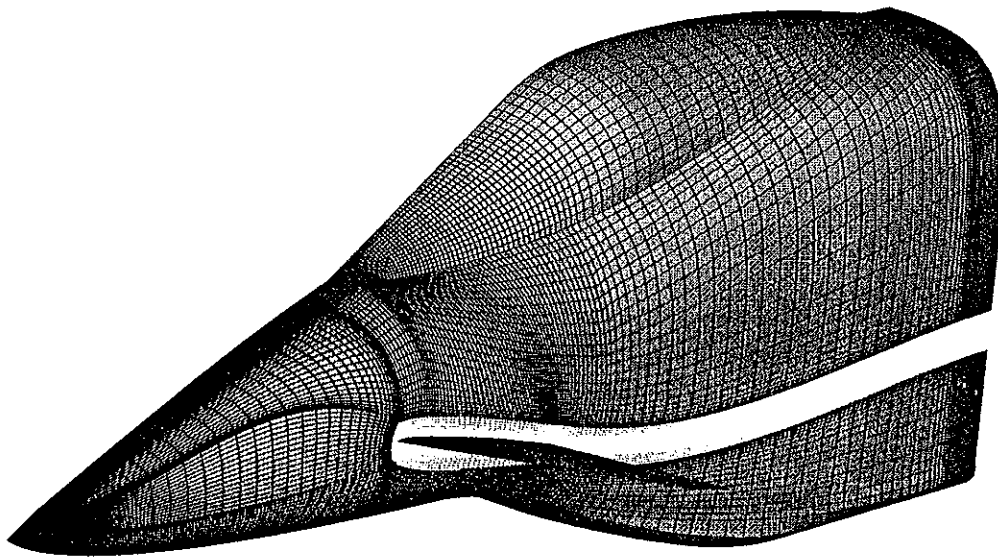
Configuration: FLA 1.0
Grid Generation: MegaCade



Skriptfile

- Speichern sämtlicher Prozeßnamen und Parameter
⇒ Konstruktionsablauf dokumentiert
- Parametrische Konstruktion erlaubt Restart mit geänderter Anfangsgeometrie
- Variablendefinition
 - Änderung von Netzeigenschaften erfolgt durch Änderung der Prozeßparameter
 - Direkte Änderung der Parameter
⇒ Lokale Wirkung
 - Ersetzen der Parameter durch Variable
⇒ Globale Wirkung
- Unterprogramme
 - Zusammenfassen von Prozessen
 - wiederholter Aufruf im Skriptfile

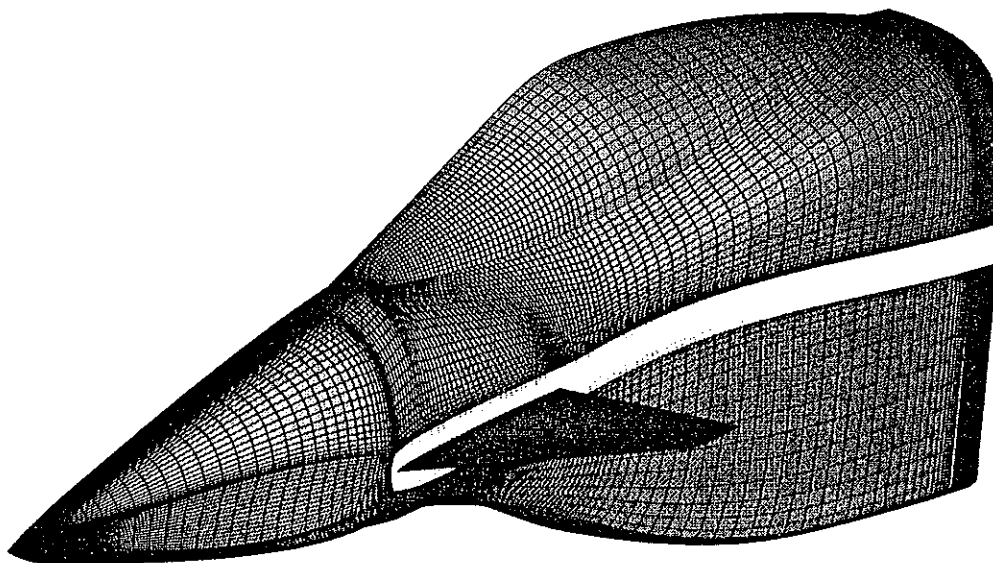
Configuration : X31
Canard Angle : +10°
Grid Generation : MegaCads



MegaCads 1995



Configuration : X31
Canard Angle : -10°
Grid Generation : MegaCads



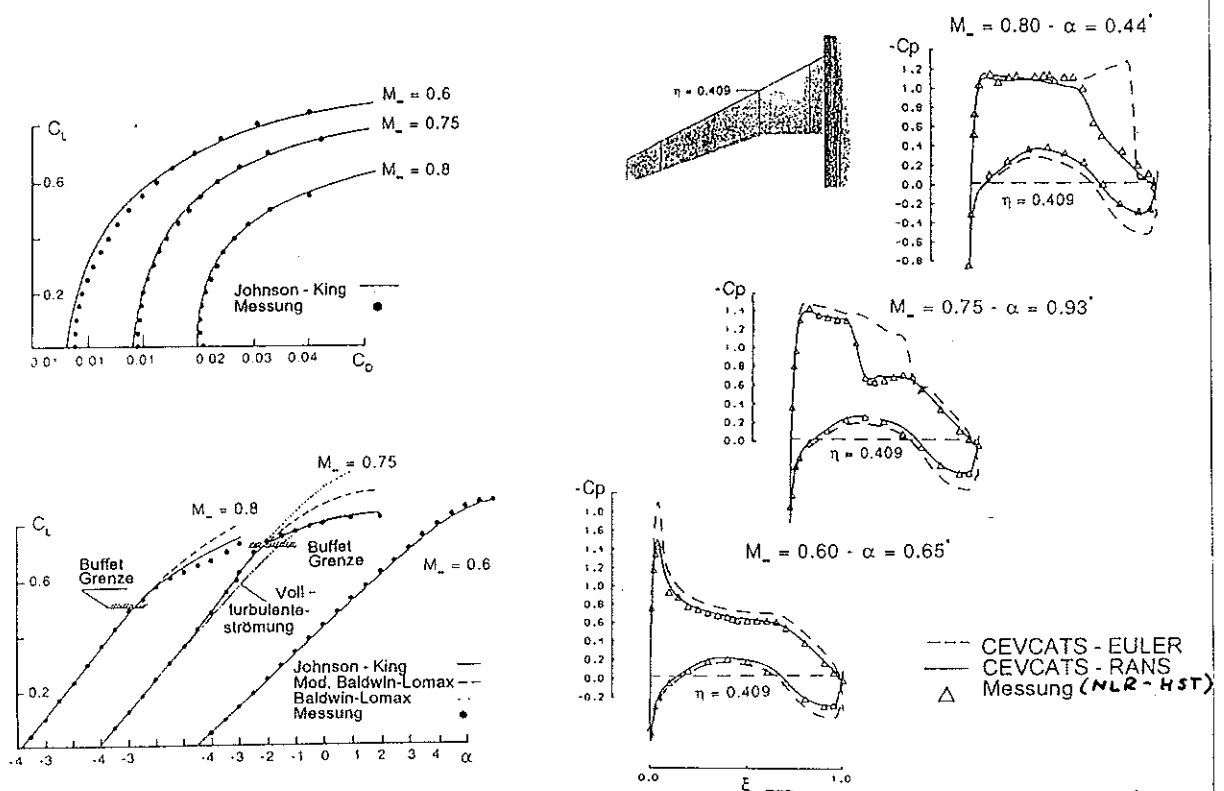
MegaCads 1995



Integrierte Verfahrensentwicklung MEGACADS-FLOWer - Meilensteine -

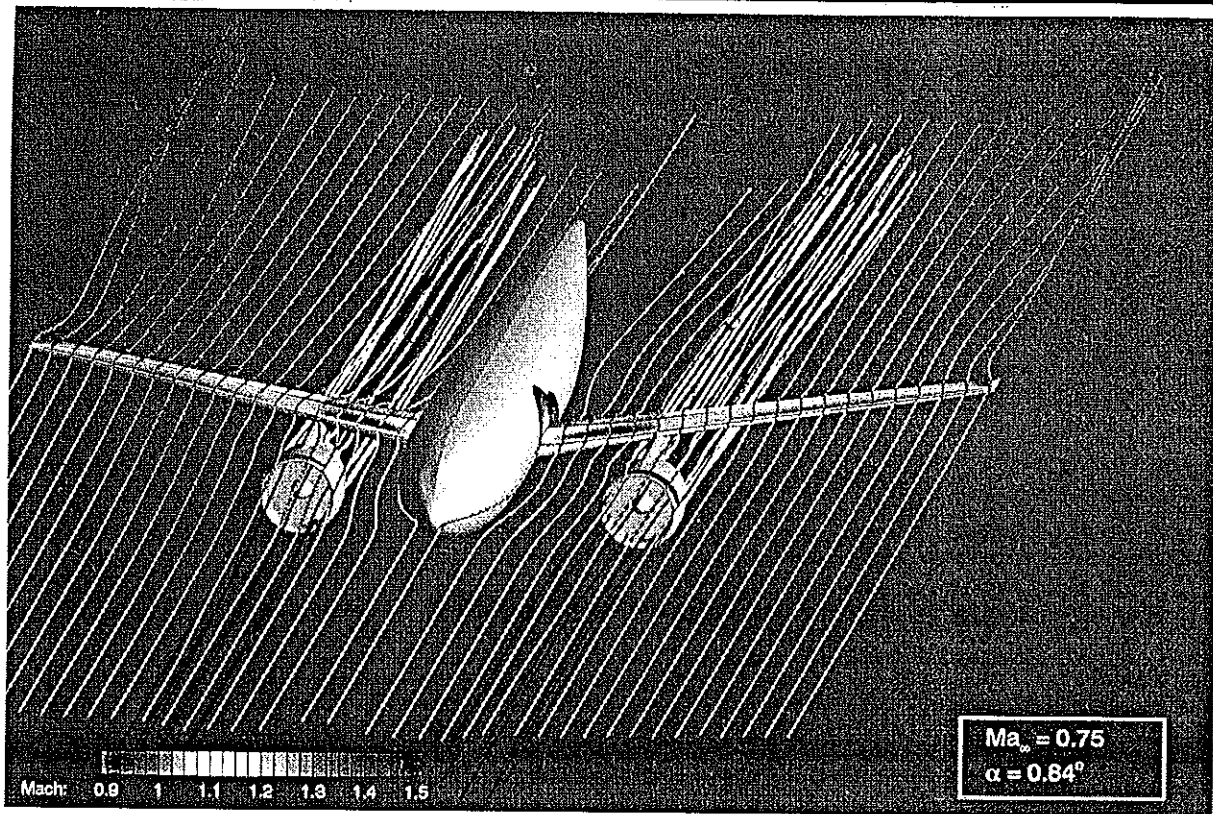
		1995	1996	1997	1998	Partner (MJ/Jahr)
				Reiseflug-Konfiguration	Start/Lande-Konfiguration	
Netzgenerator MEGACADS	Entwicklung	3D Basissystem	Aufbau Prozeß-bibliothek	komplettes System	Update des Systems	DLR 2,5 DA TU-B TU-BS
	Anwendung	Flügel/Rumpf	Klappen-flügel	Reiseflug-Konfiguration	Demonstration Prozeßbibliothek	
NSI/Flow FLOWer	Algorithm. Weiter-entwicklung		inkompr. Strömungen	implizite Verfahren	Chimera Technik	DLR 5 DA TU-B TU-D GMD
	Effizienz	Parallelisierung	Adaptivität		Instationäre Berechnungen	
	Turbulenz-modell-integration	algebraische Modelle	Transport-Gl.-Modell	Verbesserung Transport-Gl.-Modell	Reynolds-Stress Modell	
	Entwurfs-Optimierungs-Verfahren	3D-Verfahren Flügel/Rumpf	Flügel-optimierung		effizientes Optimierungssystem	
Validierung FLOWer	Transsonische Strömungen		Flügel/Rumpf	Leitwerk	Reiseflug-Konfiguration	DLR 2 DA TU-BS TU-B
	Hochaufrichts-strömungen		Mehrfach-klappen		Start/Lande-Konfiguration	
Systemwartung MEGACADS / FLOWer						DLR 2
Alternative Verfahren						DLR 2 TU-B

DLR-F4 Flügel-Rumpf Konfiguration



(Ref. Longo)



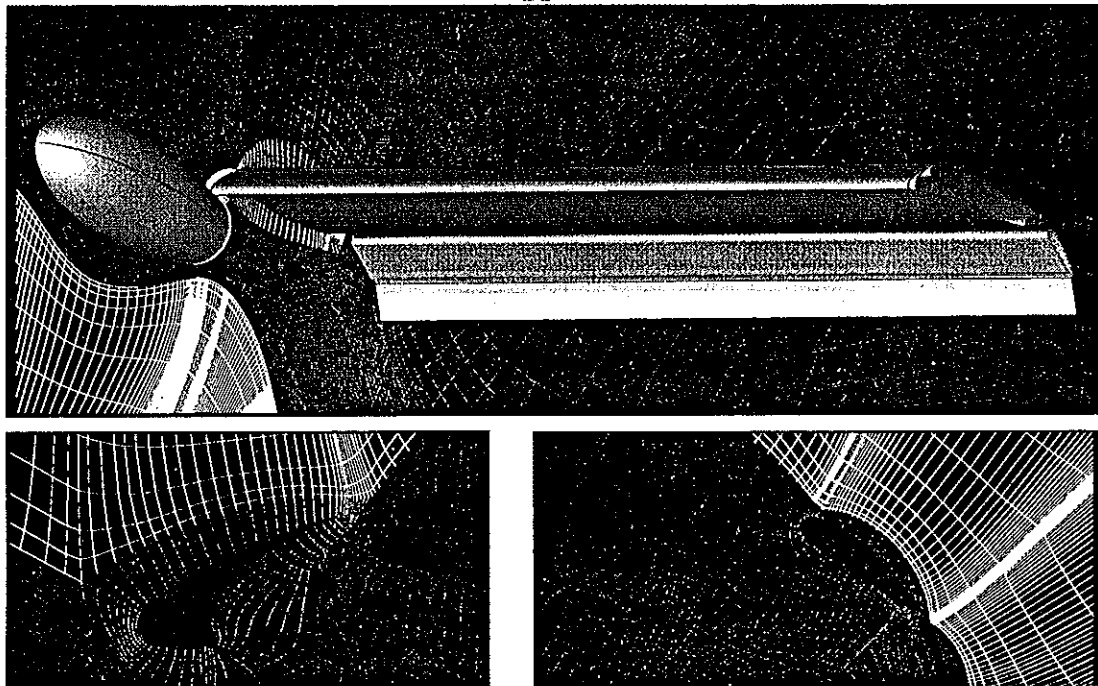


Machzahlverteilung auf der Oberfläche und Stromlinien um eine Flügel-Rumpf-Triebwerks-Anordnung
(Euler-Rechnung CEVCATS)

Antriebsintegration /1/ 15.9.94



3-d Application



- 4-element wing section with engine jet
- 3-d grid by staggering, rotating and interpolation of 2-d gridplanes



4-Element-Flügel mit Triebwerksstrahl

Ausbreitungsverhalten des Triebwerksstrahls



Machzahlverteilung in Symmetrieebene und Stromlinien auf dem Tab

Titel: Einsatz interaktiver Entwurfswerkzeuge im
Fluzeug-Vorentwurf

Verfasser: B.Kiekebusch / D.F.Round *)

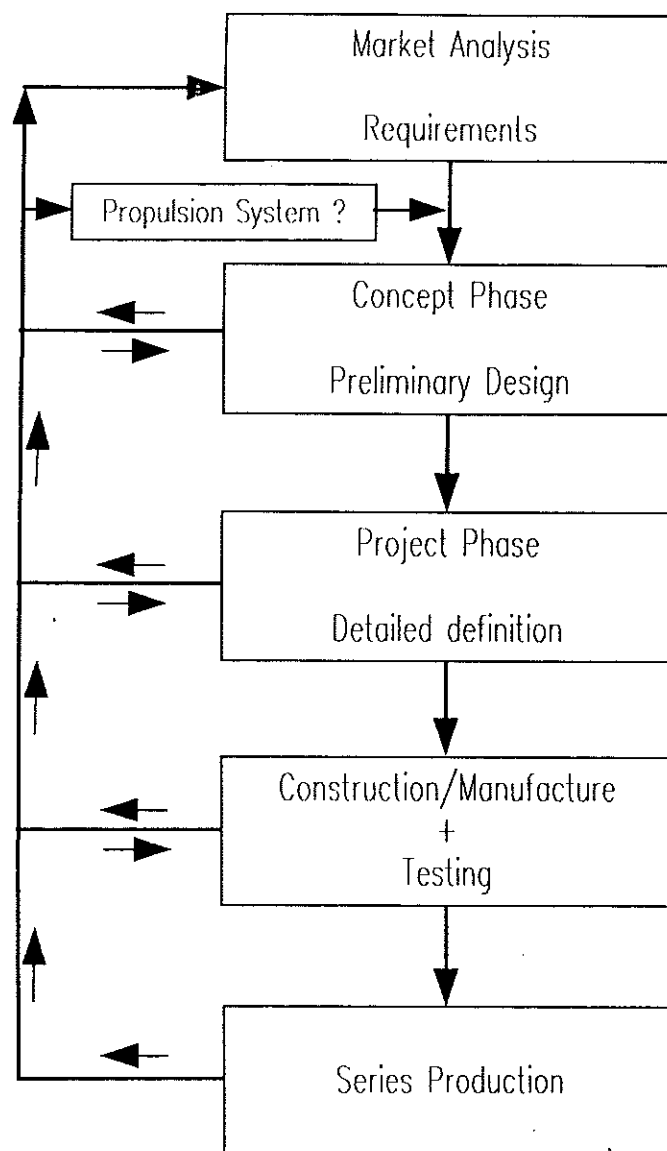
*) unter Mitwirkung von : aerotechnic
D-21698 Harsefeld
d:\freelanc\sol56\ws95-p1.pre

1

Allgemeines Werkzeugkonzept :

- o Praxisorientiertes,kostengünstiges Entwurfswerkzeug,das sich an reale Entwurfs-/Entwicklungsabläufe flexibel anpassen läßt -,
Verbesserung der Entscheidungshilfen im Vorentwurf
- o Kostengünstige Soft- und Hardwarelösungen
- o Breite Einsatzmöglichkeiten
- o Nutzung neuer Entwurfsmöglichkeiten unmittelbar am Arbeitsplatz
durch interaktive Geometriemanipulation mit simultaner Kontrolle
mehrerer Entwurfsvorgaben (physik./geometr.)
- o 'sparsamer' Schulungsaufwand

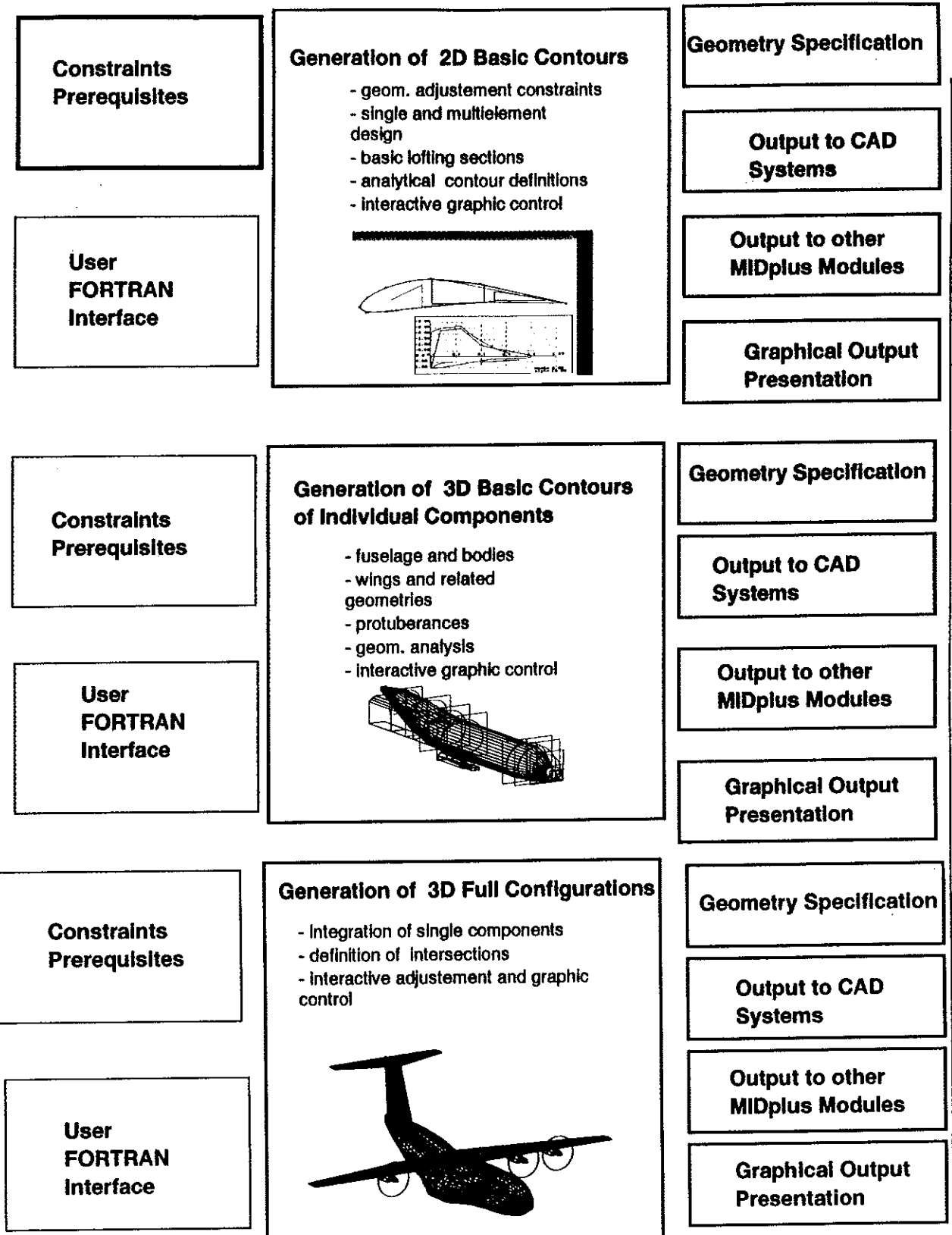
2

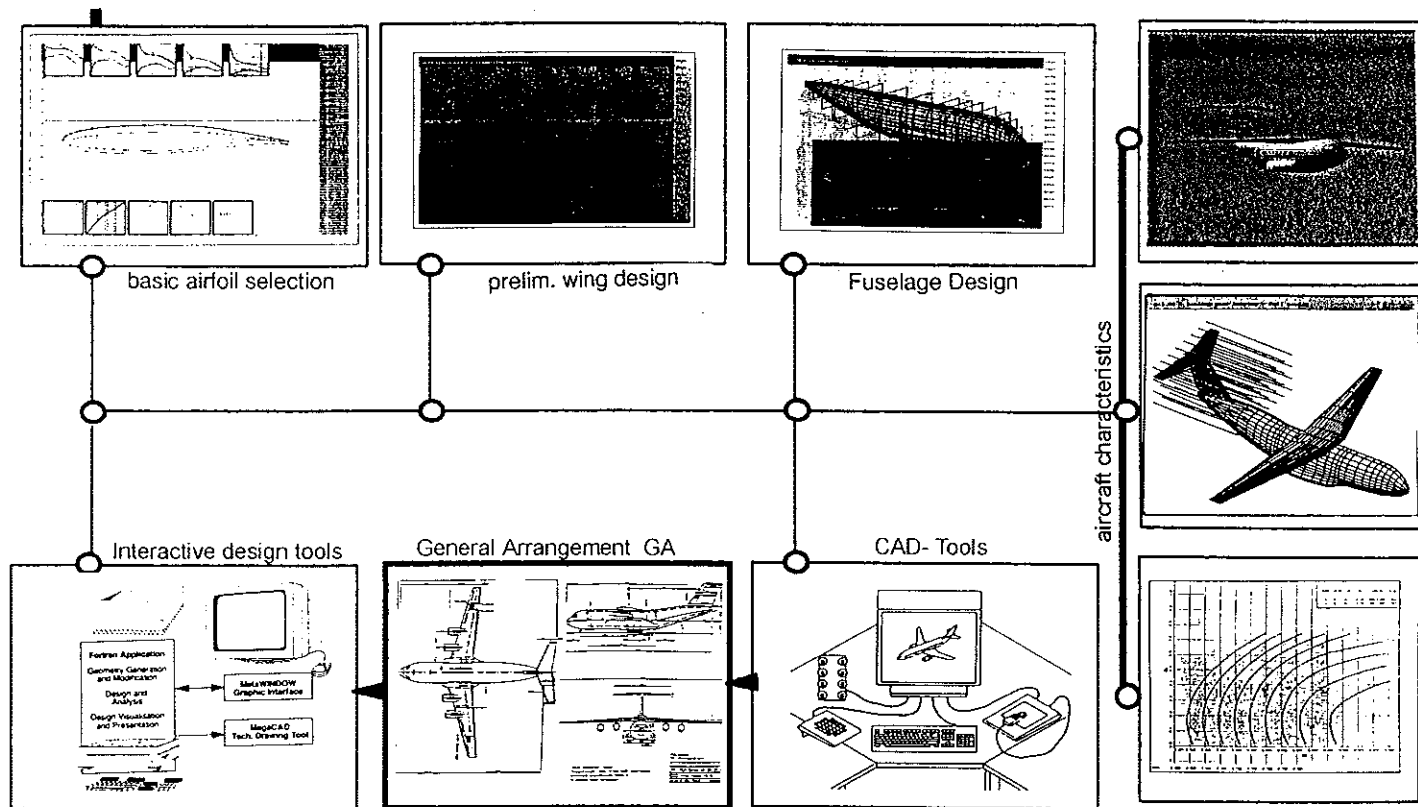


Schema einer Entwicklungsschleife

Werkzeug und Arbeitsumgebung:

- o Werkzeugkistenlösung : MID*plus*
mausgesteuertes, menuegeführtes interaktives Entwurfs- und
Analysewerkzeug mit schnellem 3D-Geometrieaufbau auf dem Bildschirm
(Grafik_interface MetaWINDOWS *) /Geometrieübergabe an CATIA
- o Installation auf Arbeitsplatzrechnern, Einbindung in Netzwerk mit Zugriff
auf Rechner mit hoher Leistung
- o Modularer Werkzeugaufbau
Einfache Einbindung von Benutzerprogrammen und Prozeduren in das
Menuesystem
- o Simultane Kontrolle physikalischer und geometrischer Zielvorgaben
- o Komfortable grafische Auswertung geometrischer und flugphysikalischer
Resultate. Weitergabe an Standard-Präsentationswerkzeuge



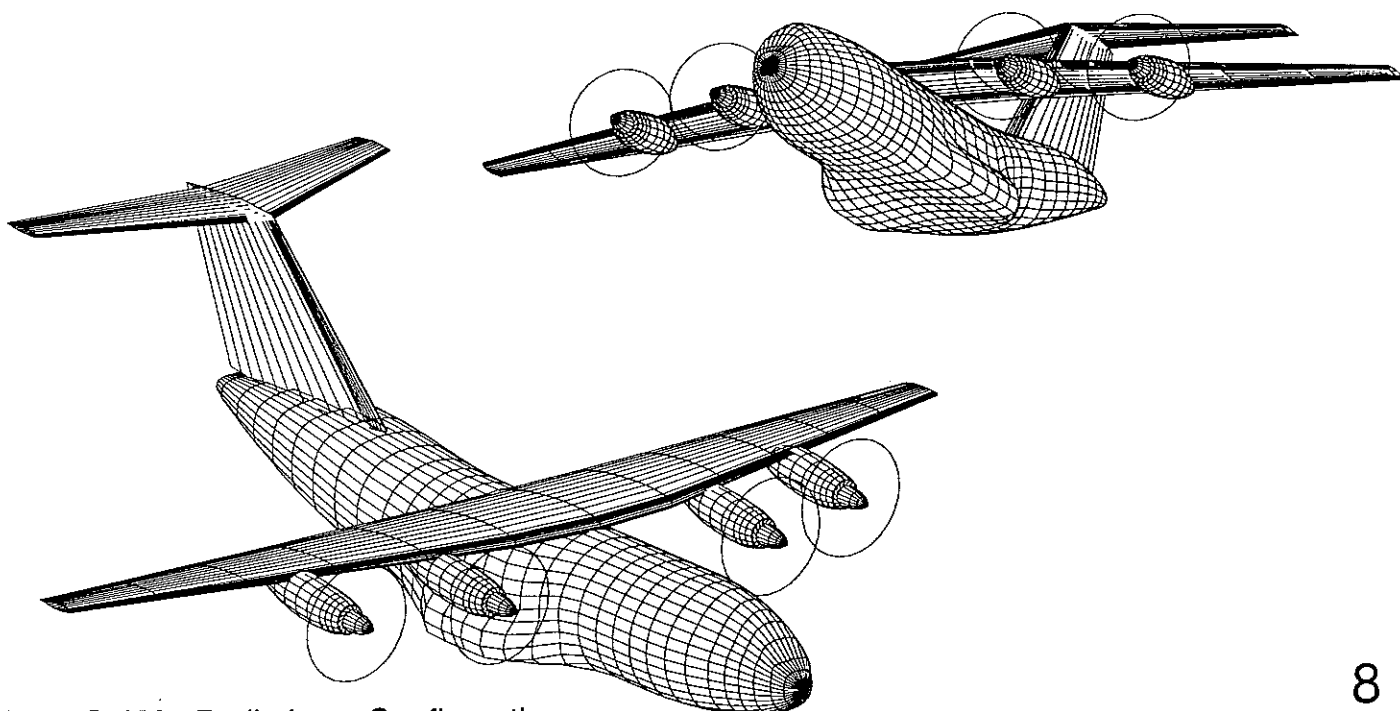


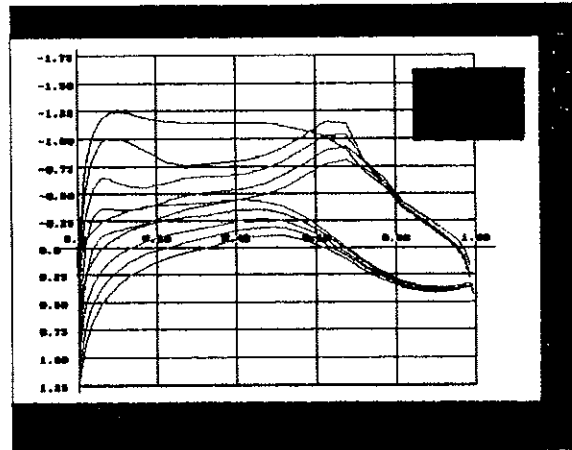
Entwurfsablauf : -- vom Komponentenentwurf zur Gesamtkonfiguration

7

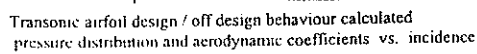
generation of preliminary 3D configuration from 3-view information

- Application of MIDplus <--> CATIA

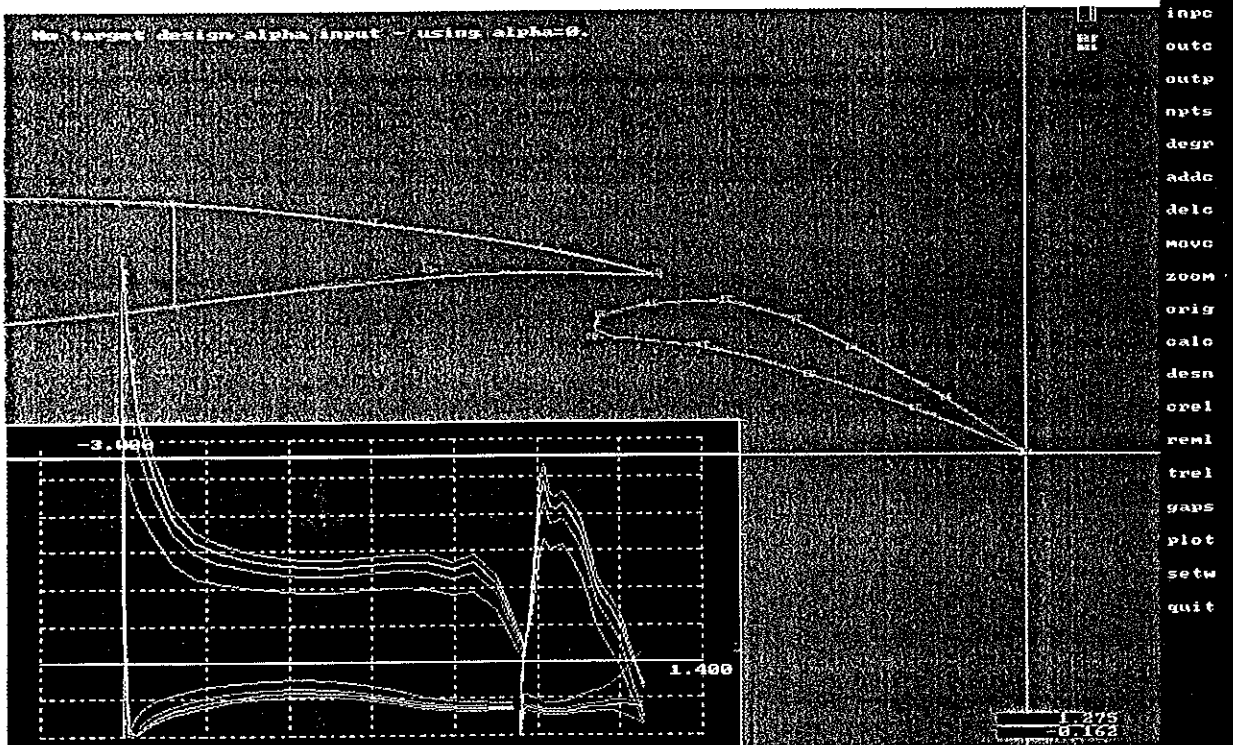


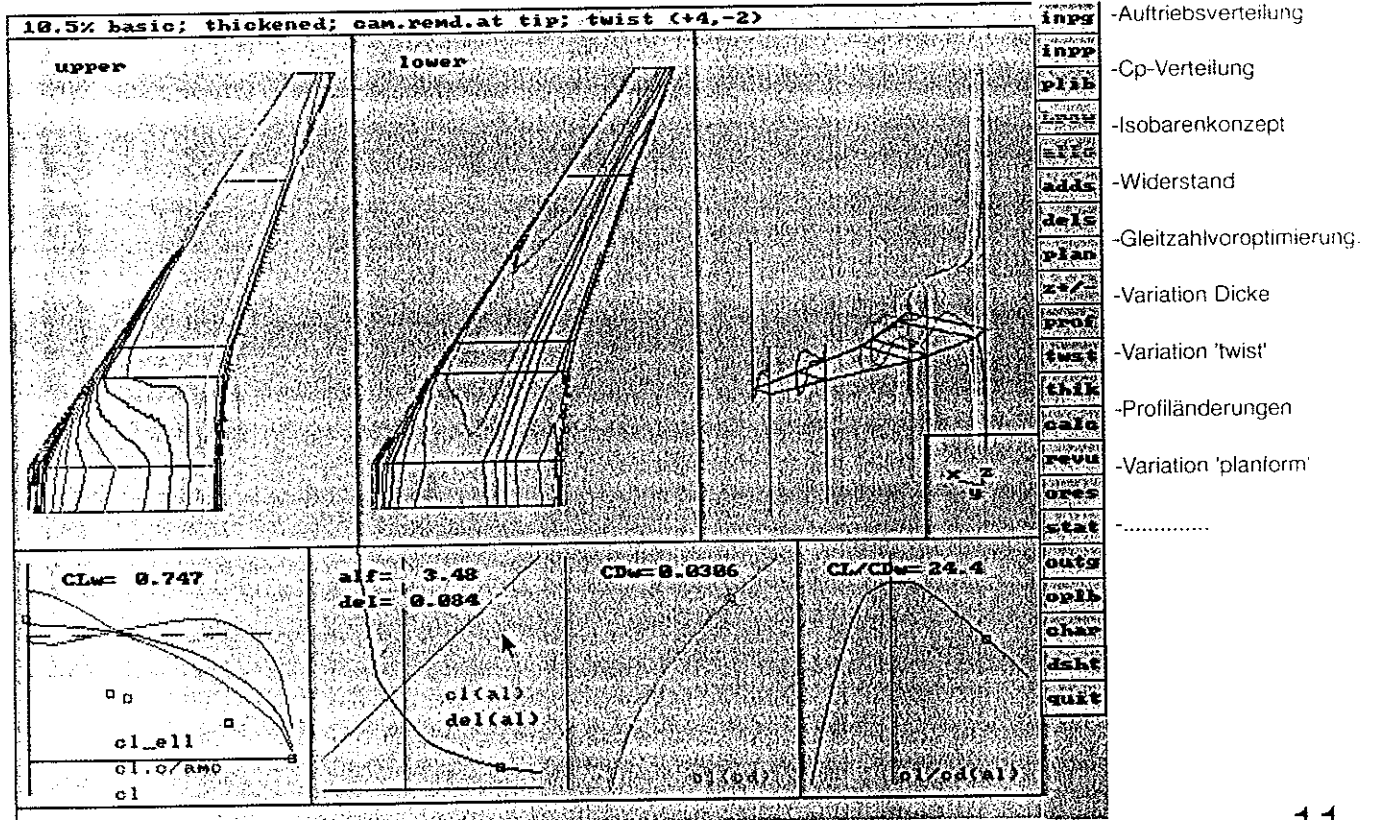


Interaktiver Profilentwurf



transonic airfoil /single fowler flap





Flügelvorentwurf : Interaktive Entwurfsanalyse

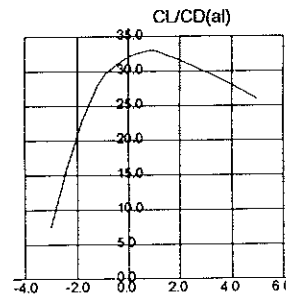
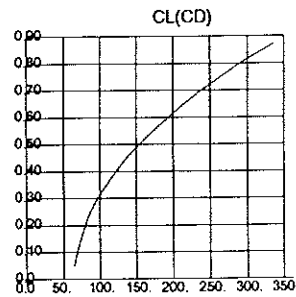
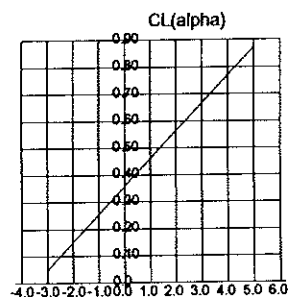
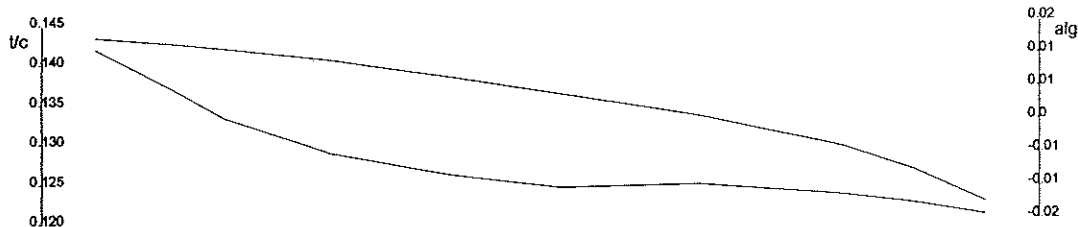
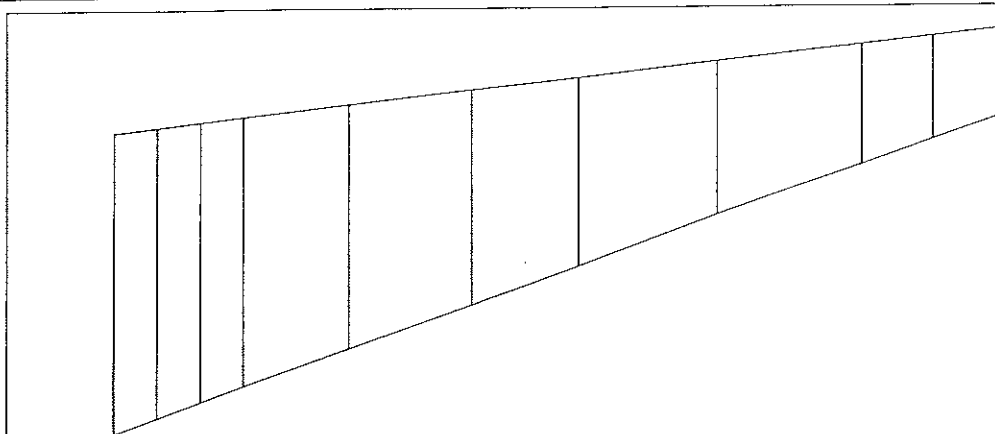


samp-w2.geo

A/C wing design and modification / program WING

Date :29.10.1995

Time :18 :42



GEOMETRIC CHARACTERISTICS

Reference area = 221.085
 Span = 44.826
 Aspect ratio = 9.089
 Standard mean chord = 4.932
 Aerodyn. mean chord = 5.444
 x_coord. of 25% amc = 16.691
 Mean t/c = 12.86%

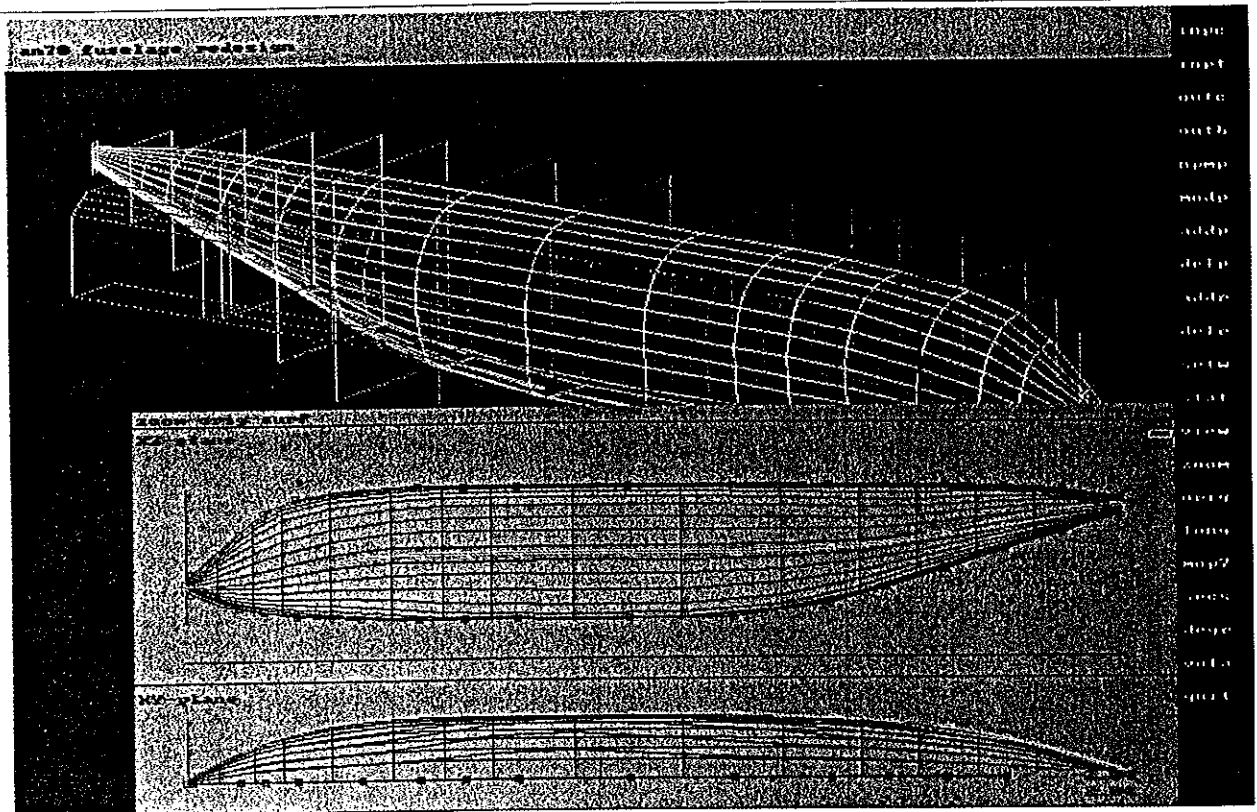
Surface area = 453.037 full wing
 Enclosed vol. = 29.679 full wing
 {x,y,z} cg = 13.606 6.046 5.810 half wing

eta	x	l.e	t.e	z	chord	alg	al01	cm01	t/c
.000	12.034	6.044	19.736	5.943	7.702	.755	-2.671	-.076	.142
.049	12.435	5.994	19.860	5.900	7.425	.724	-2.720	-.076	.139
.097	12.835	5.943	19.983	5.857	7.149	.691	-2.773	-.076	.136
.146	13.235	5.893	20.107	5.814	6.872	.654	-2.833	-.076	.133
.263	14.180	5.769	20.407	5.709	6.227	.550	-2.932	-.078	.129
.402	15.270	5.621	20.761	5.583	5.491	.391	-3.013	-.081	.126
.523	16.248	5.491	21.070	5.471	4.821	.245	-3.118	-.084	.124
.678	17.549	5.325	21.467	5.322	3.918	.046	-3.351	-.088	.124
.839	18.813	5.178	21.877	5.190	3.064	-.227	-3.125	-.088	.123
.920	19.445	5.104	22.082	5.124	2.637	-.430	-2.943	-.087	.122
1.000	20.077	5.031	22.287	5.058	2.209	-.712	-2.667	-.086	.121

AERODYNAMIC CHARACTERISTICS

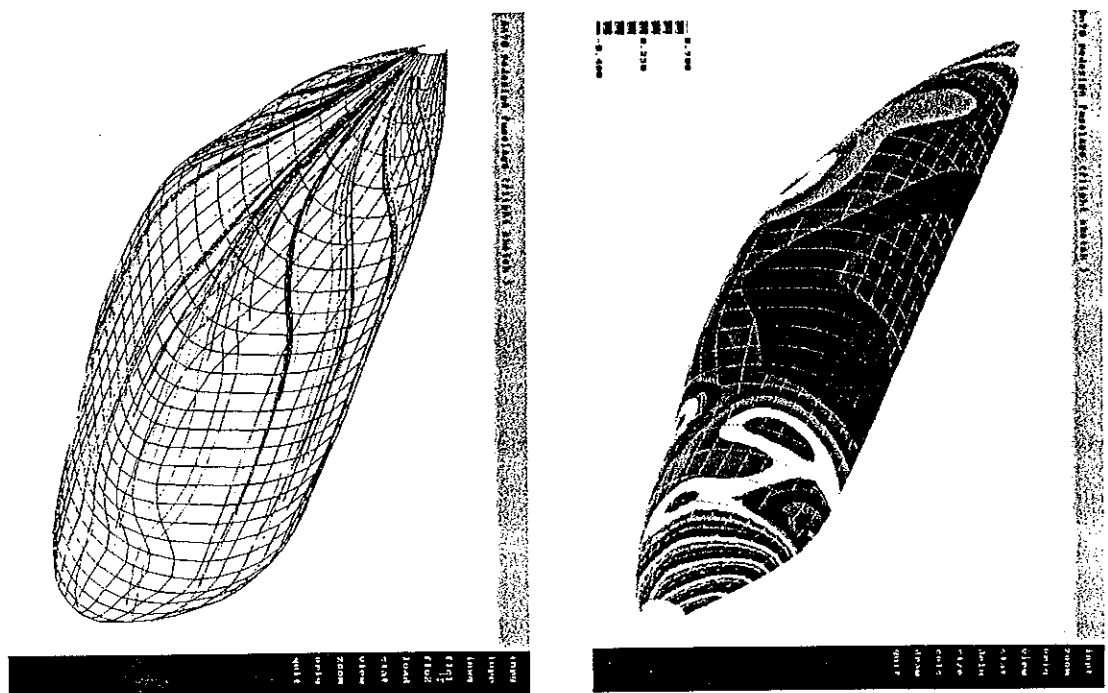
alpha	CLW	CDwl	CDw	CMW
-3.00	.048	1.0	64.2	-.098
-1.00	.254	22.8	86.6	-.104
1.00	.460	74.4	139.3	-.109
3.00	.666	155.8	222.6	-.115
5.00	.872	267.0	336.3	-.121

CLW = 0. at alpha = -3.47
 CLW = .357 at alpha = 0.
 dCL/dal = 5.901
 CMW = -.097 at CLW = 0.
 dCM/dCL = -.028
 - at Mach No. = .680
 height = 31000. ft.
 -> Re(amc) = 33.425 million.

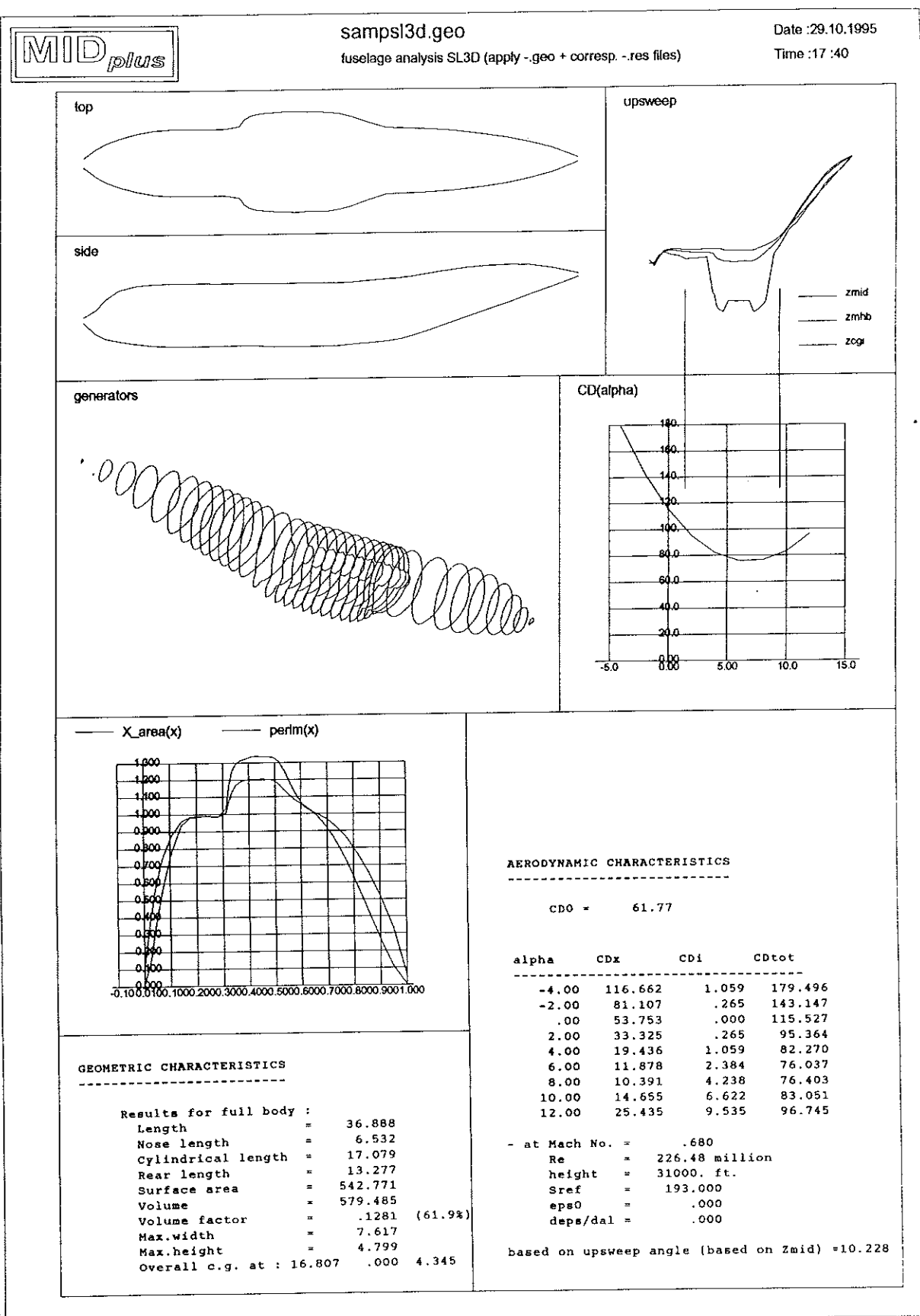


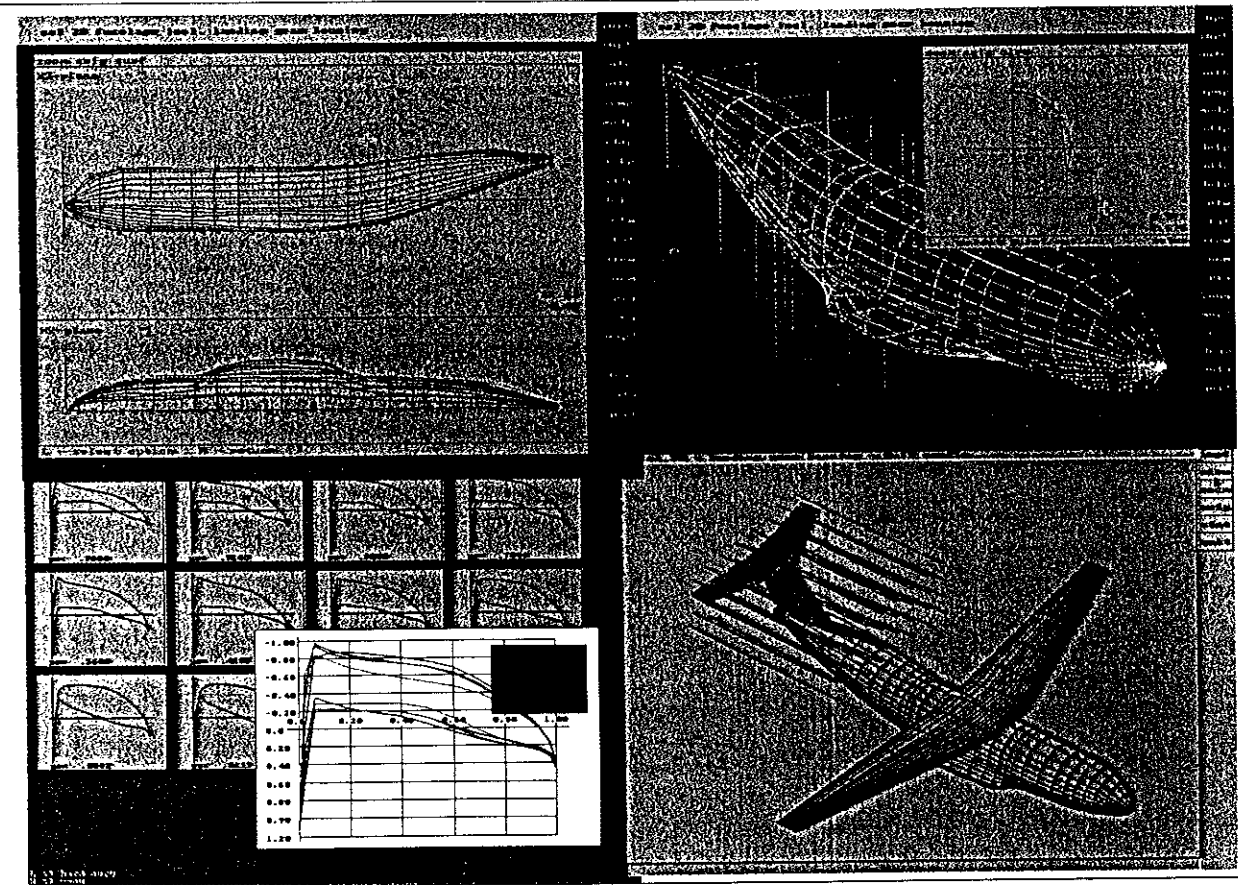
Rumpfvorentwurf: Konkurrenzanalyse Entwurfswerkzeuge DES3B/ DES3F

13



14





Referenzen:

- [21] Kiekebusch, B. *)
Interaktives Aerodynamisches Entwerfen
Vortrag Nr.90-143
DGLR-Jahrestagung, Friedrichshafen (1990)
- [22] Kiekebusch, B., Heußner, H./Round, D.-F. *)
An Engineering Approach for Interactive
Design/Modification of Aerodynamic Shapes
Speedup Journal/Vol.7, No.1/june 1993

*) Ing.-Büro aerotechnic
D-21698 Harsefeld

Aeroelastische Verfahren zur Auslegung großer transsonischer Transportflugzeuge

H. Hönlinger, R. Voß

mit Beiträgen von DASA EF 24

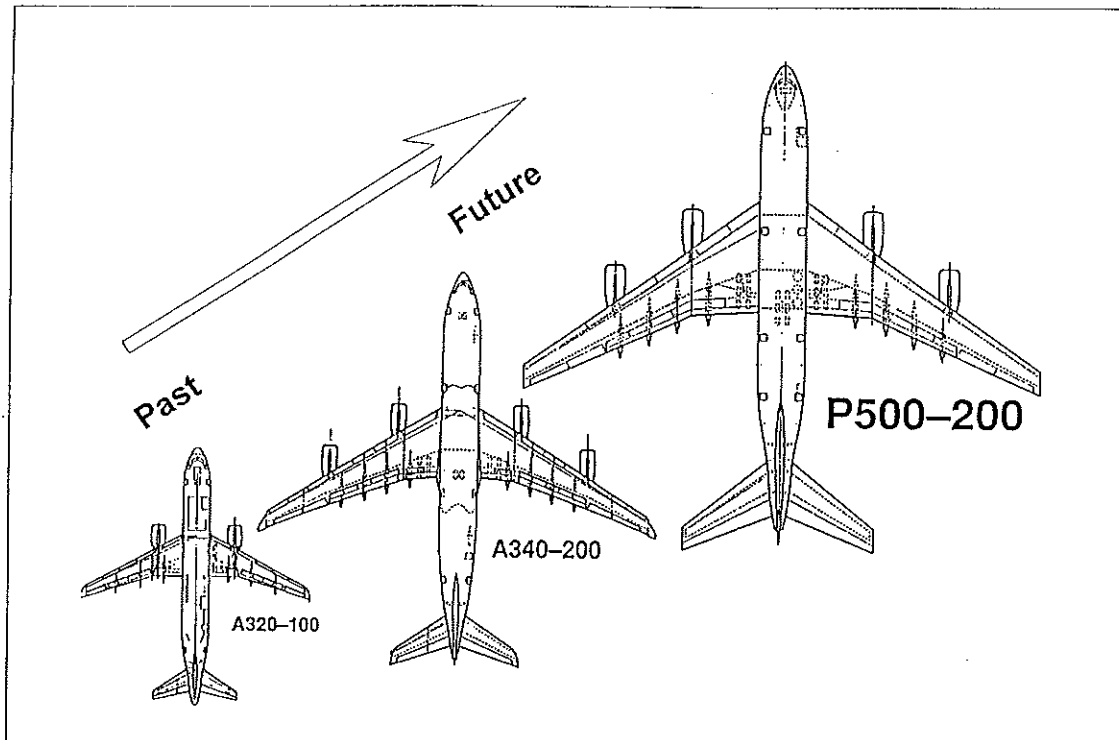
Institut für Aeroelastik



- **Problemstellung**
 - Flexibilität der Struktur
 - Elektronische Flugsteuerung
 - Adaptronik im Flügel
- **Gegenwärtige Vorgehensweise**
- **Was brauchen wir für große flexible Strukturen?**

Institut für Aeroelastik

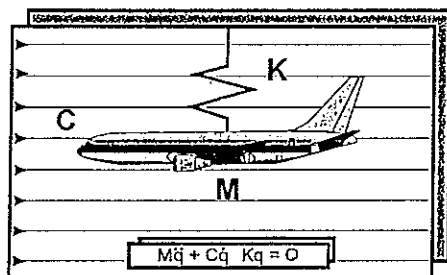




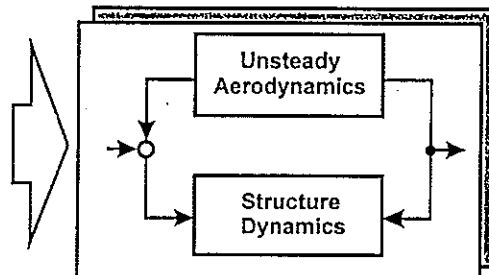
Development of the Airbus Family



Aeroelasticity and Aeroservoelasticity

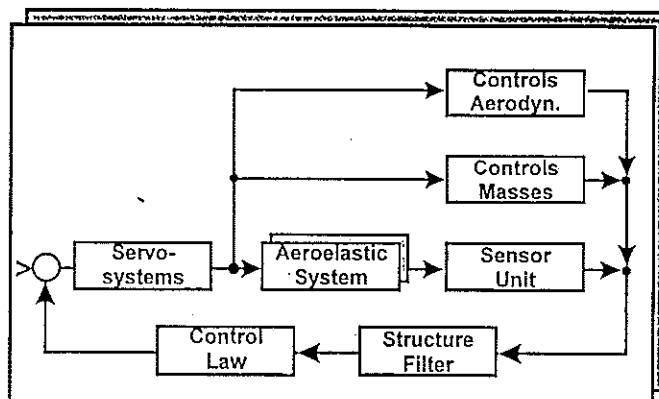


Aeroelastic System



Aeroelastic Control Loop

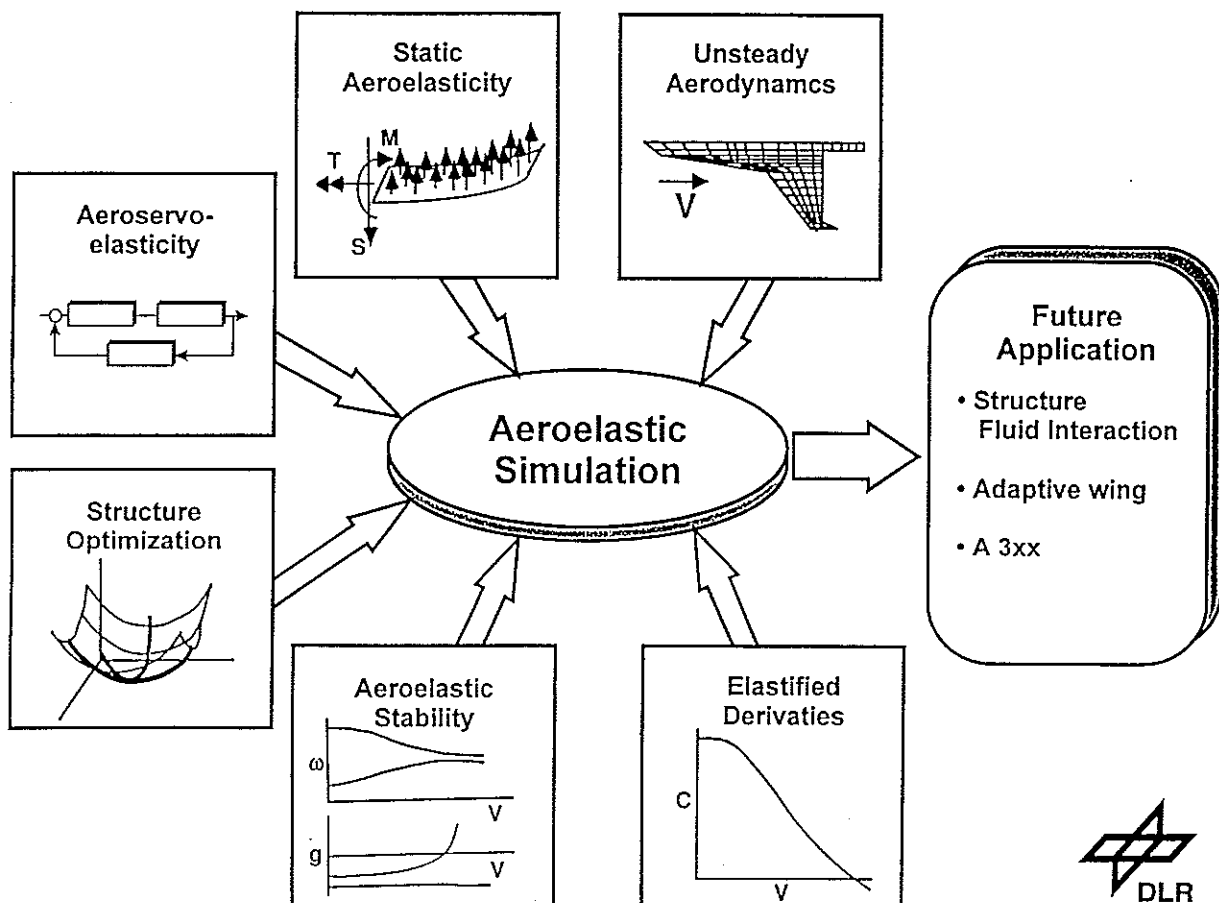
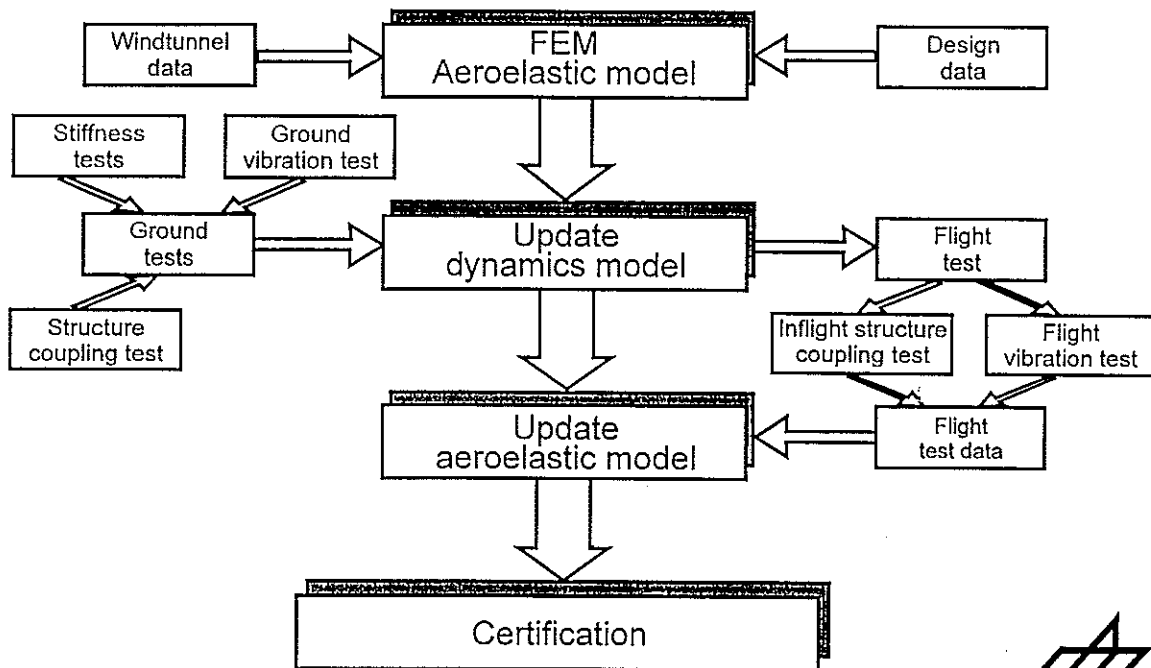
- Coupling of Structure and Flight Dynamics
- Coupling of Structure and Flight Control System

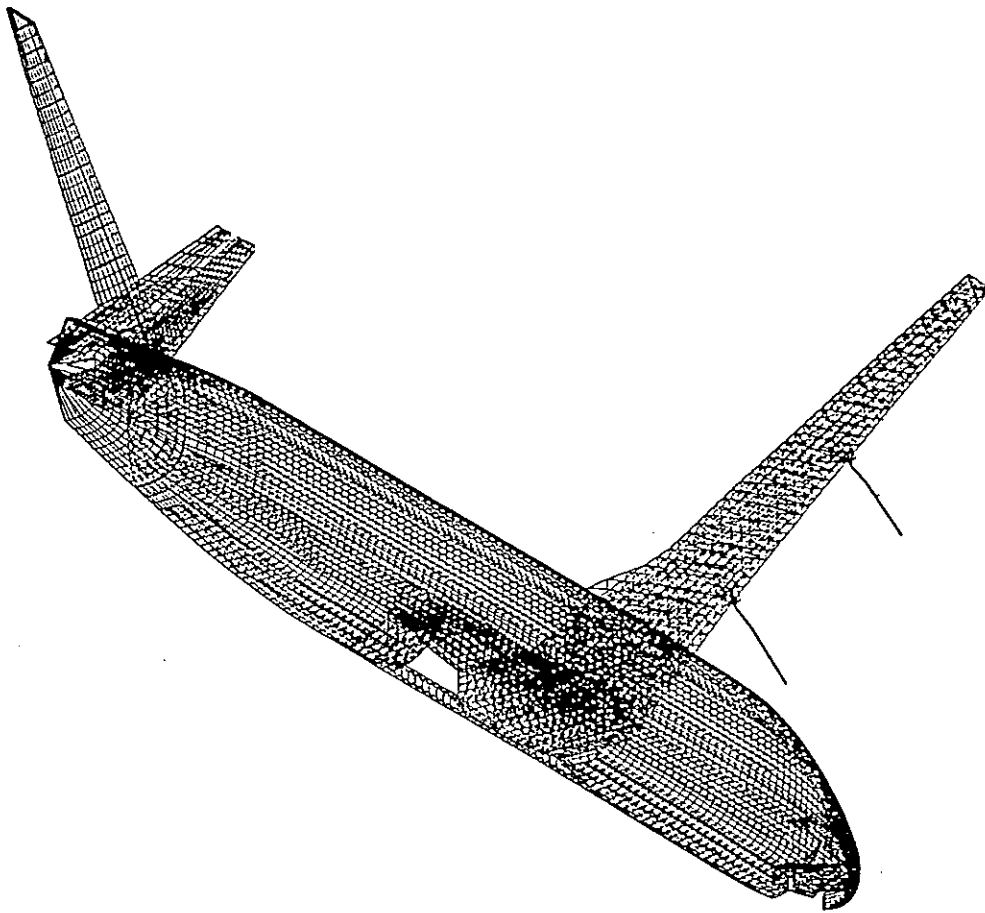


Aeroservoelastic System



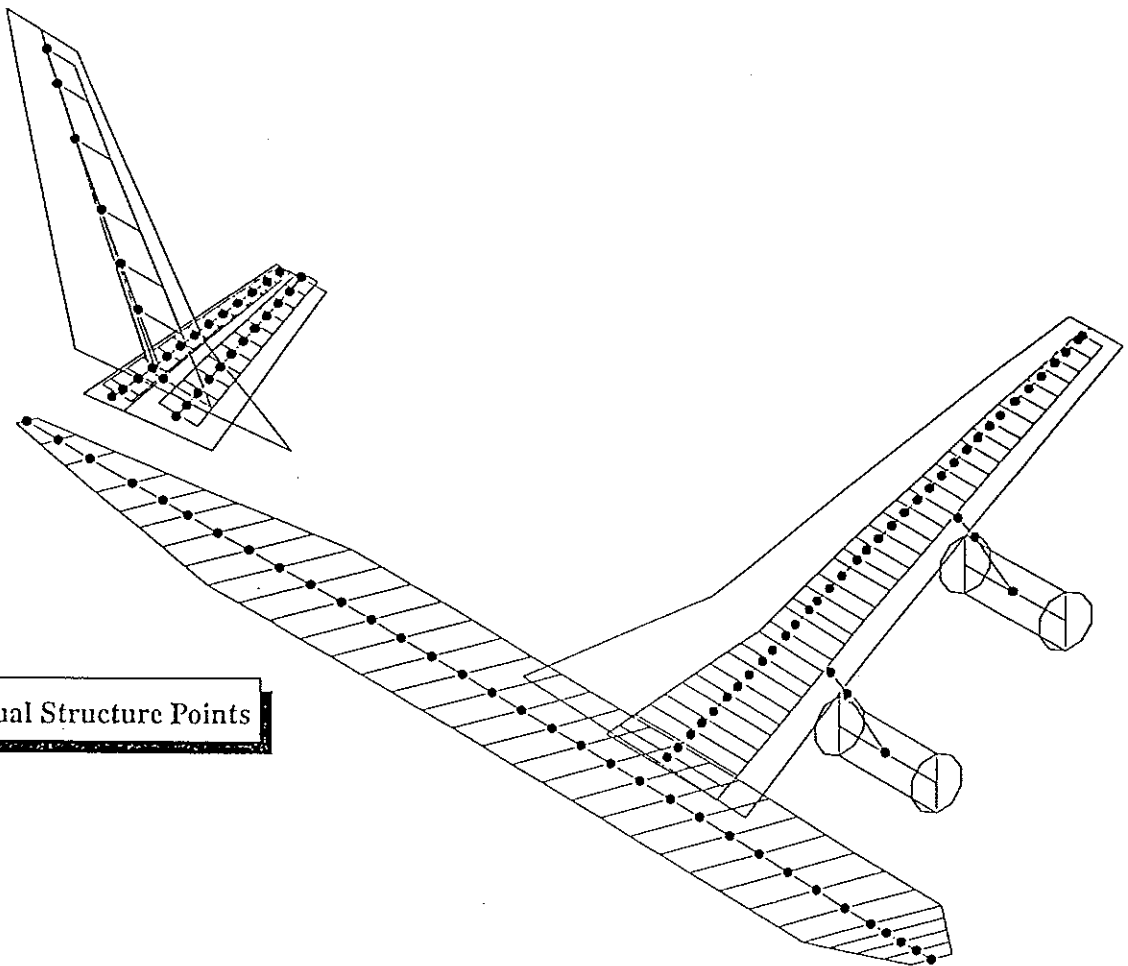
Aeroelastic Investigations in Aircraft Design Process





A3XX-100 Structural Model

07.09.1995



• Residual Structure Points

A3XX-100 Structural Model

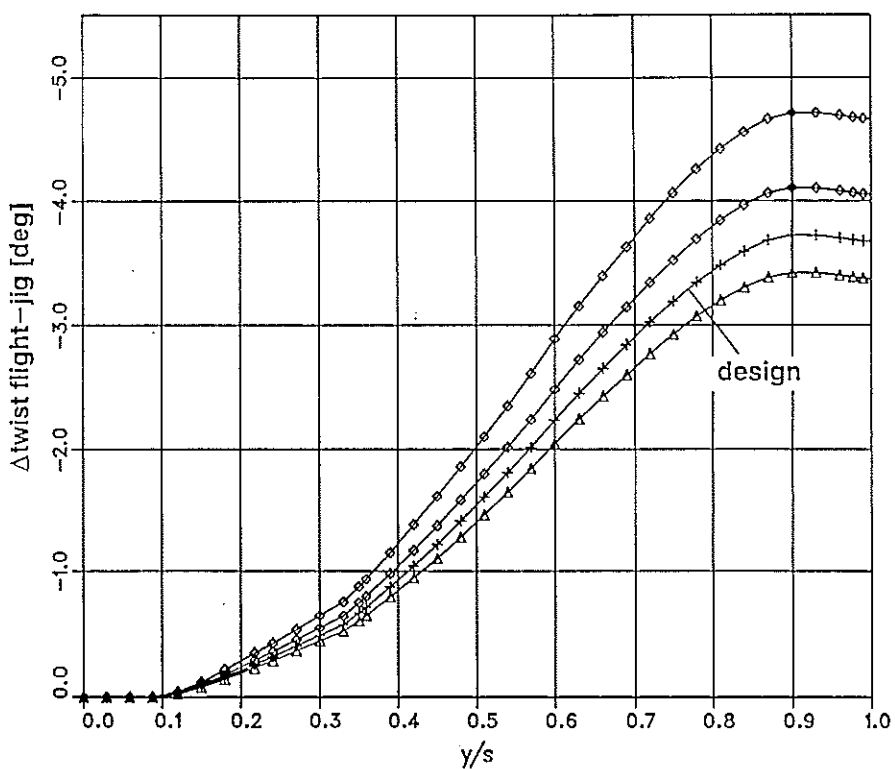
07.09.1995

calculation TSP+BL

Ma = 0.85

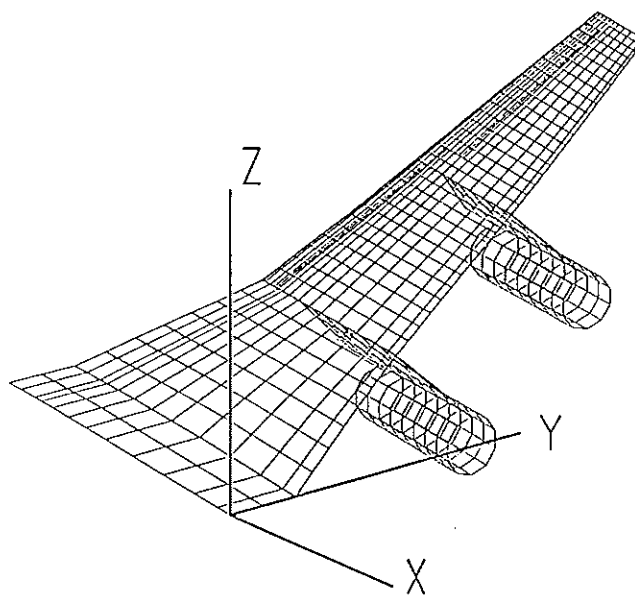
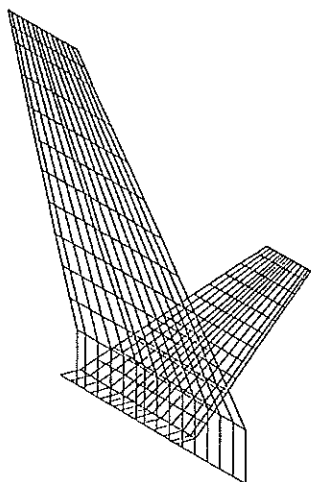
$c_L = 0.5$

- △-△-△ Re= 91.60*10⁶, weight= 364. t,
- +--+ Re=101.90*10⁶, weight= 405. t,
- Re=113.30*10⁶, weight= 460. t,
- ◇-◇-◇ Re=130.30*10⁶, weight= 555. t,



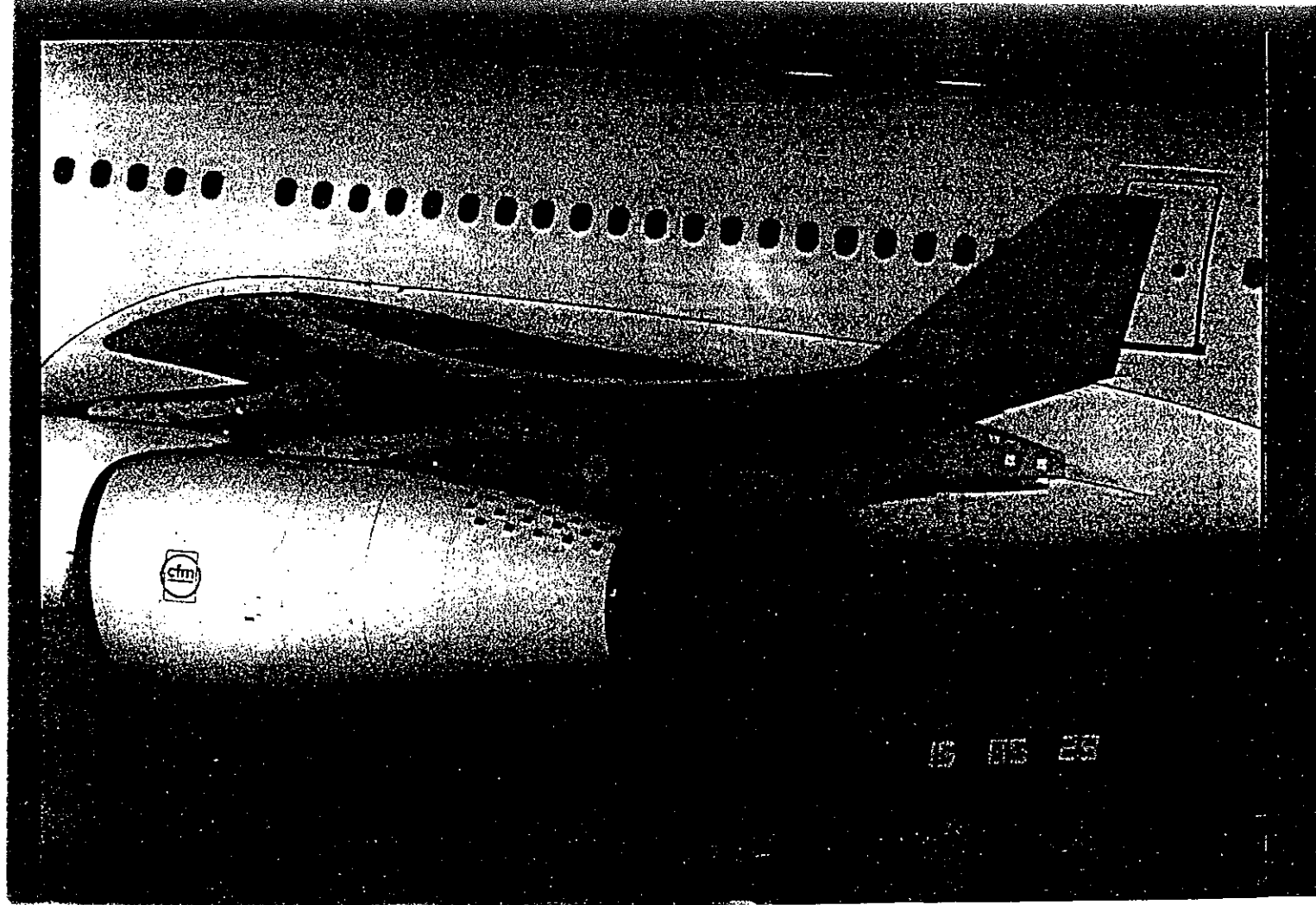
Aeroelastic Wing Twist versus span

07.09.1995



Aerodynamic Panels

07.09.1995

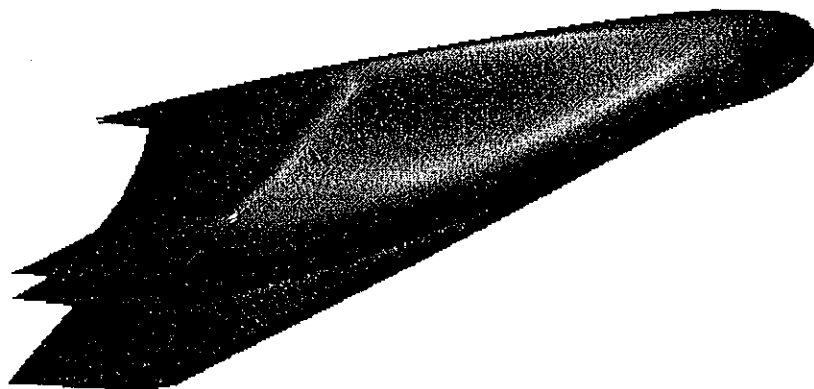


Z-Forces

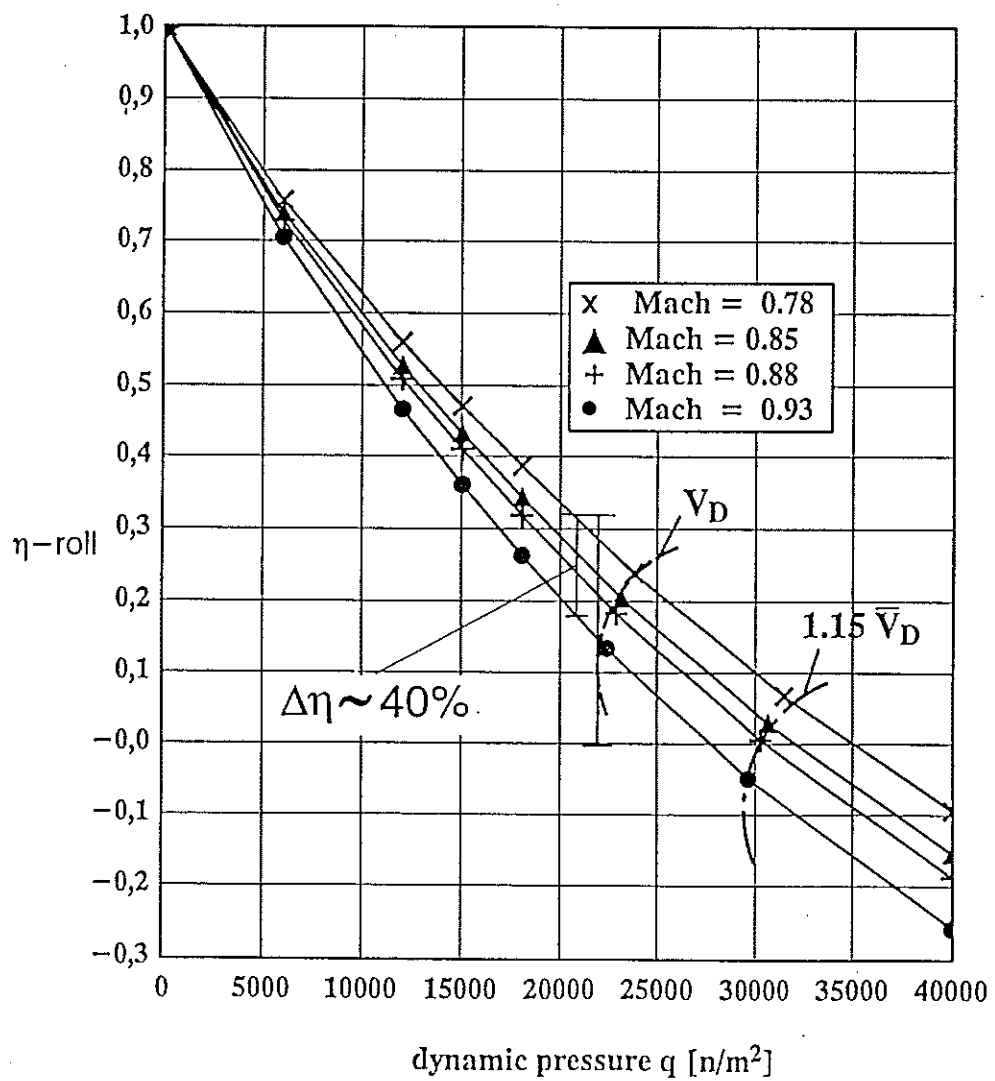
71.5 N



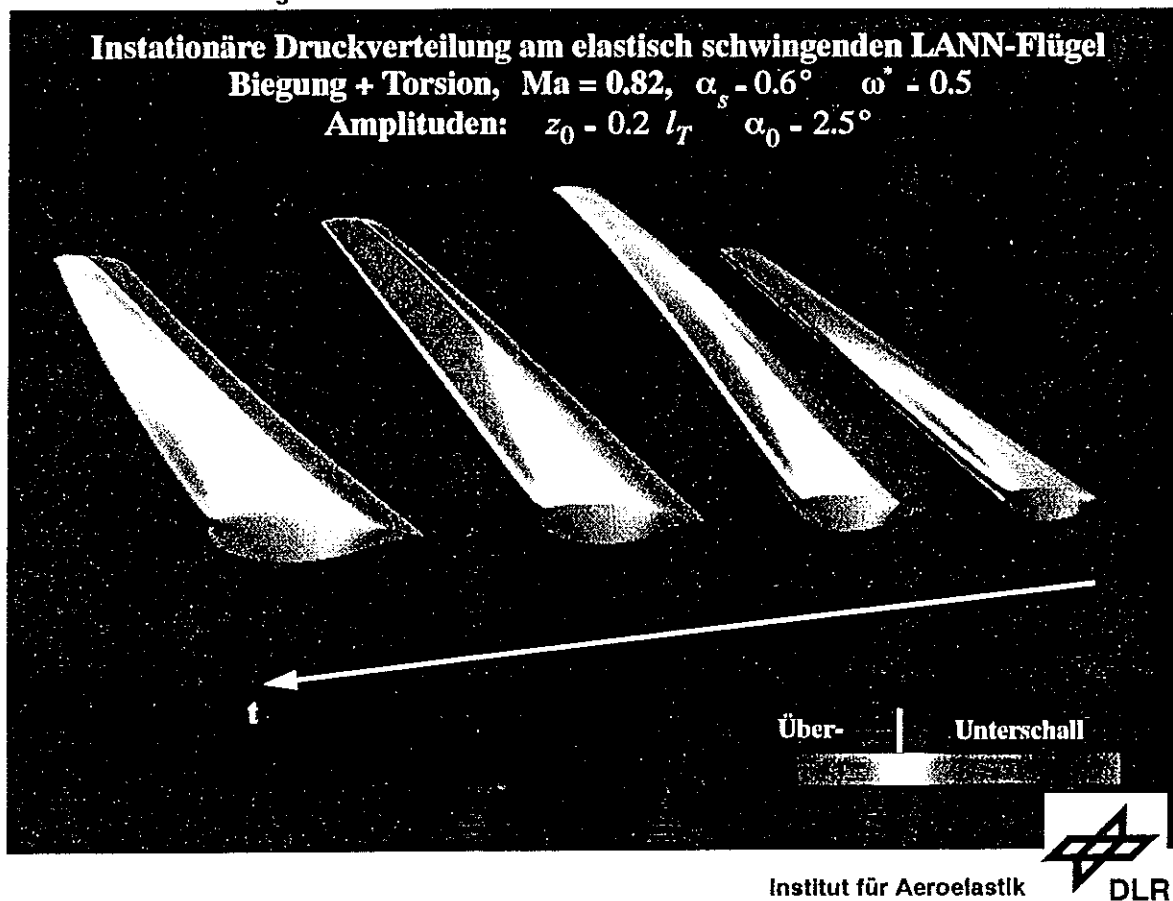
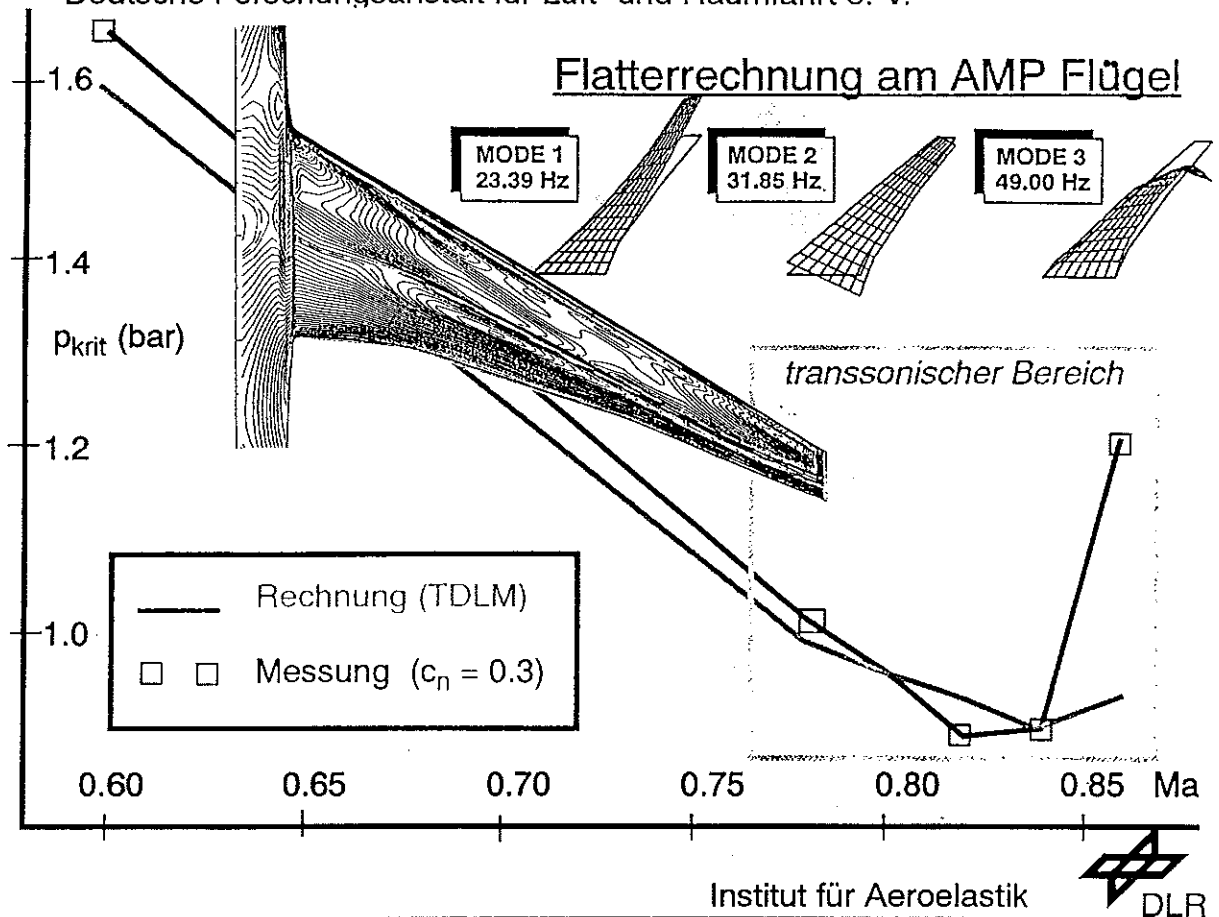
-17.0 N

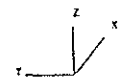
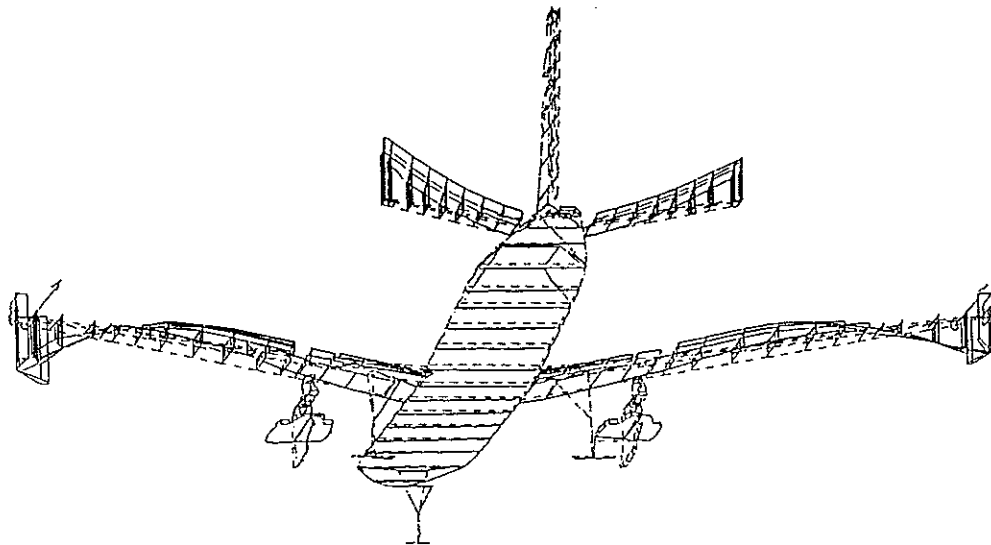
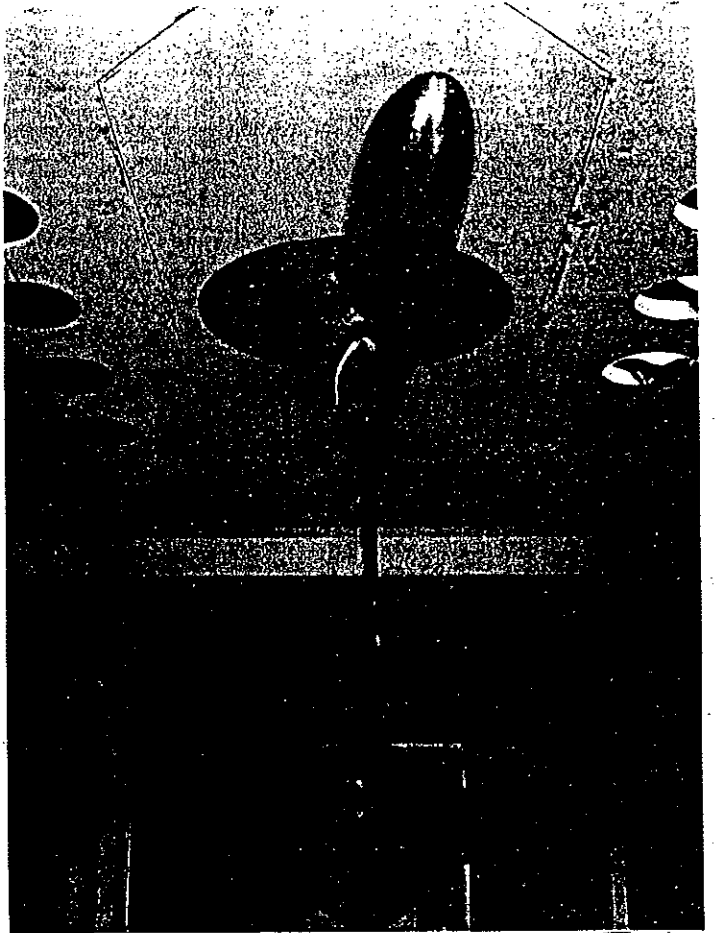


Static Aeroelastic



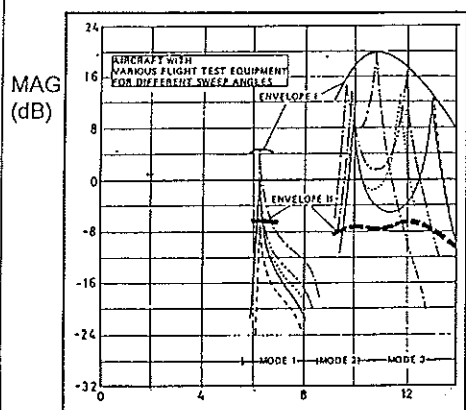
Roll effectiveness h_{roll} due to inner aileron deflection 07.09.1995





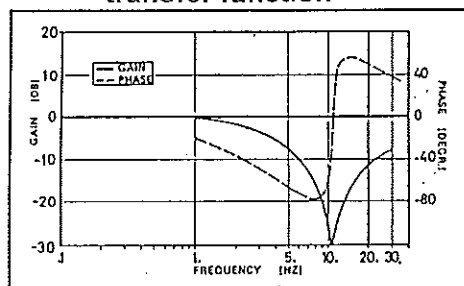
MODE CS03L2
 FREQUENCY 7.640 HZ

Structural Coupling and Structure Filter Design

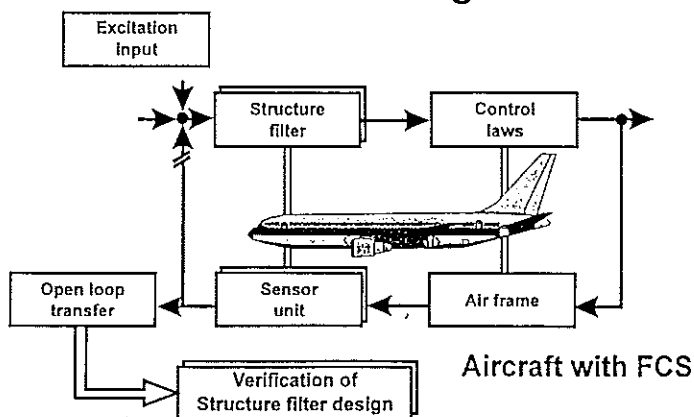


Frequency (Hz)

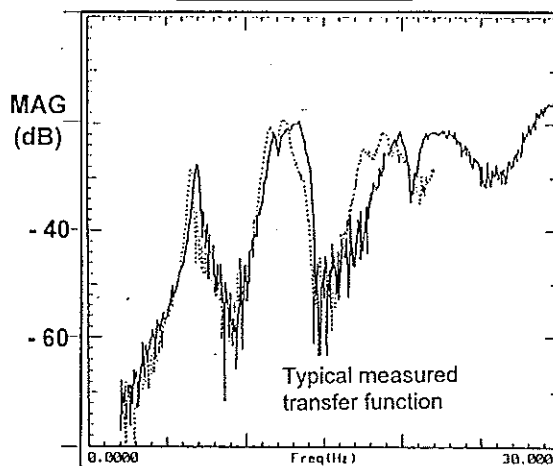
Open-loop transfer function



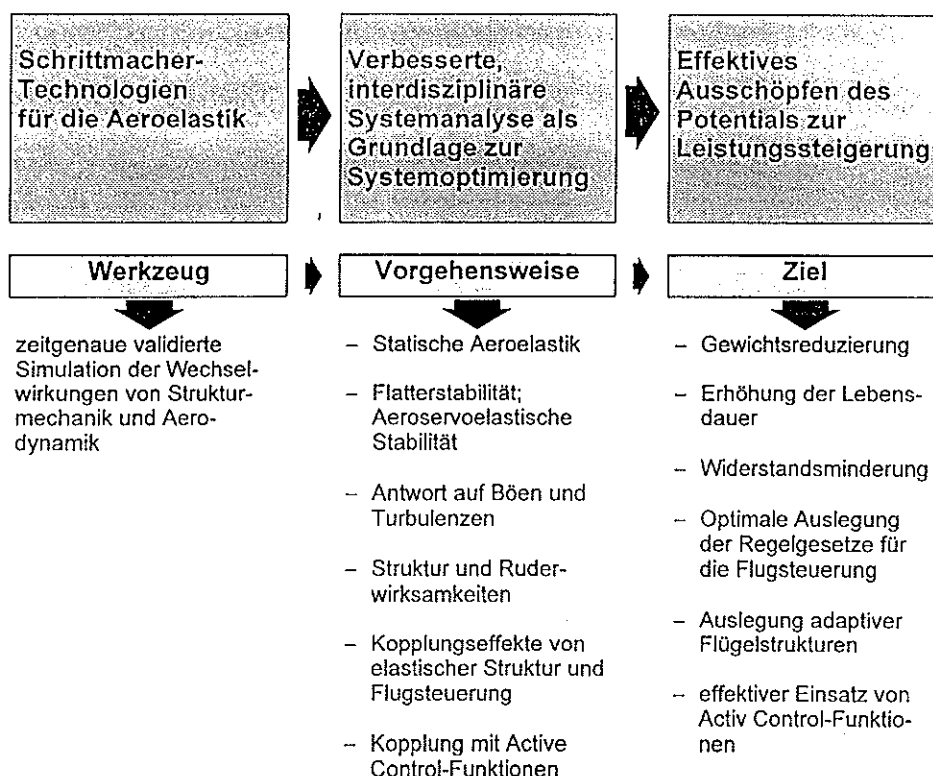
Typical structure filter



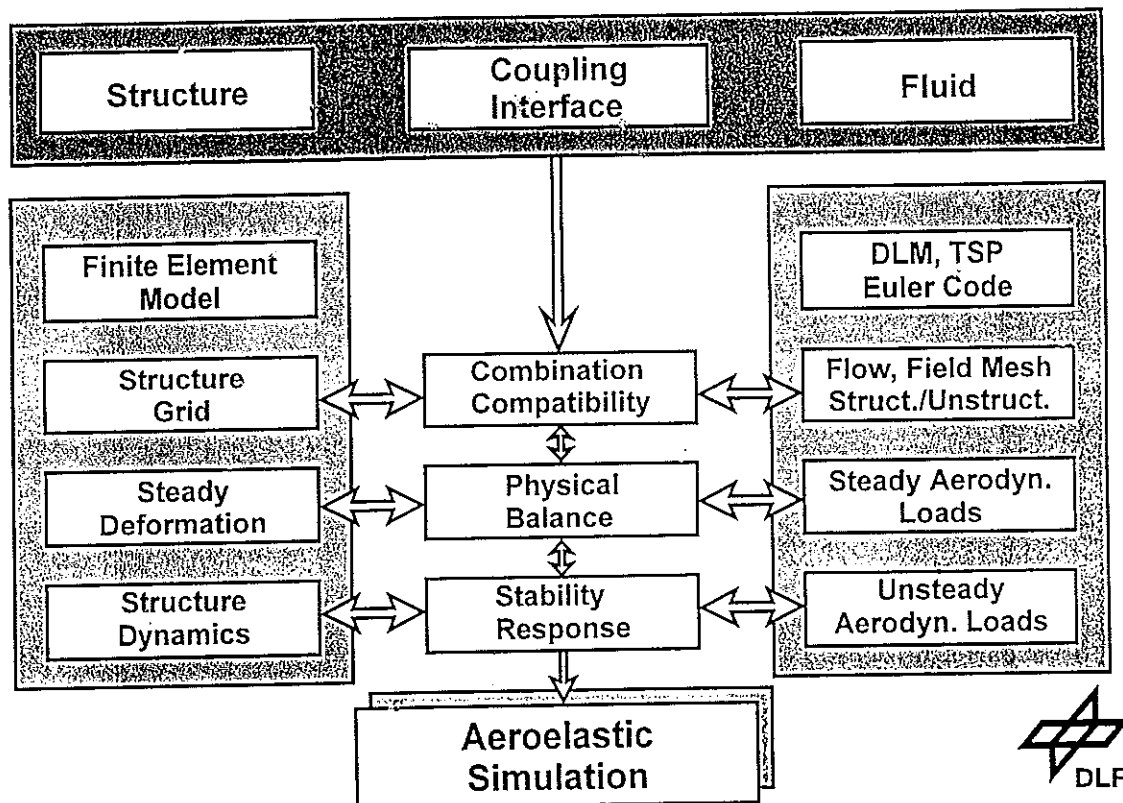
Aircraft with FCS



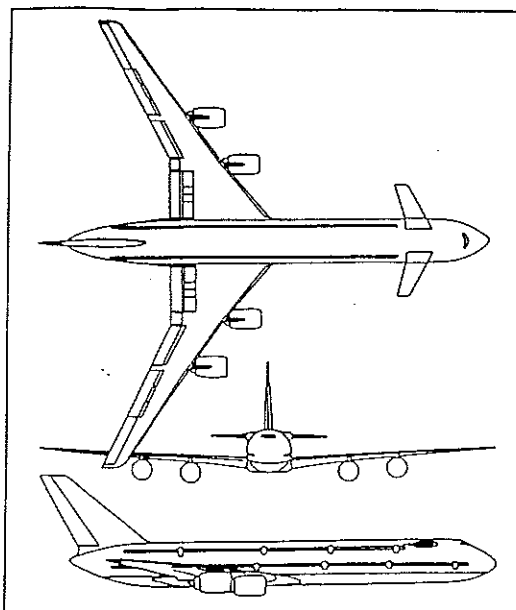
Typical measured transfer function



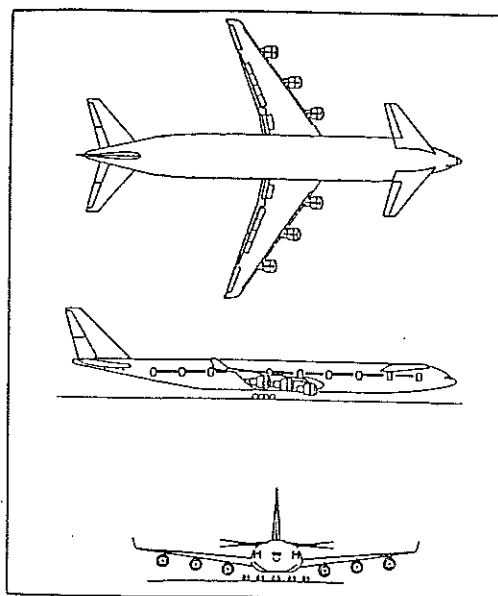
Structure Fluid Interaction



ALTERNATIVE DESIGN CONCEPTS FOR FUTURE ULTRA HIGH CAPACITY AIRCRAFT



Long-coupled canard UHCA design concept



Three-lifting-surface UHCA design concept

Zusammenfassung

- Zur Auslegung zukünftiger großer Transportflugzeuge wird zu einem wesentlich früheren Zeitpunkt eine sehr genaue Modellierung des Systems „fliegendes Flugzeug“ benötigt.
- Die Modellierung muß für die Flugmechanik und die Aeroelastik gemeinsam durchgeführt werden
- Bei der Profilauslegung sollte schon die Stoß-Grenzschicht-Interaktion mit der elastischen Struktur berücksichtigt werden (vermeiden von LCO)
- Konsequente multidisziplinäre Auslegungsmethoden vom Vorentwurf an
- Validierung der Codes und Entwicklungsprozesse

Genaue rechnerische Ermittlung des induzierten Widerstands für beliebige Auftriebskonfigurationen

1 Einleitung

2 Verfahrensbeschreibung

3 Berechnete Testfälle

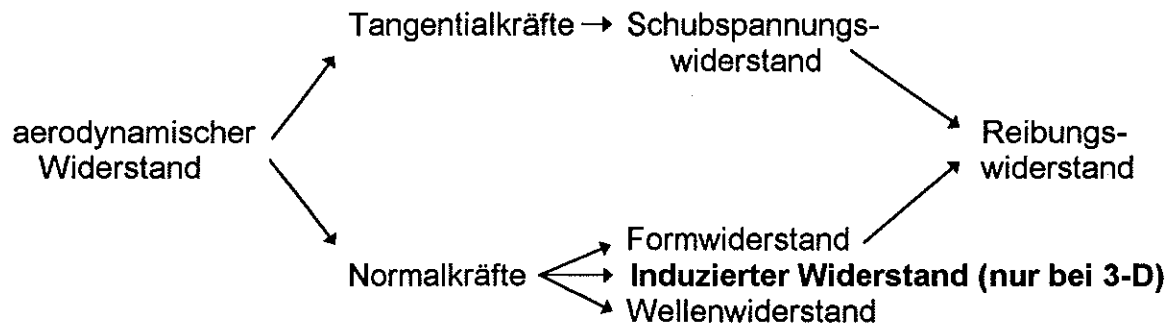
4 Induzierte Widerstandsproduktion

5 Zusammenfassung

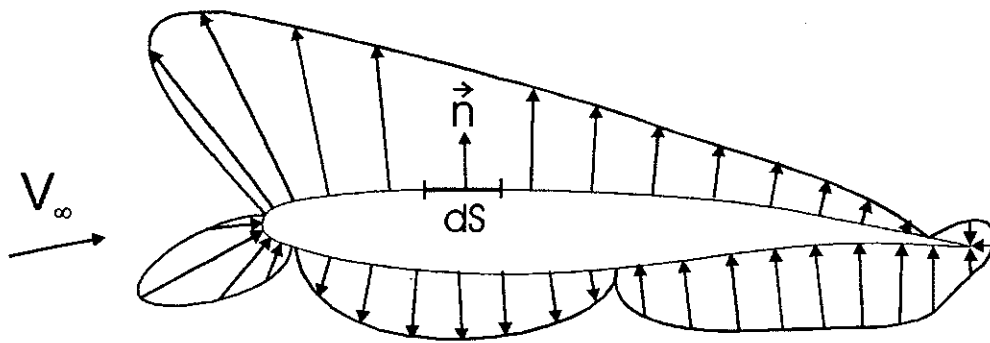


P. Kreuzer TH Darmstadt
S. Schmid-Göller DASA-Airbus
Bremen

1 Einleitung



Zusammensetzung der Widerstandsanteile



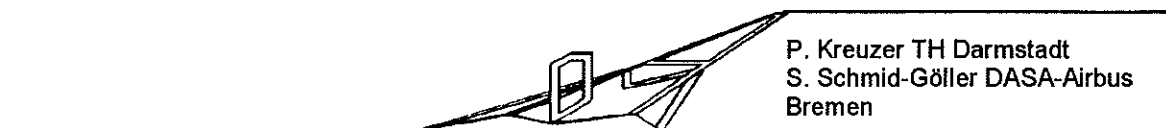
Druckverteilung an einem Profilschnitt

für reibungsfreie Strömung und $M_{\text{ört.}} < 1$ gilt für den induzierten Widerstand

$$W_i = \frac{\rho}{2} V_\infty^2 \iint_S c_p \vec{n} \cdot \frac{\vec{V}_\infty}{|\vec{V}_\infty|} dS$$

Nachteile der Druckintegration:

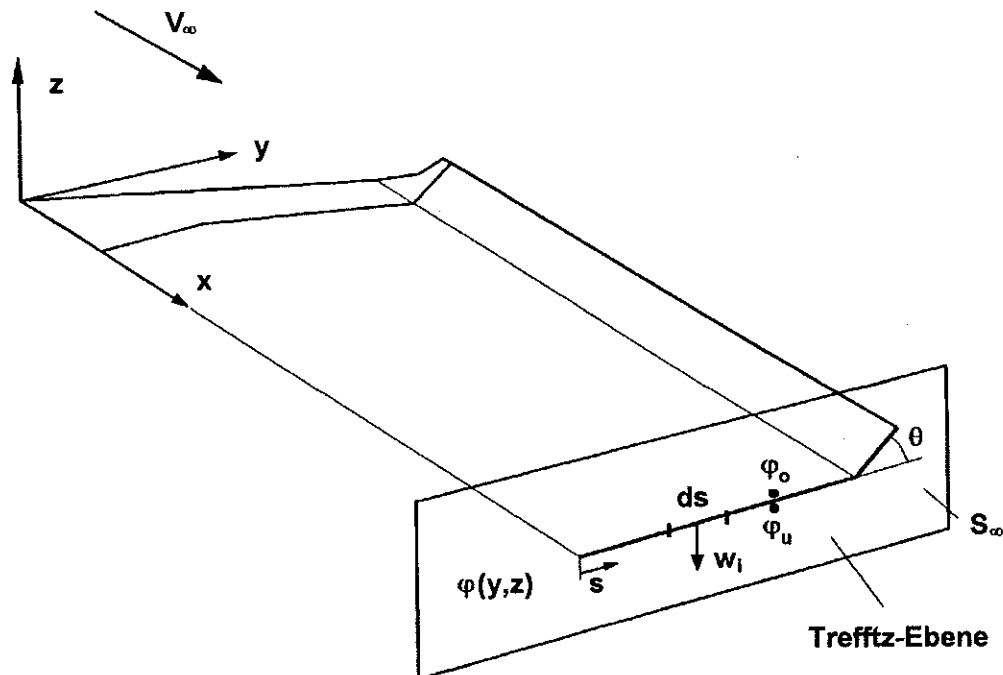
- hohe Konturauflösung notwendig
- Einfluß physikalischer Widerstandsmechanismen nicht mehr trennbar
→ keine gezielte Optimierung möglich



P. Kreuzer TH Darmstadt
S. Schmid-Göller DASA-Airbus
Bremen

1 Einleitung

→ alternative Berechnung des induzierten Widerstands aus Fernfeldbe-
trachtung (Trefftz-Ebene)

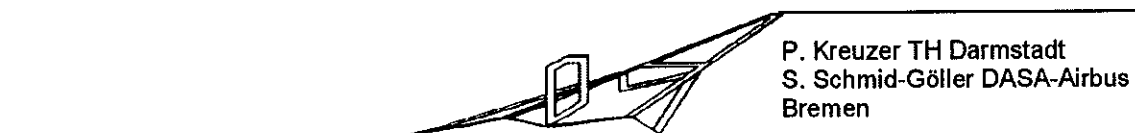


Spur der Wirbelschicht in der Trefftz-Ebene (Panelverfahren)

$$W_i = \frac{\rho}{2} \int_s (\varphi_o - \varphi_u) w_i(s) ds$$

mit

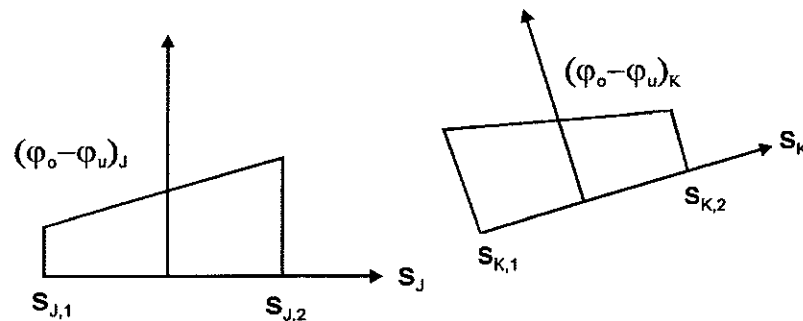
$$w_i(s) = \frac{1}{2\pi} \int_s \frac{d(\varphi_o - \varphi_u)}{ds'} \frac{ds'}{|\vec{r}_s - \vec{r}_{s'}|}$$



P. Kreuzer TH Darmstadt
S. Schmid-Göller DASA-Airbus
Bremen

2 Verfahrensbeschreibung

Betrachtung zweier diskretisierter Wirbelelemente in der Trefftz-Ebene:



induzierter Teilwiderstand des Elements J aufgrund Element K:

$$\Delta W_{i_{J,K}} = \frac{\rho}{4\pi} \int_{s_{J,1}}^{s_{J,2}} (\varphi_o - \varphi_u)_J \int_{s_{K,1}}^{s_{K,2}} \frac{d(\varphi_o - \varphi_u)_K}{ds_K} \frac{ds_K}{|\vec{r}_{s_J} - \vec{r}_{s_K}|} ds_J$$

Gesamter induzierter Widerstand:

$$W_i = \sum_{J=1}^N \sum_{K=1}^N \Delta W_{i_{J,K}}$$

1. Möglichkeit:

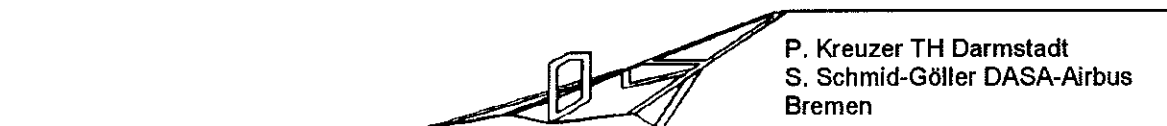
Abwind und Potentialsprung im jeweiligen Elementmittelpunkt bestimmen
→ einfaches Trefftz-Verfahren

2. Möglichkeit

Integral analytisch lösen

erstmalig Horstmann 1988 (Mehrfach-Traglinienverfahren)

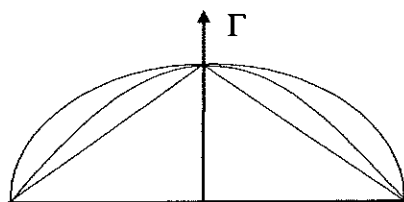
→ integrales Trefftz-Verfahren



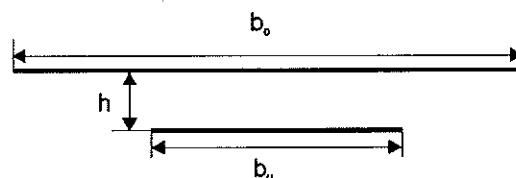
P. Kreuzer TH Darmstadt
S. Schmid-Göller DASA-Airbus
Bremen

3 Berechnete Testfälle

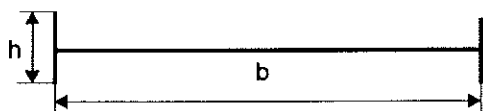
- Überprüfung der Trefftz-Verfahren anhand analytisch vorgegebener Auftriebsverteilungen



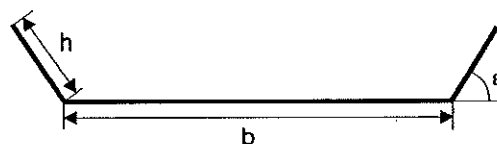
planarer Flügel mit linearer, parabolischer und elliptischer Auftriebsverteilung



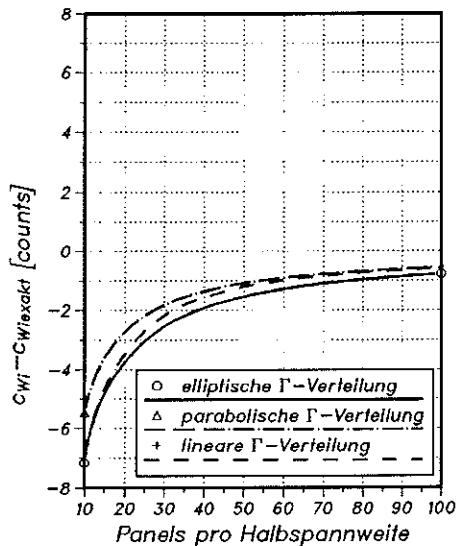
Doppeldeckeranordnung



Flügel mit Endscheiben

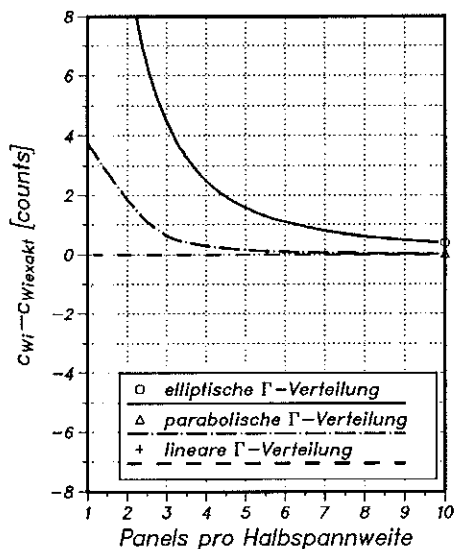


Flügel mit seitlichen Scheiben



einfaches Trefftz-Verfahren

($C_A=0.6$, $\Lambda=9$)



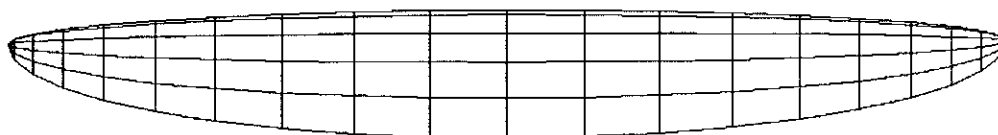
integrales Trefftz-Verfahren



P. Kreuzer TH Darmstadt
S. Schmid-Göller DASA-Airbus
Bremen

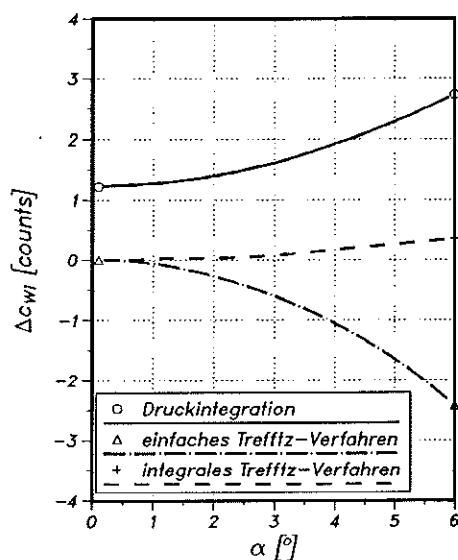
3 Berechnete Testfälle

→ Integrales Trefftz-Verfahren wurde auf die Ausgangsdaten des 3-D Panelcodes VSAERO (Vortex Separation AEROdynamics) angewandt



Flügel mit elliptischem Grundriß ($\alpha=4^\circ$, $\Lambda=7$, 10X10 Panels)	Druckintegration	einfaches Trefftz-Verfahren	integrales Trefftz-Verfahren
C_A	0.3522	0.3301	0.3301
C_{wi} [counts]	134.0 (56.4)	46.6 (49.5)	49.9 (49.5)
$ki=C_{wi}/(C_A^2/\pi \Lambda)$	2.3756 (1.0)	0.93965 (1.0)	1.00668 (1.0)

VSAERO-Rechnung, Vergleich mit Traglinientheorie

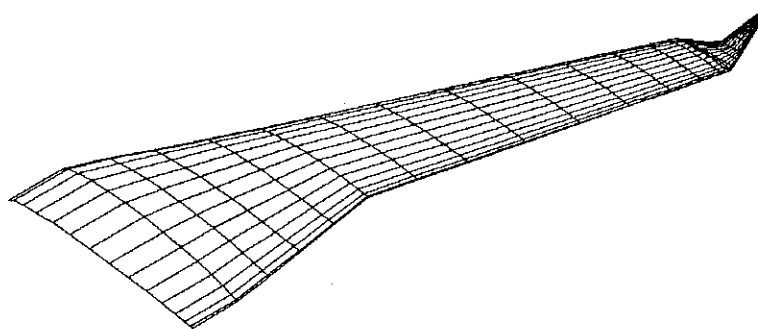


Flügel mit elliptischem Grundriß
VSAERO-Rechnung, Abweichung
von der Tragflächentheorie ($\Lambda=8.96$,
52x25 Panels)



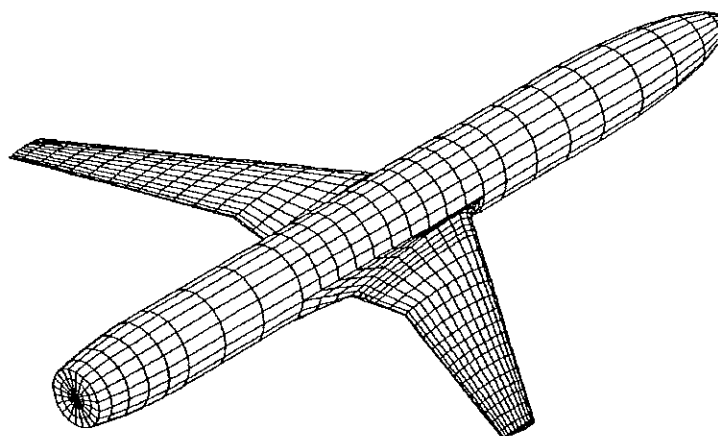
P. Kreuzer TH Darmstadt
S. Schmid-Göller DASA-Airbus
Bremen

3 Berechnete Testfälle



Flügel A300 B2/B4 mit Winglets (30x22 Panels, $\Lambda=7.72$)

Flügel A300 B2/B4 mit Winglets ($\alpha=2.5^\circ$, $\Lambda=7.72$) Rechnung VSAERO	Druckintegration	einfaches Treffitz-Verfahren	integrales Treffitz-Verfahren
C_A	0.5155	0.5033	0.5036
C_{Wi} [counts]	122.7	91.3	92.4
$ki=C_{Wi}/(C_A^2/\pi \Lambda)$	1.11969	0.87367	0.88350



Flügel-Rumpfanordnung LB 435 (941 Panels, $\Lambda=6.58$)

Flügel-Rumpfanordnung (LB 435) ($\alpha=2.06^\circ$, $\Lambda=6.58$) Rechnung VSAERO	Druckintegration	einfaches Treffitz-Verfahren	integrales Treffitz-Verfahren
C_A	0.4601	0.4525	0.4508
C_{Wi} [counts]	86.2	98.6	101.9
$ki=C_{Wi}/(C_A^2/\pi \Lambda)$	0.84149	0.99502	1.03590



P. Kreuzer TH Darmstadt
S. Schmid-Göller DASA-Airbus
Bremen

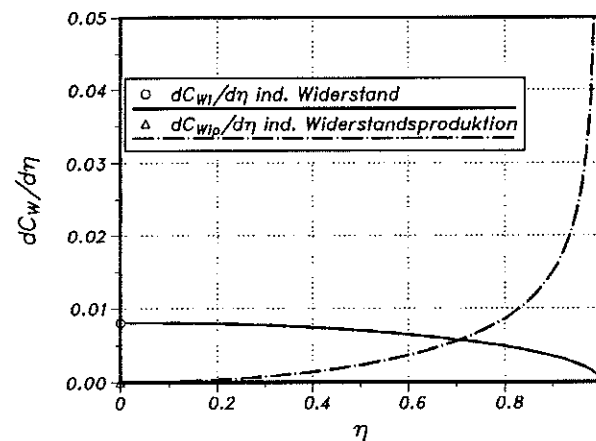
4 Induzierte Widerstandsproduktion

$\Delta W_{i,J,K}$: ind. Widerstand des Elements J aufgrund Element K

$$W_i = \sum_{J=1}^N \sum_{K=1}^N \Delta W_{i,J,K} \left| : \frac{\rho}{2} V_{\infty}^2 S_{\text{Ref}} \right.$$

$$C_{W_i} = \underbrace{\sum_{K=1}^N \Delta C_{W_{i,1,K}}}_{\text{örtlicher induzierter Widerstand des Elementes J=1 aufgrund aller Elemente K}} + \sum_{K=1}^N \Delta C_{W_{i,2,K}} + \dots$$

$$C_{W_i} = \underbrace{\sum_{J=1}^N \Delta C_{W_{i,J,1}}}_{\text{örtlicher induzierter Widerstand auf alle Elemente J aufgrund des Elementes K=1 (Widerstandsproduktion)}} + \sum_{J=1}^N \Delta C_{W_{i,J,2}} + \dots$$



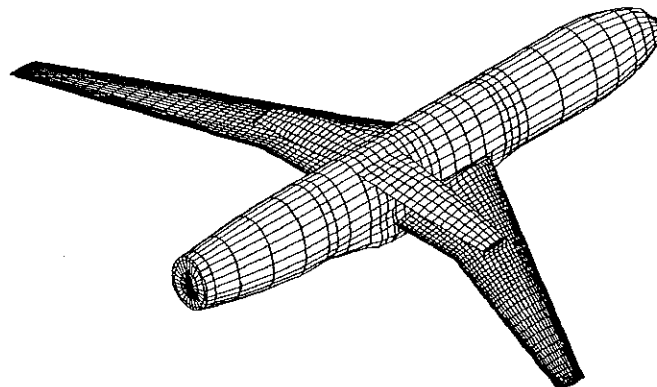
induzierter Widerstand und induzierte Widerstandsproduktion im Falle elliptischer Zirkulationsverteilung
($C_A=0.6$, $\Lambda=9$)

induzierte Widerstandsproduktion ist nur mit integralem Trefftz-Verfahren
ermittelbar !

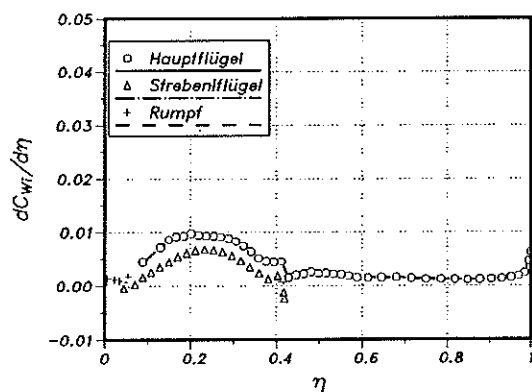


P. Kreuzer TH Darmstadt
S. Schmid-Göller DASA-Airbus
Bremen

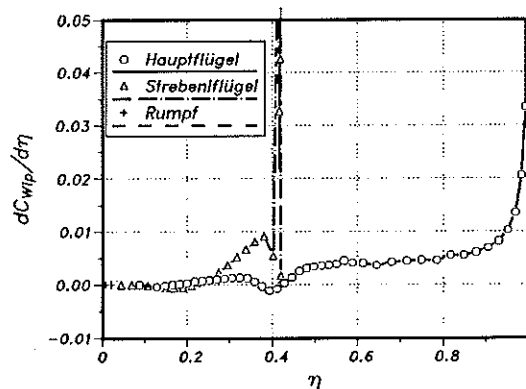
4 Induzierte Widerstandsproduktion



Flügel-Rumpfanordnung mit Strebenflügel (3088 Panels, $\Lambda=9.3$)



induzierter Widerstand für Flügel-Rumpfanordnung mit Strebenflügel ($C_A=0.5198$, $\Lambda=9.3$) - Rechnung VSAERO mit integralem Trefftz-Verfahren



induzierte Widerstandsproduktion für Flügel-Rumpfanordnung mit Strebenflügel ($C_A=0.5198$, $\Lambda=9.3$) - Rechnung VSAERO mit integralem Trefftz-Verfahren



P. Kreuzer TH Darmstadt
S. Schmid-Göllner DASA-Airbus
Bremen

5 Zusammenfassung

- Ermittlung des induzierten Widerstands ist über die Druckintegration zu ungenau → Trefftz-Verfahren
- Überprüfung zweier Trefftz-Verfahren anhand analytisch vorgegebener Auftriebsverteilungen
- integrales Trefftz-Verfahren ist eine Größenordnung genauer als einfaches Trefftz-Verfahren
- integrales Trefftz-Verfahren ermöglicht Aussagen über die induzierte Widerstandsproduktion → Optimierungshinweise für den Entwurf
- Trefftzverfahren prinzipiell auf aus Euler- und Navier-Stokesverfahren gewonnene Auftriebsverteilungen anwendbar (teilweise Vernachlässigung des Aufrollvorganges)



P. Kreuzer TH Darmstadt
S. Schmid-Göller DASA-Airbus
Bremen

Workshop

Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung

Bewertungskriterien für die Produktdefinition

Hans Schnieder
DASA - Airbus Hamburg

Technologiezentrum Hamburg - Finkenwerder 13. November 1995

EZ 15 11/95 Schnieder

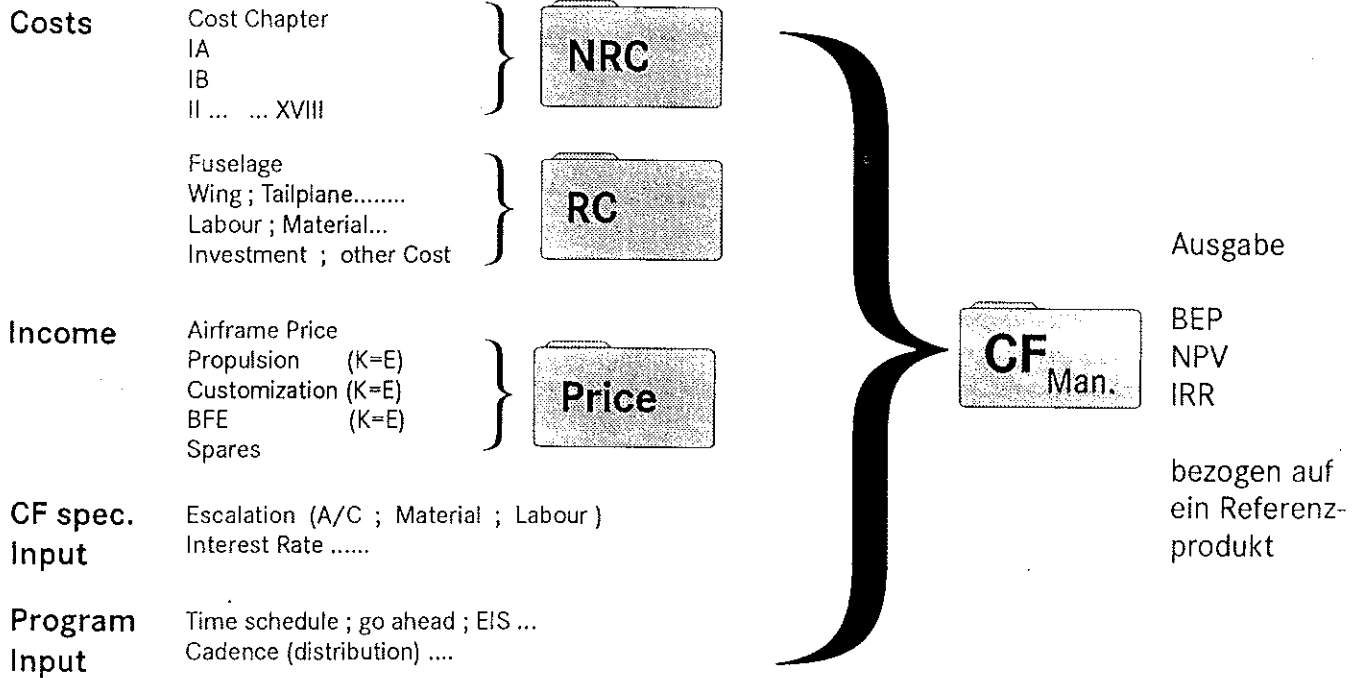
FL\VORTÄGE\DGLR PRE

Bewertungskriterien für die Produktdefinition



Bewertungskriterien für die Produktdefinition

Herstellerinteressen



Bewertungskriterien für die Produktdefinition

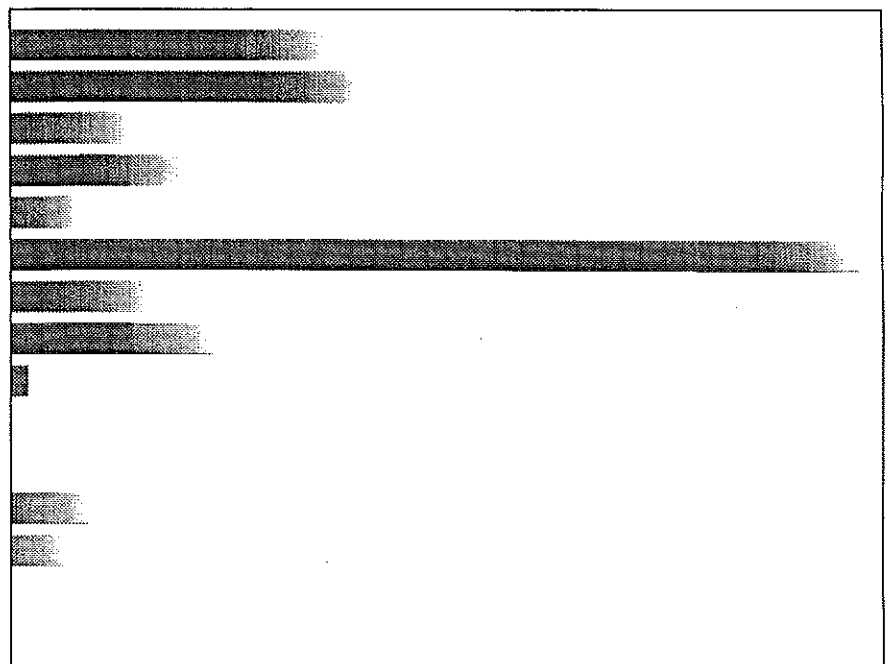
NRC Aufteilung

NRC

NRC-Distribution of an All-New A/C (principle)

Cost Chapter

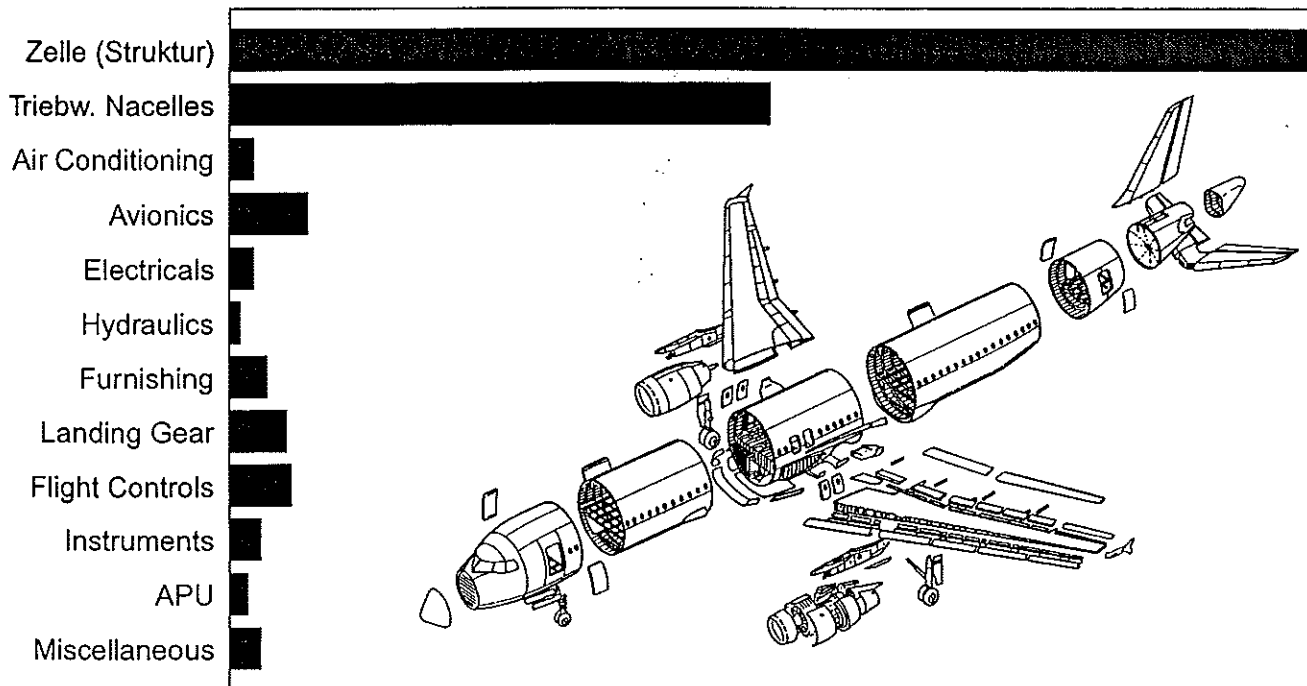
- 1A Non Specific Design
- 1B Specific Design
- 2 Windkanal
- 3 Strukturtests
- 4 Systemtests
- 7 Vorr. u. Mock-ups
- 8 Prototypen
- 9 Flugerprobung
- 10 Mod.aus Flugerprob.
- 11 Ground Support Equip
- 12 Ersatzteile
- 13 Dokumentation
- 14 Verschiedenes
- 16 Betreuung n.Zulass.
- 18 Refurbishing



Bewertungskriterien für die Produktdefinition

RC- Aufteilung

RC



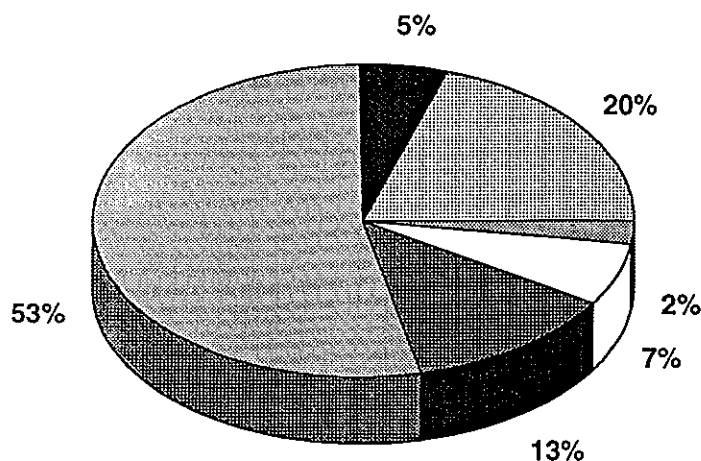
EZ 15 11/95 Schnieder

FL\VORTRÄGE\DGRLR.PRE

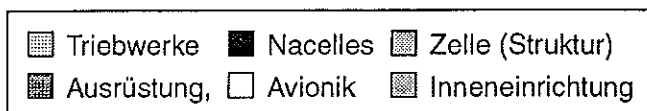
Bewertungskriterien für die Produktdefinition

Wertaufteilung des Flugzeugpreises

Price

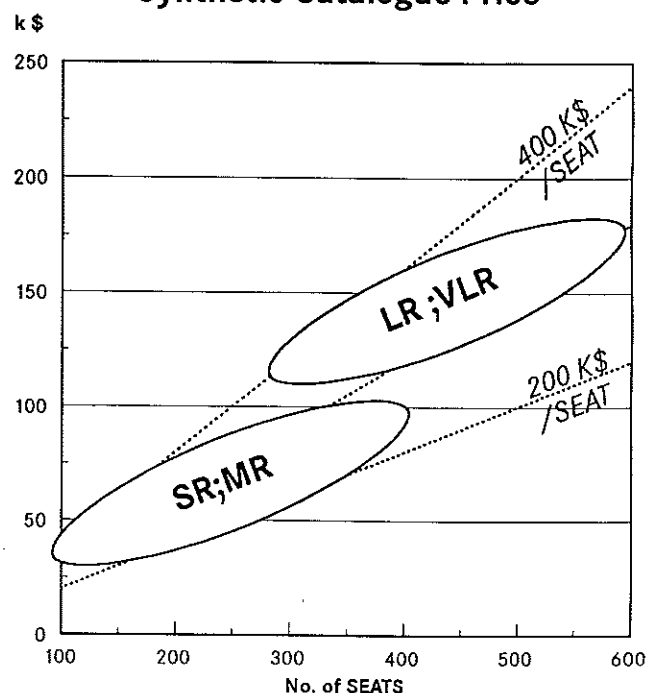


Beispiel Kurzstreckenflugzeug



EZ 15 11/95 Schnieder

Synthetic Catalogue Price



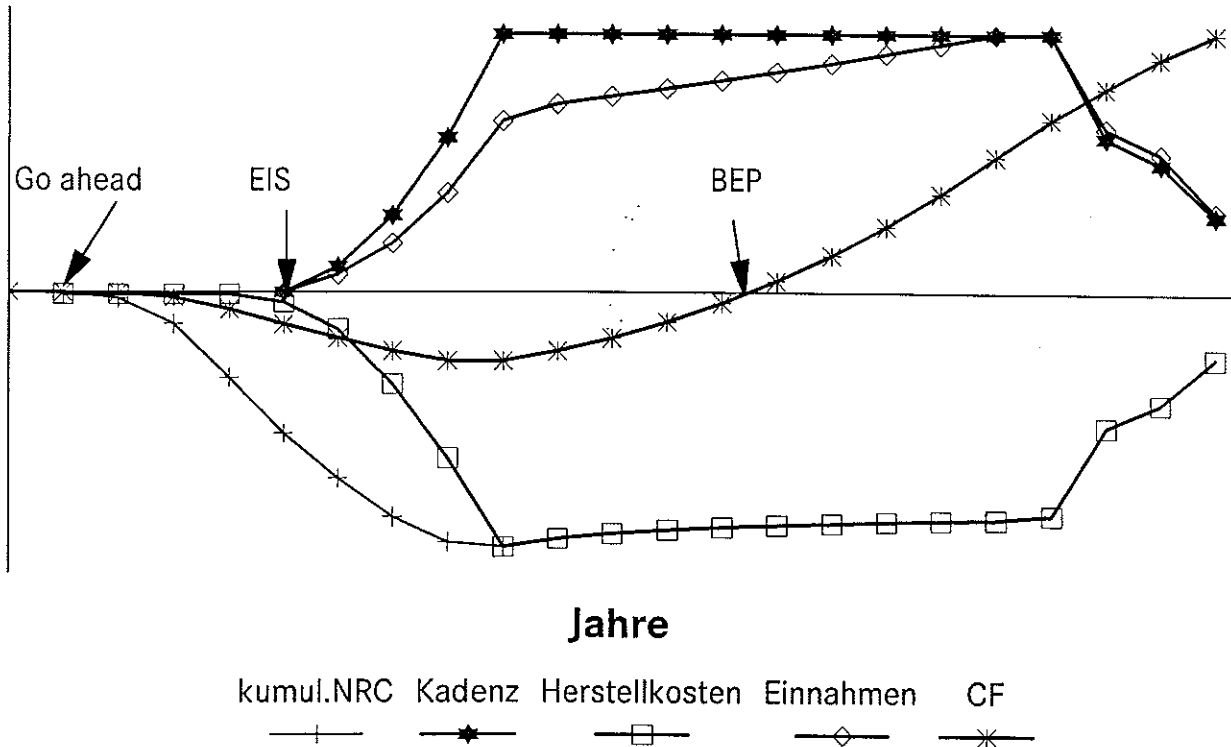
FL\VORTRÄGE\DGRLR.PRE

Bewertungskriterien für die Produktdefinition

Prinzipieller Cash Flow Verlauf

+\$

CF
Man.



EZ 15 11/95 Schnieder

FL\VORTRÄGE\DGLR.PRE

Bewertungskriterien für die Produktdefinition

Betreiberinteressen

Costs

Cash Direct Operating Exp.
Crew Costs
Maintenance Costs
Ownership Costs

DOC

Passenger related IOC
Cargo related IOC
Crew Training
Ground Property & Equipm.
General & Administrative

IOC

Income

Revenue
Load Factor
Net structure
Fleet structure

Operation

CF spec. Input

Escalation (Revenue ; Fuel ; Other ..)
Interest Rate
Ageing Aircraft
Residual Value

CF
Airline.

Ausgabe

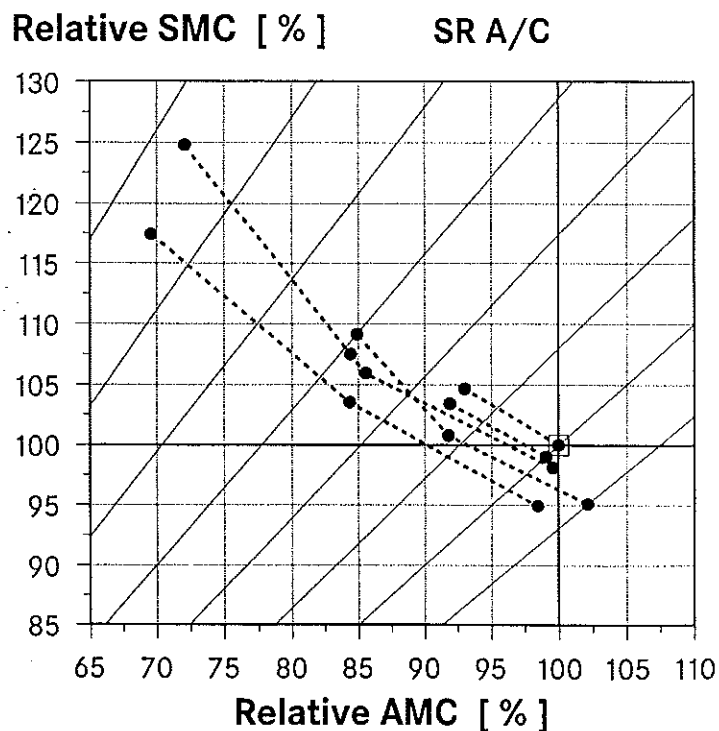
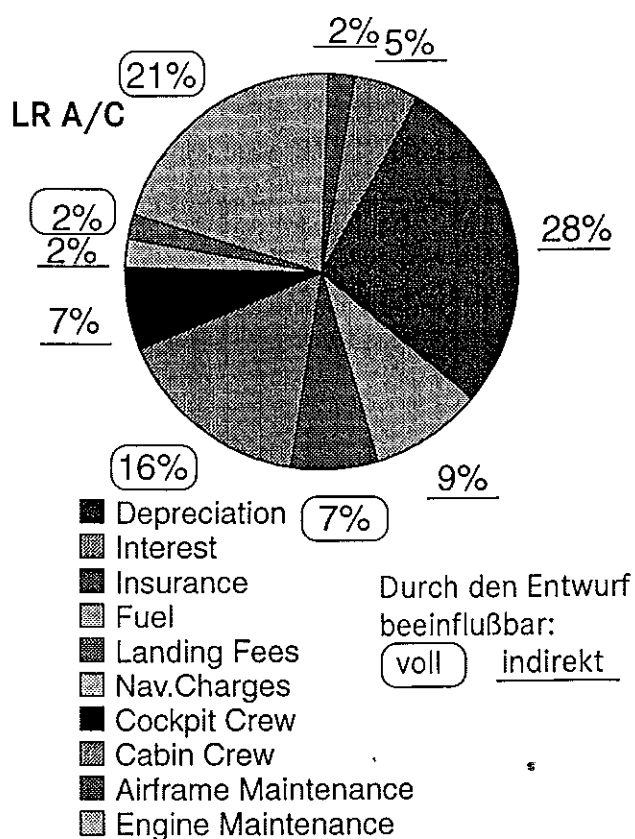
BEP
NPV
IRR

bezogen auf
ein Referenz-
produkt

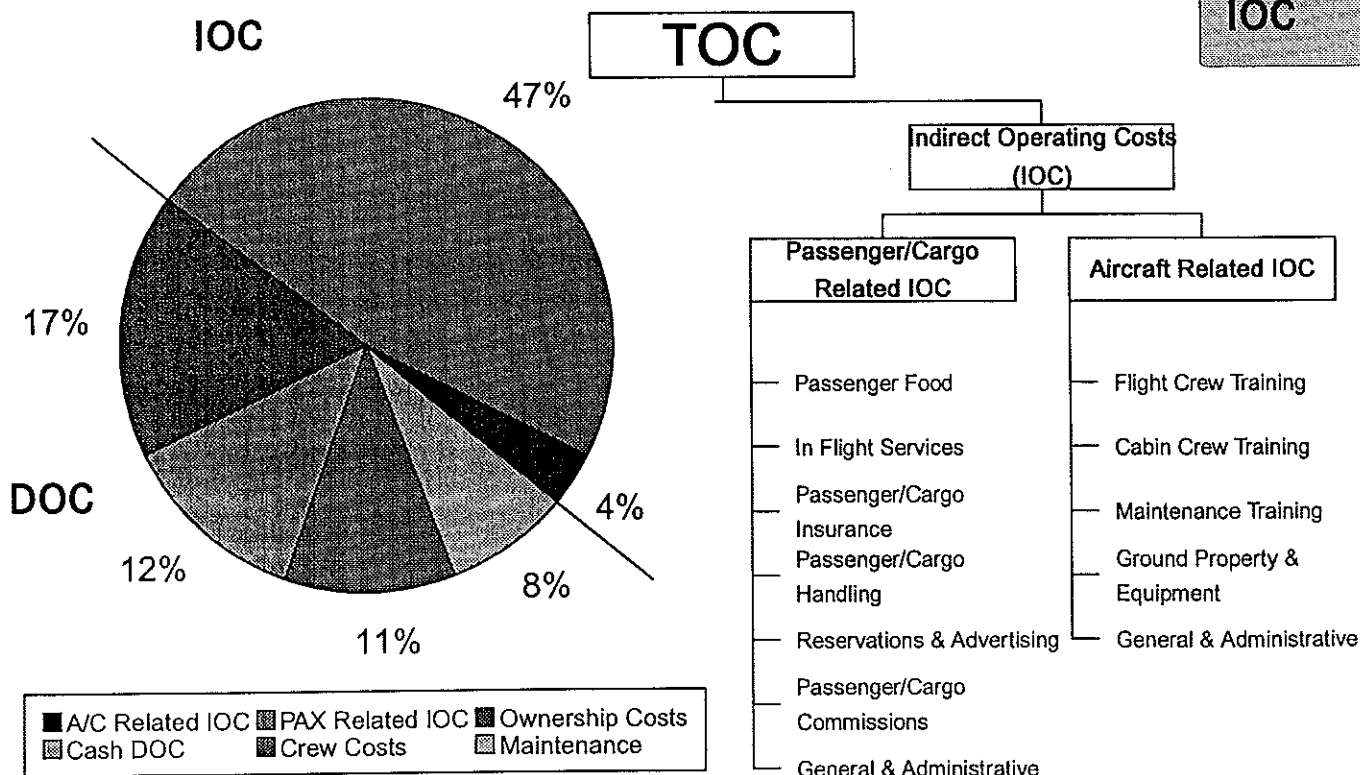
EZ 15 11/95 Schnieder

FL\VORTRÄGE\DGLR.PRE

Bewertungskriterien für die Produktdefinition

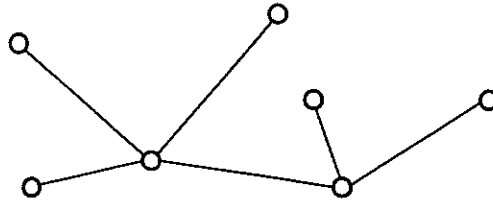


Bewertungskriterien für die Produktdefinition



Operation

Netzplan



Dynamische DOC Berechnung

(Ergänzung der statischen City-pair - DOC Betrachtung)

Simulation des Flugzeugeinsatzes

Crew Einsatzplanung

Optimierung der Einsatzbedingungen (demand driven dispatch)

Flexibilität des Entwurfs

Kommonalitätseffekte

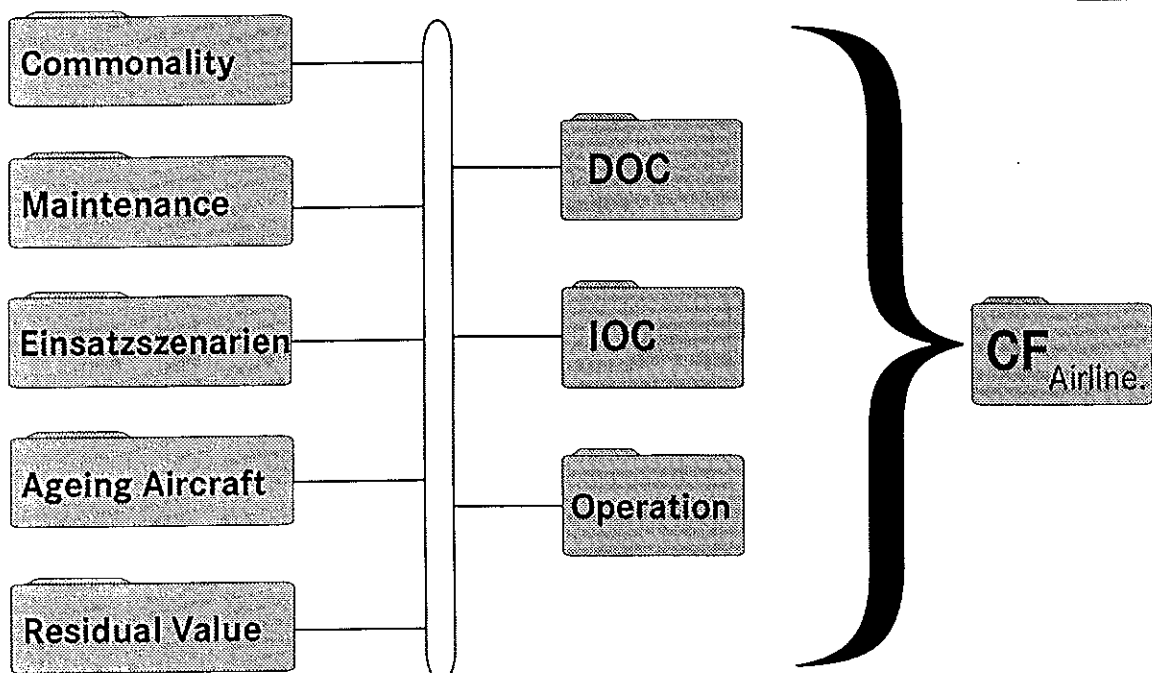
Quantifizierung der `Turn around` Zeiten

Gewinnoptimierung durch optimalen Flotteneinsatz

Bewertungskriterien für die Produktdefinition

Tools

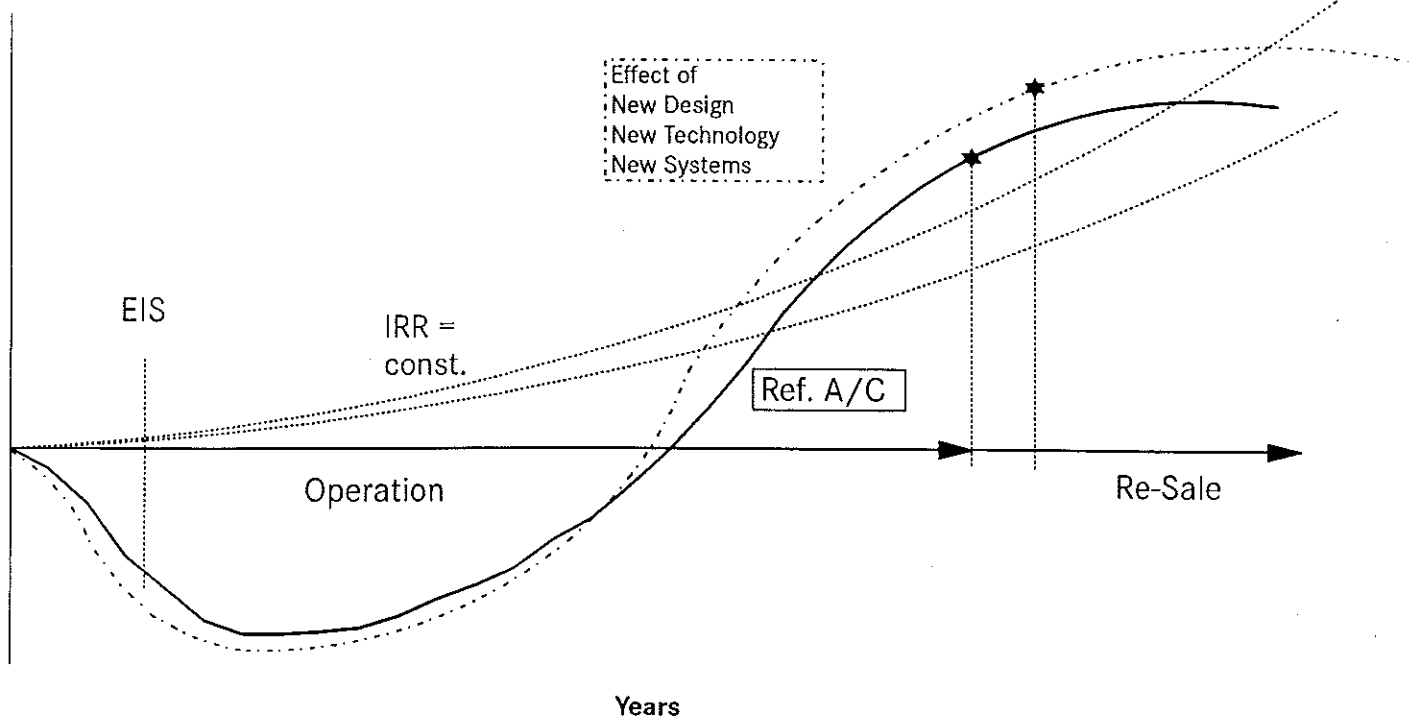
Betreiberinteressen



Airline Cash Flow (principle)

CF
Airline

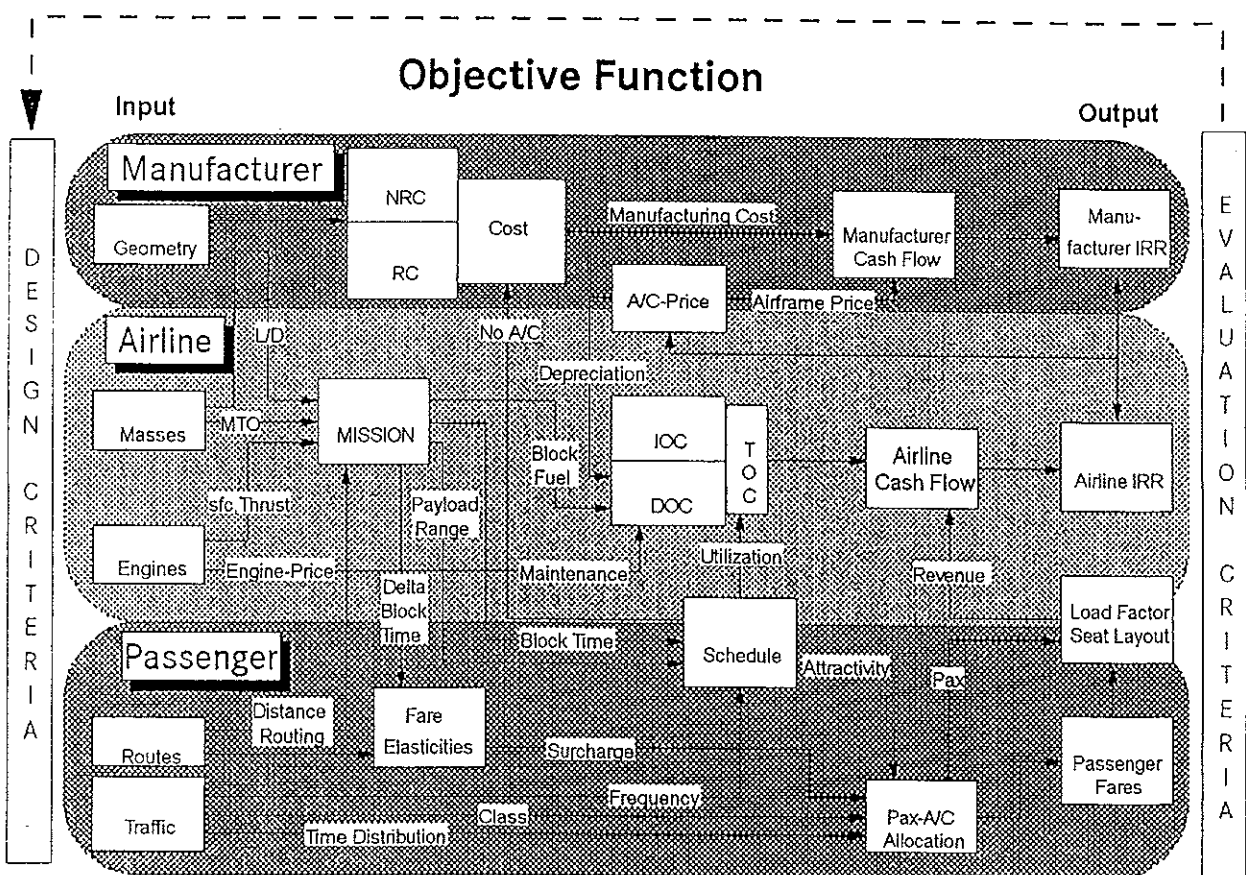
Cum. Cash Flow



EZ 15 11/95 Schnieder

FL\VORTRÄGE\DGRLR.PRE

Bewertungskriterien für die Produktdefinition

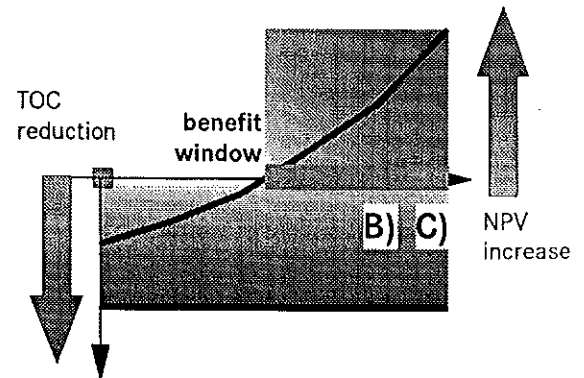
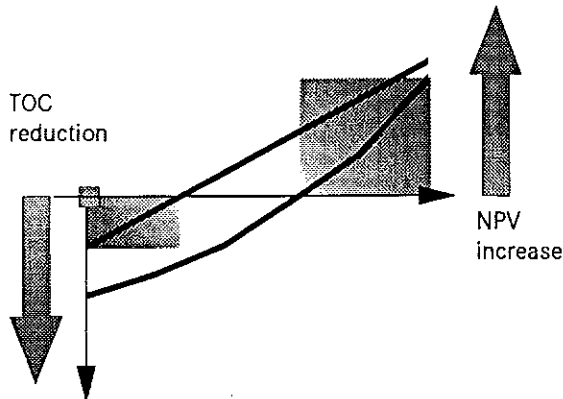
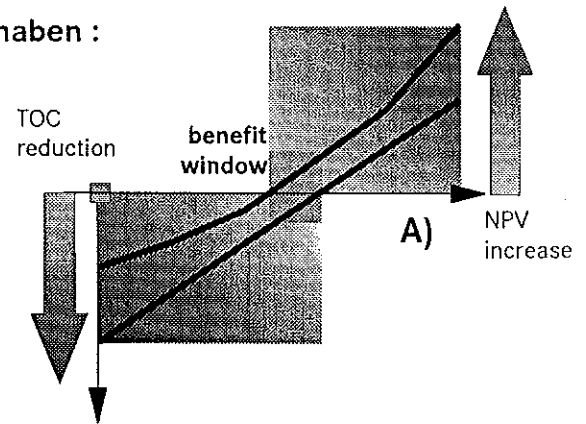


EZ 15 11/95 Schnieder

FL\VORTRÄGE\DGRLR.PRE

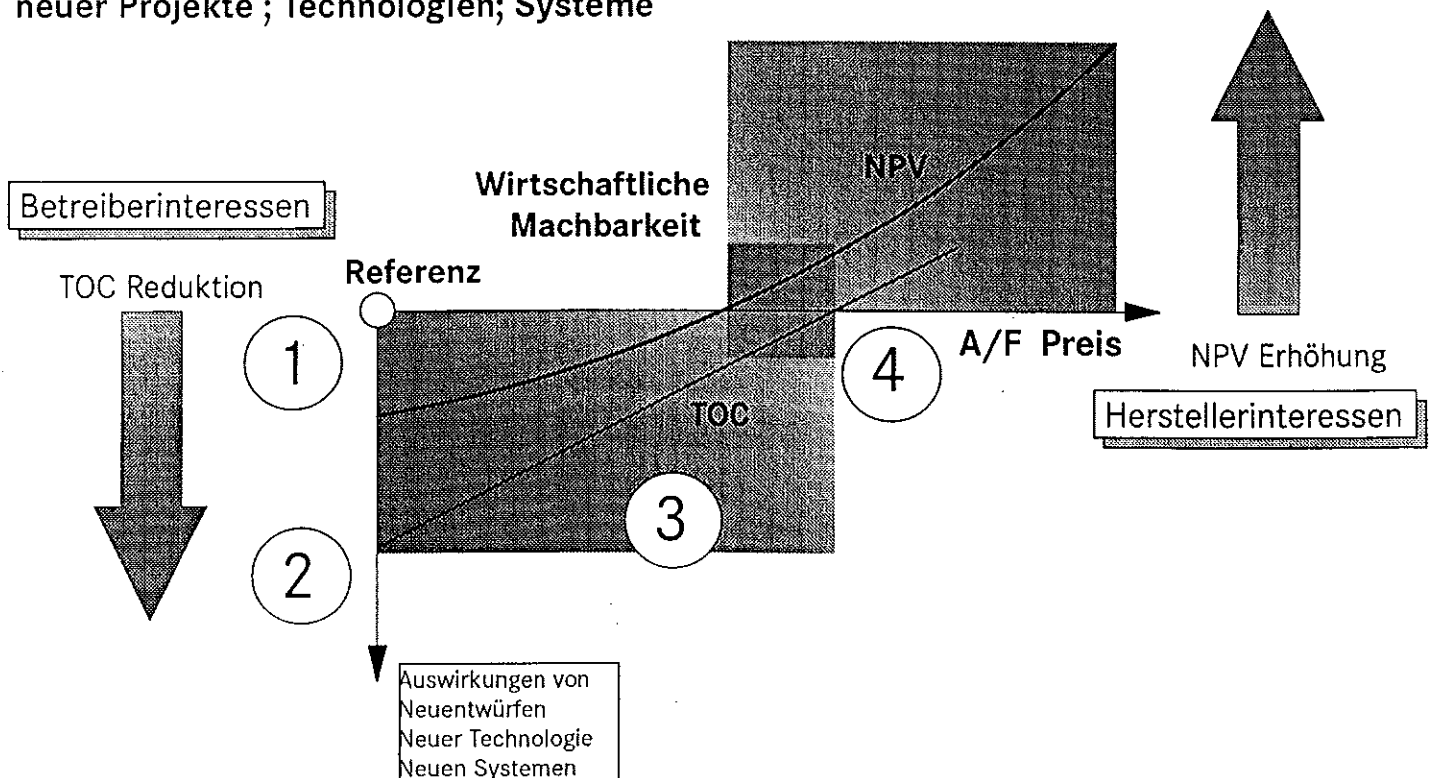
Ein positiver Einfluß auf den Cash Flow des Herstellers haben :

- A) **Erhöhung des Einkommens**
A/F Preis Erhöhung
Verringerung des Rabattsystems
- B) **Kostenreduktion**
NRC Reduction
RC Reduction
- C) **Erhöhung der Attraktivität**
Anzahl der zu bauenden A/C



Bewertungskriterien für die Produktdefinition

Vorgehensweise bei der Bewertung neuer Projekte ; Technologien; Systeme

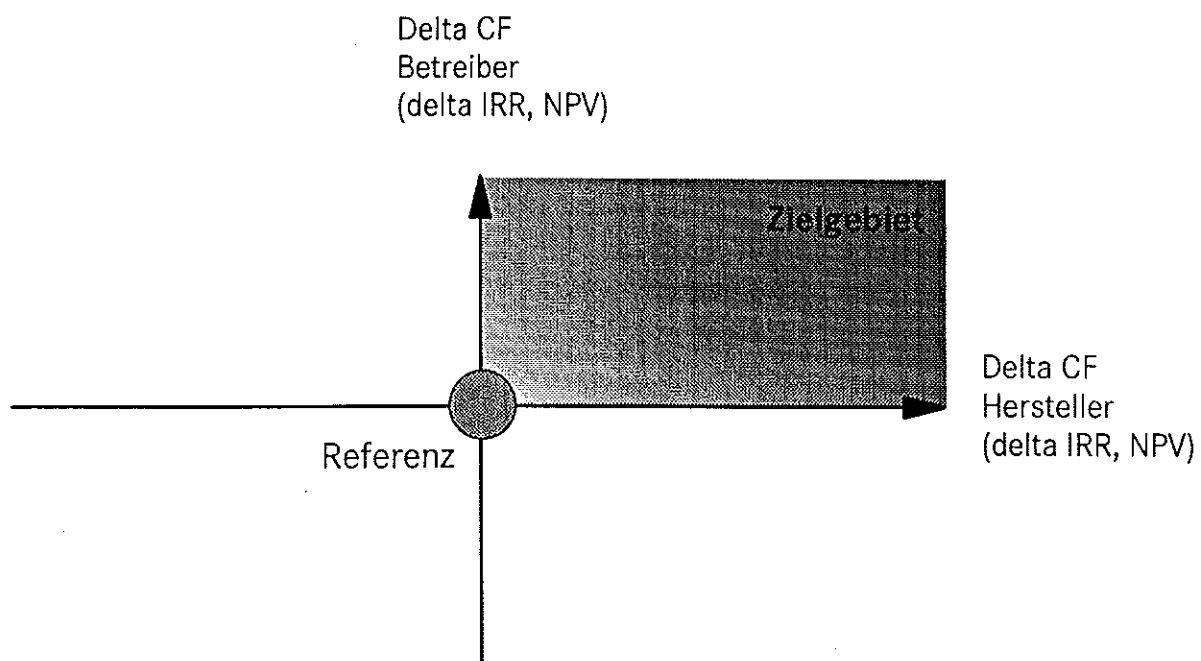


Vorgehensweise bei der Bewertung neuer Projekte ; Technologien; Systeme

Schritt	Betreiber	Hersteller
① Definition der Referenz (A/C Projekt; Technologie; System...)	ref. TOC	ref. CF
② Einfluß der Modifikation, Technologie; Projektauslegung (bei konst. A/F Preis)	delta TOC max Vorteil	delta NRC, RC Änderung der result. CF - Ergebnisse
③ Anheben des A/F Preises um die geänderten Hersteller- kosten zu decken	reduzierter TOC Vorteil	Verbesserungen der result. CF - Ergebnisse
④ Bewertung Wirtschaftlich attraktiv, wenn :	result. TOC < ref. TOC	result. CF(NPV) > ref. CF(NPV)

Bewertungskriterien für die Produktdefinition

Darstellung des Zielgebietes bei der Bewertung neuer Projekte ; Technologien; Systeme



Teil 3:

**Teilaspekte des Projektentwurfs;
Entwurfswerkzeuge zum Thema
Überschall und Hyperschall**

Berechnungsverfahren zur Gewichtsprognose der Tragflügel-Primärstruktur von Transportflugzeugen im Vorprojekt

Wing primary structure weight estimation of transport aircraft in the pre-development phase

Dr.-Ing. Roland Kelm, Dipl.-Ing. Martin Läßle, Dipl.-Ing. Michael Grabietz

Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH, Hamburg
Michael Grabietz Engineering, Schmallenberg

Abstract

Accurate weight prognosis without powerful software tools is becoming an almost hopeless task. In the pre-development phase of modern transport aircraft the geometry is not fixed and many parameter studies have to be performed. The wing of the plane has to be optimized to minimize the operating costs.

The wing weight is directly influenced by geometrical changes and the materials used. A precise and reliable wing weight prognosis method is the basis for the assessment of the viability of a plane.

The software tool FAME-W (Fast and Advanced Mass Estimation of Wings) is described with emphasis on the multidisciplinary character of the computer approach.

In the pre-development phase of an aircraft only limited knowledge of the design is available. For a qualified wing weight estimation the dimensioning load cases, the structural layout and other essential information must be quantified.

To consider all important physical effects in an acceptable time, an analytical/numerical algorithm based on the classical theory of multicellular shells, beam and structural instability theory extended by the calculation of special effects like warping was chosen.

The aerodynamics are taken into account by an integrated software module. A module for the calculation of the structural deformation allows the dimensioning of the elastic structure including the recalculation of the aerodynamic loads.

1 Introduction

The future projects in aircraft industry require effective weight prediction. Particularly the event of the development of a very large civil transporter (VLCT) confronts the weight engineers with an enormous amount of new questions.

For a 600 seater with a max. take off weight of more than 500 tons and a span of 80 metres weight estimations based on empirical or statistical assumptions are no longer valid. Strong nonlinearities must be taken into account and the accuracy of the weight prediction, even in the pre-project phase, has to be very high.

For the VLCT a wing weight of 85 tons is expected. An error of 3% in the wing weight prediction corresponds to the weight of 30 passengers. Also before the design is frozen and before the 'Go ahead', de-

sign changes, parameter variations and sensitivity studies, performed to optimize the plane, must be recognized. Fast answers to design changes with a high level of accuracy are therefore essential during the pre-development phase.

The wing weight is dominated by the primary structure since the wing box includes round about 70% of total wing structure weight. The precise weight estimation of the wing primary structure is the topic of this report.

As the geometry and the loads (due to aeroelastic effects) are not fixed, the application of finite element methods (FEM) and complex aerodynamic methods like Navier-Stokes codes is not recommended, since it requires an enormous effort in computer hardware and computing time.

A more reasonable approach is the precise use and combination of classical theories with suitable extensions and improvements. Thus, former restrictions in the application of these theories are pushed to a point where all important physical effects for the wing weight estimation are covered.

Following this approach a very effective solution regarding accuracy, speed and cost has been found. At Daimler-Benz Aerospace in Hamburg the program system FAME (Fast and Advanced Mass Estimation) is developed.

The first finished part of FAME is FAME-W (FAME-Wing) which is detailed in this paper.

2 Program Concept

For compatibility reasons as well as for obtaining a clear program structure, the new mass estimation program FAME consists of automated pre- and postprocessors, and an integrating multidiscipline core process.

The program is partitioned in autonomous modules. Therefore, if required, most of these subroutines can be substituted with other calculating-processes.

2.1 Pre-process - Post-process

The pre-process consists of an user friendly, adaptive data input system. The input-data is checked for its correctness. Default values are added or calculated on base of the given data.

Basic geometrical data like wing span, dihedral, sweep, distribution of chord length and wing thickness is already available at an early stage of the pre-development phase.

On the basis of these global geometrical data, a full

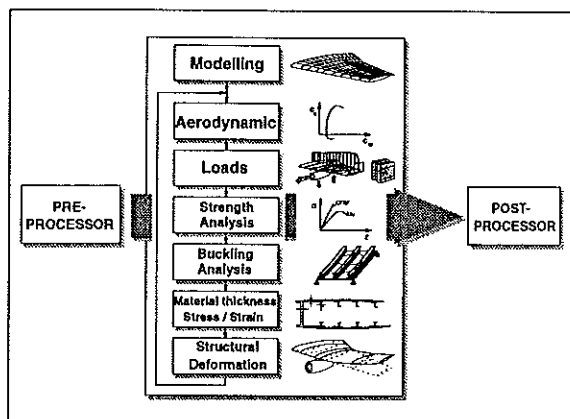


Figure 1: Program-structure

3-D geometric and structure model is generated automatically by FAME.

The main advantage of FAME compared to a finite-element approach is that the user does not need to have detailed knowledge of the structure, the boundary conditions and the elements, as it is necessary for a suitable Finite Element-discretisation.

A post-processor determines the detailed structure weight and prepares the results for modern data processing.

2.1.1 Initial design – FAME-light

In order to get good starting values for FAME's iterative core process, a pre-dimensioning of the structure is performed by a module called FAME-light. All important effects as well as a fast weight estimation of the secondary structure are included in this module.

FAME-light is also used by Airbus weight engineers as a separate tool for a fast weight prognosis, especially for quick elaboration of sensitivities.

The results of this stand alone program version, are already of a remarkable exactness, especially for subsonic or transonic standard configurations of transport airplanes.

2.2 Core-process

The analytical/numerical core process integrates and incorporates different processors. These modules are linked with respect to their physical interdependencies by an iterative dimensioning algorithm and can be extended by a suitable optimisation algorithm.

An aerodynamic module calculates the spanwise distributions of the essential aerodynamic coefficients c_L , c_D and c_M , based on the lifting surface theory.

The implemented loads module supplies the distributions of M_x , M_z , M_t , Q_x , Q_z , N_y along the wing-box, due to aerodynamic, fuel and external loads. Certification rules, manufacturing instruction and flight/mission envelopes are taken into account.

A complete analysis of the structure also requires the certification of strength and stability. The strength module uses the theory of multicellular shells and an extended beam bending theory.

Structural stability calculations are performed for

shells, webs and stiffeners of each wing structure component by a stability module.

Another aspect to be considered is the dimensioning of the elastic structure regarding locally dimensioning load cases. This is achieved by a module calculating global structural deformation.

Optionally the analysing modules can be replaced, if requested, by a suitable finite element method for further detailed structure calculations.

3 Weight estimation process

3.1 Geometrical model

To describe the wing geometry a full 3-dimensional model is selected. This model is related as close as possible to the reality. This means for example that the wing cross section is described by the real airfoil section at arbitrary wing stations.

Together with the spanwise distributions of the thickness, dihedral, twist and the description of the wing planform (chord and sweep distributions) the outer wing surface is completely defined.

3.2 Structural model

For a precise determination of the stress and strain distribution in the wing box structure the definition of a suitable structural model is essential. It had

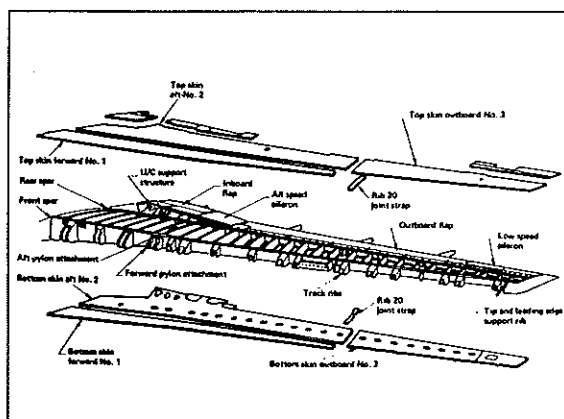


Figure 2: Wing box components

to be possible to model and calculate any spherical shape of a multicellular wingbox structure. The special circumstances of load carrying leading and trailing edges had to be taken into account.

3.2.1 Demands

For the realisation of good modelling we had to meet the following demands:

In chordwise direction consideration of

- any number of spars and stringers
- any number of wall (finite) elements
- hybrid material or design (composite, combination of different isotropic and anisotropic materials)
- load carrying fixed trailing and leading edge

In spanwise direction consideration of

- any number of bays (part of the wing box between two real or virtual ribs)
- number of stringers and material properties of each wall panel (element) are constant within the same bay
- any number and position of ribs
- number of cells (spars), wall panels and stringers and materials of two adjoining bays can be different
- calculation option of fixed leading and/or trailing edge can also differ between two bays
- each bay can optionally be subsegmented in spanwise direction

3.2.2 Wire frame model

Based on the geometrical parameters the definition and generation of a so called wire frame model of the entire wing surface in space can be realized. The positioning of the load carrying wing box in this wire frame model was realised by defining the position and orientation of spars and ribs.

3.2.3 3-D Structure model

The generation of the 3-D structure model of the wing box and the fixed leading and trailing edge is realized by the positioning of the beam axis system into the wire model and cuts vertical to the beam axis (beam center line) along each beam segment (boundaries for each beam segment are changes in dihedral and sweep angles, called 'kinks'). The wing box model is therefore an assembly of a number of partial wing box elements. Each bay consists of several wall panels, representing spar webs, upper and lower shell. Each panel can be subsegmented in any number of wall elements. The stringers can be separately defined and positioned.

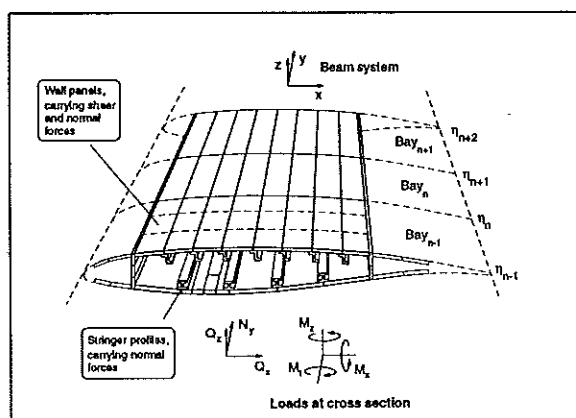


Figure 3: 3D-wing box model

3.2.4 Elements

The used elements are flat shell elements, carrying inplane normal stress in x, y -direction and inplane shear stress. In z -direction, these elements show a hybrid set-up/arrangement similar to a composite layer structure. Stress values are calculated for two

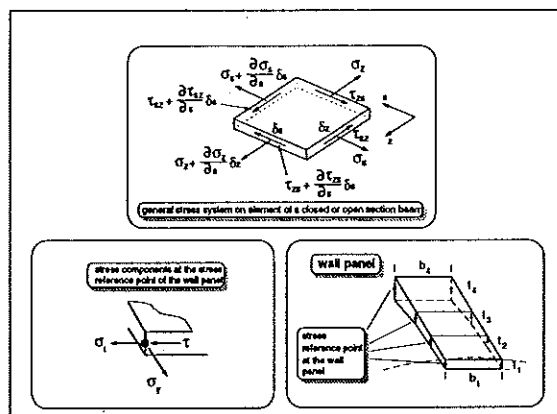


Figure 4: Shell element

reference points, one on each border of the element. For the calculation of the exact shear flow due to transversal forces, a third reference point is positioned in the center of the element. Stringer and struts are assumed to be normal-stress carrying rod elements.

3.3 Secondary Structure

The geometry and positioning of the secondary structure is defined separately to the primary structure. Slats, flaps, spoilers and ailerons are defined by the coordinates of their 'corners'. Their weight is determined by multiplying their calculated area with their specific area weight. Flap and slat tracks are defined by their spanwise position and the specified type of slat or flap system. By using geometrical and empirical parameters, their weight can be determined. The adjoined fairings are calculated by the application of statistic formulas.

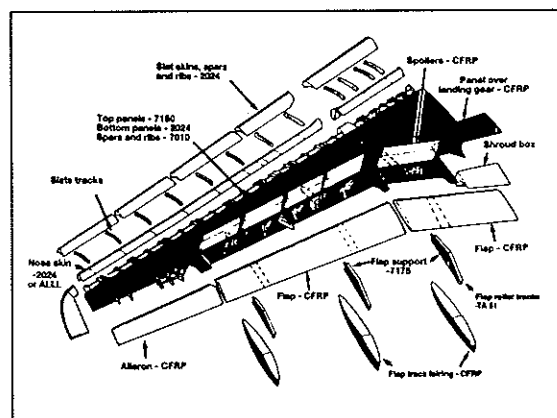


Figure 5: Secondary structure

3.4 Loads calculation

For a precise mass estimation the calculation of the wing loads is essential. The wing loads are dominated by the aerodynamics. A load relief is caused by the fuel and the wing weight itself. Not only flight load cases may be considered but also ground cases (landing or rolling on ground) must be taken into account.

3.4.1 Aerodynamics

During a flight mission an aircraft is exposed to various conditions. This is caused by different altitudes and speeds, varying weight due to the fuel consumption and different gust or manoeuvre cases.

All these effects have an impact on the aerodynamic loads. The FAR/JAR define the corresponding load factors.

To describe the aerodynamic loads of a high aspect ratio wing it is necessary to calculate the spanwise lift, pitching moment and drag distributions.

Since the aerodynamic distributions for each load case are different, an aerodynamic calculation has to be performed.

For the inclusion of a static aeroelastic analysis the aerodynamic loads corresponding to the bent and twisted wing are needed. Therefore the calculation time of the aerodynamic module has to be limited. Hence, Euler or Navier-Stokes codes are not appropriate because of the time required. An adequate method is the lifting surface theory extended by transformations to include compressability effects. A reasonable ratio of time over quality of the results can be achieved thereby.

This method not only allows the consideration of symmetrical load cases, but also unsymmetrical manoeuvres (for example rolling caused by aileron deflection) can be taken into account. Aeroelasticity effects are included as well.

The influence of the deflection of an aileron (fig. 6) can also be used to include the effects of gust

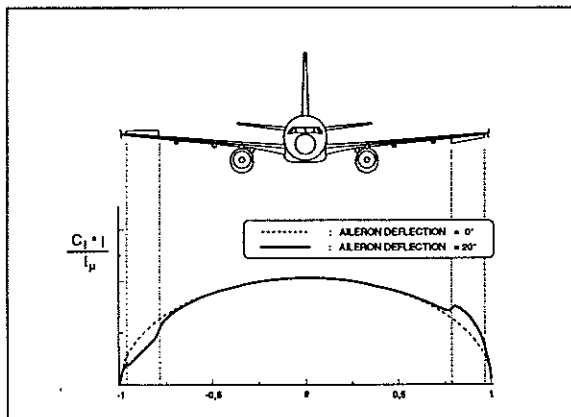


Figure 6: Aileron effects, example for a rigid wing

or manoeuvre load alleviation systems in the loads calculation. This effect can not be neglected in a serious weights estimation because a reduction of the wing bending moment distribution can be achieved. For the Airbus A340 for example a reduction of more than 10% of the wing root bending moment by

a manoeuvre load alleviation system was possible. When calculating the wing aerodynamic loads the complete aircraft has to be taken into account. The wing loads also depend on the center of gravity of the plane and the horizontal stabilizer loads. At a steady 2.5g manoeuvre, as demanded in the

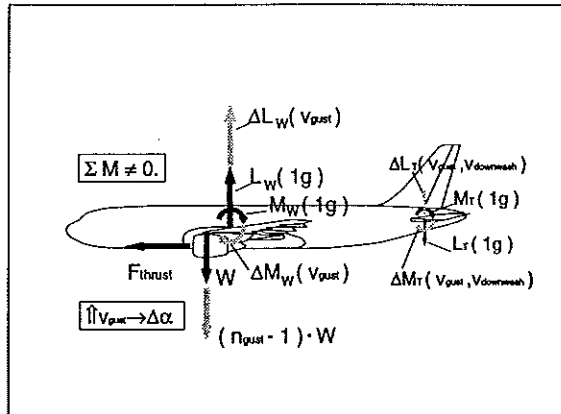


Figure 7: Gust load case

Federal Aviation Regulations (FAR), the resulting wing loads can be calculated by an equilibrium condition for the forces and moments.

For a gust case, however, the dynamic behaviour of the plane must be taken into account (fig. 7).

In both cases the horizontal stabilizer loads are affected by the downwash of the wing. The gust loads are calculated as defined by the FAR and JAR (Joint Aviation Regulations) but extended by the horizontal stabilizer effects.

The gust loads depend on the altitude, the speed and the weight of the plane.

As the dimensioning process of the wing box allows the consideration of 3-dimensional load distributions, the aerodynamic drag forces are also calculated.

3.4.2 Fuel loads

In nearly all transport aircraft the wing box carries the fuel for the flight mission. This results in a wing load alleviation. The influence of the fuel on the bending moment can reach 20% or more and needs precise evaluation.

Since the wing geometry was already defined in the geometrical model the fuel model, also uses these 3D data. For a given fuel mass this module calculates the mass distribution due to fuel together with the 3D center of gravity data. Hereby arbitrary tank planforms including kinks and arbitrary dihedral (also negative) distributions are covered.

The fuel model considers the effect of the horizontal fuel surface in the geodetic coordinate system. This is necessary for the load evaluation of partly filled fuel tanks.

Any number of fuel tanks and arbitrary defueling sequences are taken into account.

3.4.3 Structure load relief

The wing weight itself also leads to a reduction of the wing loads. A 10% load relief on the bending

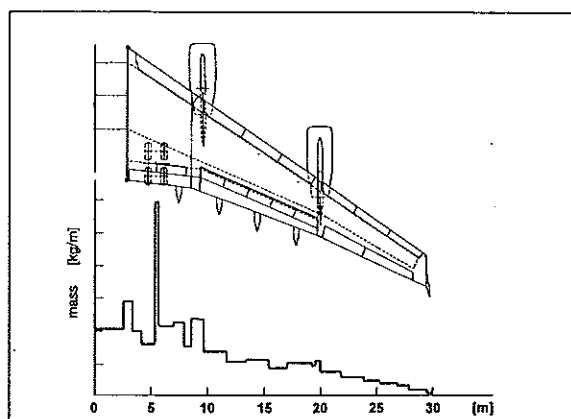


Figure 8: Structure load relief

moment must be expected and is therefore not neglectable (fig. 8). The wing mass distribution is the result of the complete iterative weight estimation process.

The routine *FAME-light* (see section 2.1.1) includes a weights module for a first but quite accurate approximation of the total wing weight together with the corresponding mass and center of gravity distributions, including the entire secondary structure, all attachments and miscellaneous weight items. These distributions are used for the load relief due to the wing weight at the beginning of the dimensioning process.

During this process the mass distribution is automatically substituted by the actual result.

3.4.4 External loads - Ground loads

External loads, caused by weight or engine thrust for example, cannot be neglected. Additional external fuel tanks and other concentrated masses can change the wing load distribution significantly. Therefore, they must be part of the loads calculation. Not only forces must be considered, but also the influence of torque is covered by the program. An example for this is the torque induced by a propeller.

The forces acting on a plane when it is landing or taxiing on the runway will not lead to the highest shear forces or bending moments in the wing in most cases. Nevertheless these load cases must be checked, because high torsion moments are induced into the wing box. The ground load problem is mainly dominated by the force input at the landing gear position. Depending on the landing gear attachment principle local weight penalties are generated.

3.5 Dimensioning of the wing box

3.5.1 Types of material

The materials mostly used in present airplane design are still indisputably aluminium and titanium alloys as well as steel for high loaded structural elements.

But increasingly, composite materials, especially Carbon fibre/Epoxy and in the near future *Glare* or *Arall* are integrated in airframe structures, in secondary structure as well as more and more in primary

structure. Tailplanes of present transport airplanes are already consisting of Carbon fibre composites. The properties of a various choice of currently used isotropic and orthotropic materials are registered in a material data base. Their individually reduced properties due to fatigue or life cycle effects are also at the user's disposal. Further, special or individual corrections of these values can be specified in the data input.

Because of the use of multi-layer elements, individual properties can be appointed to each layer. This permits even the modelisation of sandwich structures.

3.5.2 Stress analysis in cross section

3.5.2.1 Theoretical approach - Basic algorithms Cross section loads are calculated for each beam section. The torsion moment includes the transversal forces which are not applied to the shear center.

The stress calculation of the wing box is based on the assumption of a beam with an elastic behaviour [16].

These are the elementary theories of bending with the assumption of Navier and Bernoulli. Furthermore the theory of Bredt-Batho and St. Venant for thin walled multicellular shells/cross sections [17]. The tapered shape of a wing box has been considered by the application of correction terms and algorithms to the theory of Bredt-Batho.

The resulting material thickness is evaluated by using various failure criterias, depending on the used materials (composites or metallic structures). The following parameters are calculated for each element and so for each cross section:

- Geometrical parameters of the cross section, mean areas, moments of inertia, torsional stiffness, neutral axis (elastic center), shear center, etc.
- Normal stress and strain distribution in the whole cross section and distribution of shear stress due to transversal force and torsion
- Curvature of the beam axis due to the bending moments and twist of the cross section due to the torsion moment

3.5.2.2 Beam system and static parameters

The static analysis of the wing box is based on beam systems for each continuous part of the wing box (from kink to kink). The beam axis is represented by a line passing through the elastic center of each section of the left wing.

For each cross section vertically to this axis, the axial force N , the transversal forces Q_x and Q_y , the bending moments M_x and M_y and the torsional moment M_t are included in the stress analysis.

3.5.2.3 Normal stress and strain / deformation The transformation of the two bending moments permits a direct calculation of the normal stress distribution in the x, y -system, referred to the elastic center of each shell element or stringer.

$$\begin{aligned}\sigma_z(x, y) = & - \left[\frac{M_y[EI]_{xx} + M_x[EI]_{xy}}{[EI]_{xx}[EI]_{yy} - [EI]_{xy}^2} \right] E_z(x, y) x \\ & + \left[\frac{M_x[EI]_{yy} + M_y[EI]_{xy}}{[EI]_{xx}[EI]_{yy} - [EI]_{xy}^2} \right] E_z(x, y) y \\ & + N \frac{E_z(x, y)}{[EA]}\end{aligned}\quad (3.1)$$

The linear distribution of the strain can be equally obtained by transformation of the equation (3.1). The deformation of the whole wing box can be determined by the integration of the curvature formula:

$$u'' = \frac{\partial^2 u}{(\partial z)^2}, \quad v'' = \frac{\partial^2 v}{(\partial z)^2} \quad (3.2)$$

3.5.2.4 Shear flow due to transversal force
The distribution of the shear flow at the cross section is calculated by the equilibrium of the forces at the differential element.

$$\frac{\partial q}{\partial s} + t \cdot \frac{\partial \sigma_z}{\partial z} = 0 \quad (3.3)$$

with $q = \tau \cdot t$

For a section with closed cells we get a statically undefined problem. The transversal shear flow is calculated by the equation

$$\begin{aligned}q_s(s) = & - \frac{Q_x[EI]_{xx} - Q_y[EI]_{xy}}{[EI]_{xx}[EI]_{yy} - [EI]_{xy}^2} \int_0^s E_z(x, y) t(s) x(s) ds \\ & - \frac{Q_y[EI]_{xx} - Q_x[EI]_{xy}}{[EI]_{xx}[EI]_{yy} - [EI]_{xy}^2} \int_0^s E_z(x, y) t(s) y(s) ds \\ & + q_{s0}\end{aligned}\quad (3.4)$$

with the deformation restriction

$$\oint_z \gamma_z dz = \oint_z \frac{q_s(s)}{G(s)t(s)} ds \stackrel{!}{=} 0 \quad ; \quad \text{for each cell } z \quad (3.5)$$

3.5.2.5 Shear flow due to torsion Neglecting the warping due to torsion, the torsional moment results in a constant shear flow along the contour of the (multicellular) cross section of the profile.

The equilibrium of the torsion moment for each cell of the cross section is obtained by:

$$M_t = 2 \sum_{z=1}^{z_{max}} q_{t0,z} \bar{A}_z \quad (3.6)$$

Further, for each cell the rate of twist can be calculated as a function of the shear flows and the shear stiffness along the border of the cell.

$$\vartheta'_z = \frac{1}{2\bar{A}_z} \oint_z \frac{q_t(s)}{G(s)t(s)} ds \quad ; \quad \text{for each cell } z \quad (3.7)$$

The rate of twist of each cell of the cross section must be identical.

$$\vartheta'_1 = \vartheta'_2 = \dots = \vartheta'_z \stackrel{!}{=} \vartheta' \quad (3.8)$$

A linear equation system is achieved. The unknown parameters are the boundary shear flow of the cells and the twist of the cross section.

The calculation of the torsional shear flow is based on the theory of Bredt-Batho. The cross section remains plane (no warping) and there is no distortion of the section (constant twist all over the cross-section).

3.5.3 Buckling effects

Especially for the outer wing box by sizing the structure, in addition to the dimensioning with regard to strength, a verification of the stiffness respectively buckling behaviour is essential.

The concerned structural elements are the spar webs and skins between 2 stringers and 2 ribs, the longitudinal stringers, the flanges and the entire (upper) shell. The spars are loaded by shear and bending, whereas the skin has to resist compression, tension and shear.

Thereby we have to distinguish between global buckling and local buckling.

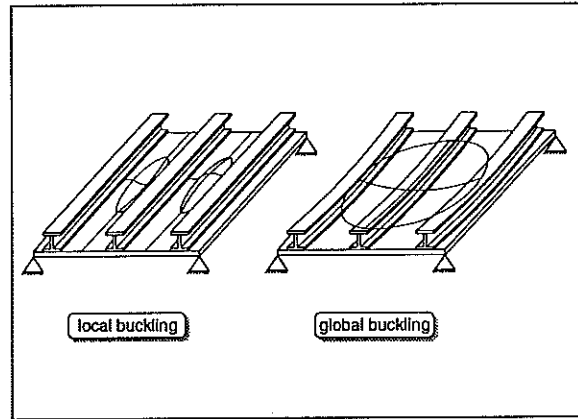


Figure 9: Local and global buckling

The following assumptions were made for the buckling-sizing-process:

- elastic behaviour - no plasticity
- perfect, homogeneous, inexcetric structure, stringers (columns) are considered as perfectly straight
- centrally applied loads
- taper effects are neglected between 2 ribs
- curvature of the stiffened panel is neglected - flat panel
- conservative assumption, equilibrating the neglect of imperfections
- no consideration of global torsional instability of the stringers
- inter-rivet buckling neglected

- simply supported; skin much thicker than ribs

Aim of the developed algorithm is to determine the critical buckling stress for a given geometry, respectively to size and optimise the structure in order to avoid buckling.

For local buckling, the critical equilibrium for a flat plate under combined loads is:

$$\left(\frac{\tau}{\tau_{cr}}\right)^2 + \frac{\sigma}{\sigma_{cr}} = 1 \quad (3.9)$$

σ and τ are the compression and shear stress applied on the plate and can be determined by:

$$\sigma_{cr} = \left(\frac{\pi}{b}\right)^2 k_s \frac{\sqrt{B_x B_y}}{t} \quad (3.10)$$

$$\tau_{cr} = \left(\frac{\pi}{b}\right)^2 k_s \frac{\sqrt{B_x B_y^3}}{t} \quad (3.11)$$

The critical equilibrium condition for global buckling of the stiffened panel under combined loads can be obtained by:

$$\left(\frac{T}{T_{cr}}\right)^2 + \frac{P}{P_{cr}} = 1 \quad (3.12)$$

whereas P and T are the compression and shear load applied on the stiffened panel.

The optimum design will be found if global and local buckling occurs at the same load level. To achieve this, the rib and stringer pitch, the stiffener shape, size and cross section area has to be varied. During this design process, several restrictions, for example fixed stringer and rib pitch or fixed type of stringer for manufacturing reasons have to be taken into account.

3.5.4 Warping

At the root position of a swept wing the basic stresses in the primary structure are distinctly disturbed due to warping effects. This leads to a significant weight increase.

Even if the wing has no sweep angle, additional stresses are induced at the root position, if the wing is loaded by torsion (fig. 10 - left). The torsion mo-

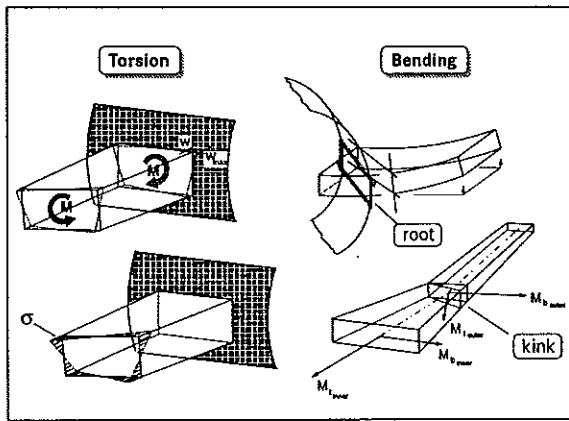


Figure 10: Warping due to torsion and bending

ment of the outboard wing is introduced into the fuselage. Therefore a jump of the torsion shear flow occurs at the root position.

This shear flow leads to a shear deformation which

is shown by an antisymmetrical movement of the corner points of the wing box. At the centerline of the aircraft respectively at the wing root position this movement is restrained due to symmetry.

Due to that condition, normal stresses are induced which must be considered in the dimensioning of the wing primary structure.

When a wing is bending (fig. 10 - right) the assumption of the classical beam theory is that the box cross-section remains plane. This assumption is violated if the wing is swept or the wing box is kinked.

For example the cross-section which reaches the root position with its rear spar is constrained in the bending deformation only with its rear part. Whereas the front part of that cross-section is not constrained by the boundary condition at the root position due to the sweep angle. This leads to additional stresses at the rear part of the box.

The warping effect is highly nonlinear and does not depend only on the sweep- or kink angle. Also the wing shell and spar stiffnesses as well as the properties of the ribs have an effect on the additional stresses.

The warping effect clearly shows the advantage of the application of analytical theories, because hereby different physical effects can be separated from each other. This is the basic requirement to find the optimum layout of a complex structure.

An extensive documentation with a highly developed analytical model for all the warping effects is found in [23]. Therefore the computations are mainly based on this analytical approach. Some additional remarks can be found in [6] and [17].

Here only a very brief summary of the theory can be given. The problem can be expressed by a differential equation 3.13.

$$u 2l_s^2 u'' + l_r^4 u'''' = u_t(x) \quad (3.13)$$

The solutions, one for bending 3.14, and one for torsion 3.15 describe the maximum additional forces or stresses and gives an expression for their diminish in spanwise direction.

$$\frac{2P_{0I}}{P_{MI}} = \frac{2P_{0II}}{P_{MII}} = \frac{\frac{a}{EA_G} - \frac{b_{II} \tan^2 \varphi}{EA_R}}{\frac{a}{EA_G} + \frac{b_{II} \tan^2 \varphi}{EA_R} + \frac{2}{k_{wI}} + \frac{2 \cos^2 \varphi}{k_{wII}}} \quad (3.14)$$

$$\frac{2P_{0I} b_2}{T_I} = \frac{\frac{2b_2 u_{el}}{T_I}}{\frac{a}{EA_G} + \frac{b_2 \sin^2 \varphi}{EA_R} + \frac{2}{k_{wI}} + \frac{2 \cos^2 \varphi}{k_{wII}}} \quad (3.15)$$

3.5.5 Ribs

The rib weight represents at least 10% of the wing main structure weight.

Ribs, especially the inspar ribs, are required to stabilize, retain the contour of, and distribute external loads into the wing shell structure.

3.5.5.1 Supporting ribs (formers) The task of formers is to stabilize the shell structure of the wing. The loads applied to the current ribs are mainly:

- Shear force in the skin panel
- Bending moment in case of upper skin buckling
- Secondary bending moment
- Internal pressure by the fuel
- External air pressure load

Shear loads Due to torsional moments applied on the wing box structure, the shells and spars of the box are loaded by a shear flow. This shear flow would cause a deformation of the cross section. The ribs have the task to withstand this shear flow. At each rib station their must be an equilibrium of shear flow in the border of the cross section and the border of the rib.

Also, the rib web stability (web shear buckling) has to be verified.

Bending loads To avoid inter rib buckling of the upper shell, a suitable stringer pitch and rib pitch has to be chosen. Further, the shell buckling can be avoided by stabilizing the shell by the attached ribs and the lower shell.

The buckling of the upper panel imposes a bending effect to the clamped ribs and indirectly to the lower shell by the effect of load transformation to the lower shell. A suitable rib thickness has to be determined to resist the bending moment. By [21], a calculation method has been developed and was adapted to the special case of fully restrained ribs.

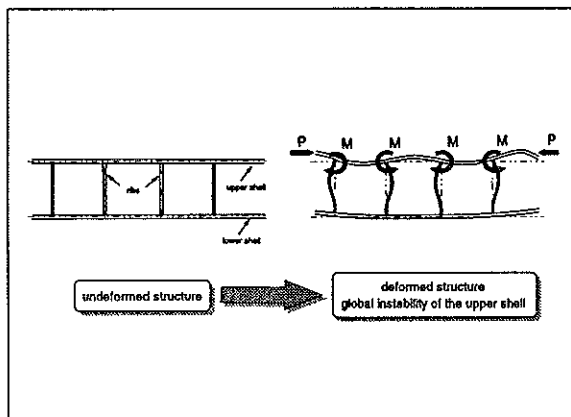


Figure 11: Rib bending due to upper skin buckling

Secondary bending loads Primary bending of the wing box in the y -direction induces a so called secondary, transversal or induced bending in the x -direction. The reason for this effect is simply the Hooke's law. At the bending of the wing the appearance of tension in the lower shell in the y -direction causes a chord reduction in the x -direction, whereas the compression in upper shell causes chord extension in the x -direction.

This transverse contraction effect causes an inplane bending of the rib ($x - z$ plane) and results in a supplementary shear flow in the rib with opposite sign in the left and right part of the rib.

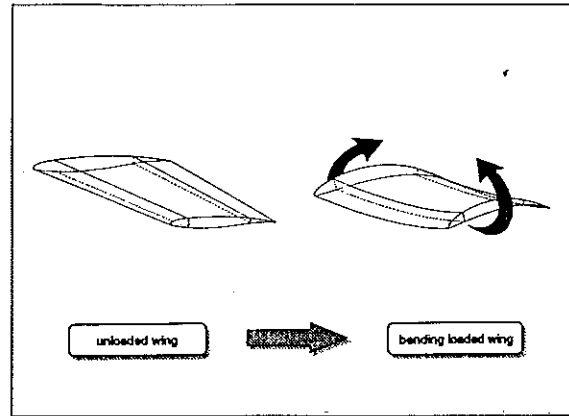


Figure 12: Transversal bending effect

Fuel loads - External air pressure load Due to positive vertical manoeuvres a fuel load is caused by a pressure head, based on the deflected wing position and local load factors at ultimate load. The 2.5g dive manoeuvre is a good example (fig. 13). Further tank-ribs have to resist to fuel slosh due to airplane roll.

External air pressure loads are applied to the ribs

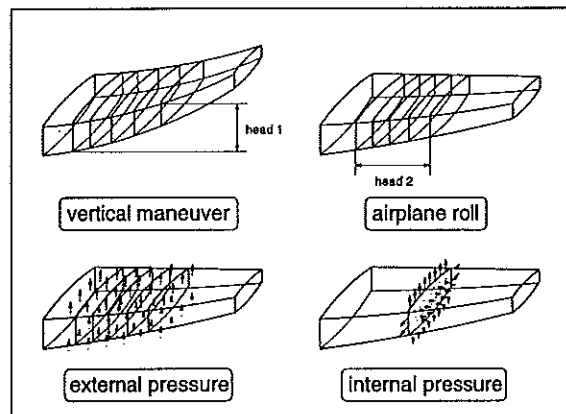


Figure 13: Fuel loads – External/internal pressure loads

through stringers and are inducing a inplane tension distribution to the rib.

3.5.5.2 Load carrying ribs In addition to supporting the skin panel structure, these ribs have the task of introducing and distributing external loads like engine loads and thrusts, landing gear forces and forces of the high lift devices into the primary structure, hence into the shells and spars. Further, some ribs like the root rib and the rib at the kink positions or close to large cutouts have to transform bending into torsion moments as well as to resist warping loads.

The loads applied additionally are:

- Shear forces at rib columns positions (load introduction)
- Additional shear force in case of warping loads

- Additional shear force in case of geometrical changes (kinks)
- Additional shear force in case of large cutouts close to the ribs

External loads The supplementary shear flow in the border of the rib is determined by an equilibrium method [3].

This method provides two vertical rib web stiffeners. The external concentrated loads are introduced to these stiffeners which in turn are transferring, respectively, distributing the loads to the web.

This method simulates the transformation by the stiffeners of external concentrated forces into internal shear forces, applied to the rib web.

Step by step, for each panel, beginning with the panel next to the front spar, as well as for each column, means vertical stiffener, the equilibrium of shear flows and forces are calculated.

Warping loads At kink or root position, warping effects are an unavoidable cause of oblique bending (in reference to the beam axis). In order to avoid overloading of front or rear spar and to avoid deformation of the cross section, a portion of these supplementary loads can be imposed on the ribs situated at root or kink position. A further shear flow is produced in the web of the rib. (see 3.5.4). The main load is introduced into the rib flange. So we have to determine the stiffness of the rib flange by use of the effective width to quantify the support by the rib.

Transforming loads At kink or root position the wing box represents an oblique fixed box bending beam. At this position the bending moment imposed by the outer wing box, is transformed at this position partly in a shear load (fig. 10). This shear load causes a deformation of the wing box cross section. Kink or root ribs are in task to counteract this shear load.

3.6 Additional weight items, attachments, joints

A weight estimation method which neglects attachments or influences due to the manufacturing process will only give the theoretical minimum weight. To establish realistic weights a identification and weight estimation of the all additional weight items is performed.

These items are not only calculated with regard to weight, but also each individual 3-dimensional center of gravity position and the corresponding mass distributions are taken into account.

3.6.1 Landing gear attachment

The landing gear of nearly all low wing aircrafts is attached to the wing. High forces are introduced into the primary structure. This requires not only an appropriate attachment for the landing gear leg, but also a local reinforcement of the wing shells and spars.

The additional weight depends on the landing gear concept. The two main concepts are the cantilever

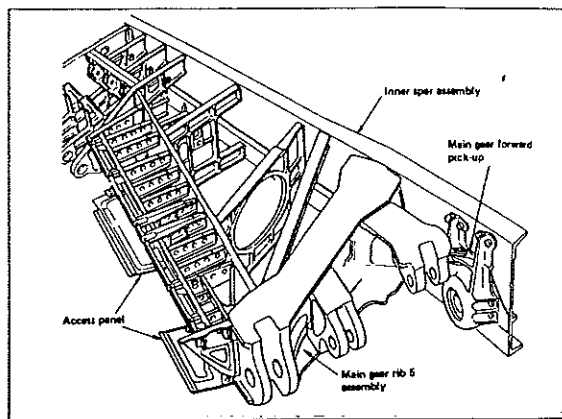


Figure 14: Landing gear attachment

and the floating beam solution.

A principal sketch of the cantilever beam undercarriage attachment (generally used for Airbus planes) is shown in figure 14.

The weight increase due to the landing gear attachment (Airbus concept) can reach 5% or more of the total wing weight.

3.6.2 Center/outer wing attachment

On a typical transport aircraft the outboard wing is attached to the center section at the root position and also interfaced with the fuselage (fig. 15). The

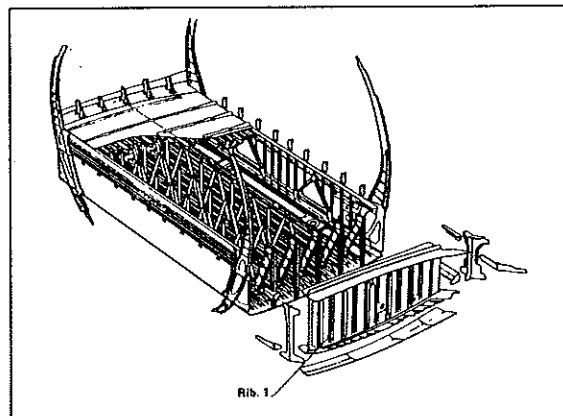


Figure 15: Wing attachment

weight estimation algorithm selected for the center/outer wing attachment is based on the already calculated force flows in the wing shells and spars. To introduce these force flows into the center section the thickness of the doublers required is calculated. The width of the doublers is evaluated by using a relation of the force-transfer between two plates connected by bolts.

3.6.3 Engine attachment

The loads introduced by engines into the wing structure depend on the engine weight, thrust, pylon geometry and also on the performance capabilities of the aircraft (vertical acceleration, roll rates, etc.). This load introduction requires local

structural reinforcement of the local rib (see section 3.5.5.2), shells and spars.

The additional weight for attachments and local reinforcements is evaluated by using an analytical/empirical approach derived from weights of existing Airbus aircrafts.

3.6.4 Cutouts

Cutouts in airframe structure are always representing a perturbation of the force flow in this structure. In a wing structure two types of cutouts are to be considered:

- small cutouts (maintenance holes, man holes, carrythrough holes)
- large cutouts (gear bays)

The weight for small cutouts can be assumed as $1.5 \cdot \text{cutout weight}$.

The investigation of the weight of large cutouts is more complicated because of the complex reinforcement around the opening. This reinforcement, composed of additional stringers and frames, must be elaborated individually for each loading case, whereas finally a reinforcement has to be found to withstand the stress concentrations of all treated load cases. In FAME a 'stress perturbation technique' is adapted to this problem. This energy method was first developed by Cicala [5] and then improved by Harvey G. Mc Comb [12]. Based on the assumption of suitable boundary conditions the environment of the cutout and the hole itself are modelled with an adapted finite element modelling.

3.6.5 Miscellaneous weight items

To complete the attachment weight estimation, miscellaneous weight items like shell joints, doublers, paint and tank sealant are calculated. For CFRP-structures the additionally required lightning strike protection is considered. The weight of the paint is mainly based on the surface area of each individual part of the wing box. Also the weight of the tank sealant is coupled with the surface area of the tanks.

4 Results

The main tasks of the weight estimation tool FAME-W are the following:

- sensitivity and parametric studies
- influence of different materials (metal and composite)
- influence of the structural concepts
- identification of elasticity effects
- determination of the critical load cases

Not all fields of application can be shown here in detail. To demonstrate the performance of the program, some typical results were selected. Figure 16 shows the influence of the wing's flexibility on the spanwise lift coefficient and the resulting bending

moment. The nonlinearities are caused by aeroelastic effects. Due to the wing bending and torsion the spanwise angle of attack changes and influences the resulting lift and bending moment distributions. This effect increases with growing aspect ratio. The wing bending moment is the main pa-

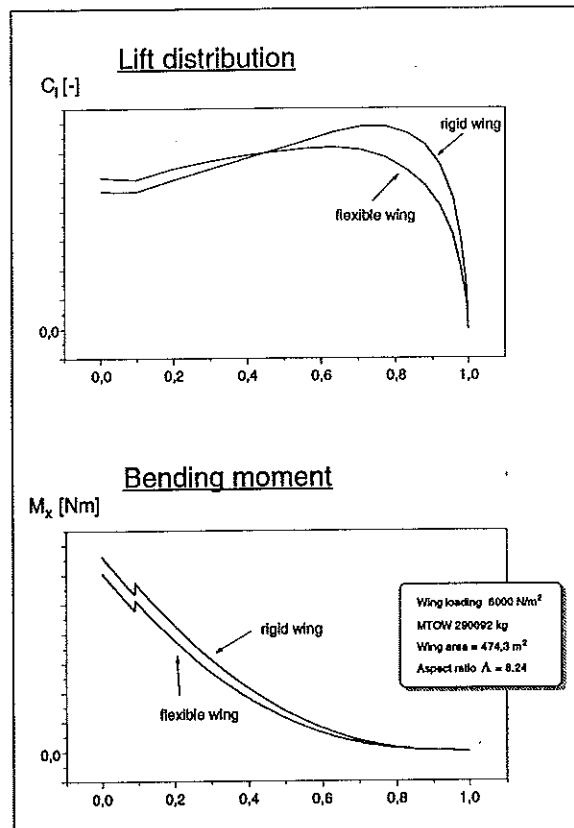


Figure 16: Influence of flexibility

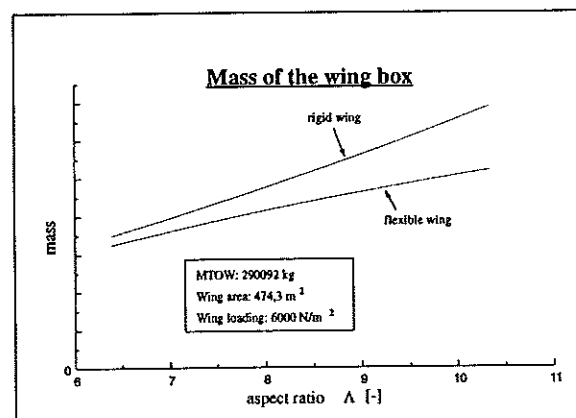


Figure 17: Influence of aspect ratio on the structure weight

rameter for the determination of the wing weight. The corresponding weights are shown in figure 17. The higher the aspect ratio the more important the elasticity effect will be. It is obvious that the assumption of a rigid wing in the weight calculation

is only acceptable for low aspect ratio wings. The

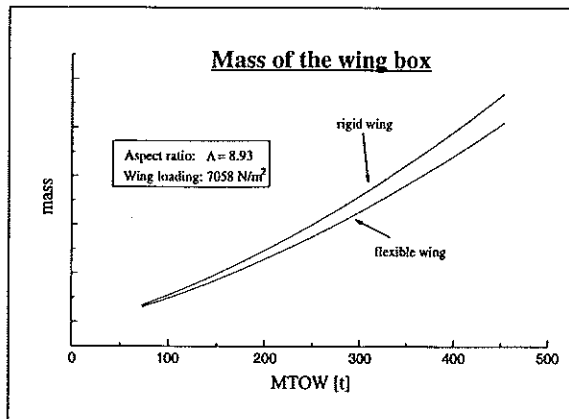


Figure 18: Influence of MTOW on the structure weight

influence of the maximum take off weight (MTOW) on the wing weight is indicated in figure 18. The wing loading and other basic parameters (sweep angle, relative thickness distribution, etc.) were kept constant in the calculation. The nonlinear increase of the wing weight with growing MTOW can clearly be identified. These results only give a small impression on the complexity of wing optimization. A high aspect ratio of the wing will improve the aerodynamic performance (reduction of induced drag) of the aircraft. On the other hand, the increase of the aspect ratio will lead to growing wing weight. This results in a higher fuel consumption or a reduction of payload. For other wing parameters similar relations can be found. Therefore, a fast and precise weight estimation program for wing optimization is essential.

5 Conclusions

With the development of the software/program package FAME a universal tool could be put into practice in the pre-project phase.

It delivers on main frames, as well as on workstations, very quick and reliable results, especially for parameter studies, determination of sensitivities and trend statements.

The chosen analytic/numerical algorithm shows, for the main application cases in preliminary aircraft weight prognosis, a very good and efficient ratio of the calculation time to the exactness of the results.

It permits full integration of structural mechanics and aerodynamics. The multidisciplinary system supplies not only the determination of structural weight but argumentative facts and trends, for example in the field of aerodynamics, secondary structural effects and loads.

The program is currently expanded for the calculation and weight prognosis of fuselage and empennage structure.

References

- [1] ARENDTS F.J.: *Leichtbau, Skriptum Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart*
- [2] ARGYRIS J., DUNNE P.C.: *The general Theorie of Cylindrical and Conical Tubes under Torsion and Bending Loads, J.Roy.Aero.Soc., Parts I-VI, 1947-1949, as reprints 106, 108 and 113 at Royal Aeronautical Society*
- [3] BRUHN E.F.: *Analysis and design of flight vehicle structures, Tri-State Offset Company, New York, 1956*
- [4] CERVANTES J.A. AND PALAOTTO A.N.: *Cutout reinforcement of stiffened cylindrical shells, AIAA, Dayton, Ohio 1978*
- [5] CICALA P.: *Effects of Cutouts in Semimonocoque Structures, NASA, 1948*
- [6] CZERWENKA G.: *Zur Wölbkrafttorsion dünnwandiger Kastenträger, Bericht Lehrstuhl für Leichtbau und Flugzeugbau TH München, 1966*
- [7] DÖRFLER T.: *Buckling behaviour of stringer reinforced composite plates, thesis, Berlin 1993*
- [8] DONELY P.: *Summary of information relating to gust loads on airplanes NACA report No 997, 1950*
- [9] EBNER H., KÖLLER H.: *Die Beanspruchung dünnwandiger Kastenträger auf Drillung bei behinderter Querschnittsverwölbung, Z.F.M., Vol. 24, 12/1933*
- [10] GRABIETZ M.: *Spannungsanalyse mehrzelliger Tragflügelprofile von Verkehrsflugzeugen, End of study project, EZ 16, Deutsche Aerospace Airbus GmbH, Hamburg und ISD, Universität Stuttgart, 1992*
- [11] *Handbook of Aeronautics No 1: Structural Principles and Data, 1952*
- [12] HARVEY G. MCCOMB: *Stress Analysis of Circular Semimonocoque Cylinders with Cutouts, NACA Report 1251, 1955*
- [13] *JOINT AVIATION REGULATIONS: Large Airplane, JAR 25*
- [14] JONES R.: *Mechanics of composite materials, Scripta and Mc Graw-Hill, 1975*
- [15] KELM R., LÄPPLE M., GRABIETZ M.: *Wing primary structure weight estimation of transport aircrafts in the pre-development phase, SAWE-Conference, Huntsville, Alabama 1995*
- [16] KUHN P.: *Stresses in Aircraft and Shell Structures, Mc Graw-Hill, New York 1956*
- [17] MEGSON T.H.G.: *Aircraft Structures for engineering students, Edward Arnold, London 1982*
- [18] NIU M.C.Y.: *Airframe Structural Design, Conmilit Press Ltd. 1990*
- [19] ROTHER M.: *Über die Spannungsverteilung an der Wurzel von Pfeilflügeln, Dissertation, TU-Berlin 1966*
- [20] SCHLICHTING H. UND TRUCKENBRODT E.: *Aerodynamik des Flugzeuges, Band 1 und Band 2, Springer Verlag, Berlin 1967 u. 1969*
- [21] TIMOSHENKO AND GERE: *Theorie of Elastic Stability, Mc Graw Hill, 1961*
- [22] TSAI S.: *Composites design, 4th edition, Think Composites, 1988*
- [23] WIEDEMANN J.: *Leichtbau Band 1 + 2, Springer Verlag, Berlin 1986 + 1990*

PGRID - GEOMETRIEMODUL ZUR EINFACHEN UND SCHNELLEN ERFASSUNG VON KONFIGURATIONEN AUS EINER DREISEITENANSICHT

Luciano Fornasier

DGLR-Workshop "*Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung*"

Technologiezentrum Hamburg-Finkenwerder

13. November 1995

LUCIANO FORNASIER

PGRID - GEOMETRIEMODUL ZUR EINFACHEN UND SCHNELLEN ERFASSUNG VON KONFIGURATIONEN AUS EINER DREISEITENANSICHT

HAMBURG.DOC / 12.11.1995 / Blatt 1

Überblick

- Was ist **PGRID**? Was ist **PGRID** nicht?
 - Wozu ein weiteres Geometrie- und Netzgenerierungssystem?
 - Was ist an **PGRID** neu ?
 - Was kann **PGRID** ?
- oder*
- Wie kann man **PGRID** *richtig* anwenden?

FUA (Frequently Used Acronyms)

MIDAS - Multidisciplinary Integrated Design Analysis and Sensitivity System

(Analysis, Design and Sizing System)

HISSE - Higher-order Sub- Supersonic Singularity Method

(Panel Method)

PGRID - Parametric Geometry by Reduced Input Data

(Surface Geometry and Grid Generation)

GP3DPL - General Purpose 3D Plotting Program

(Grid + Results Visualizer with Hidden Line Removal)

DSP - Display Software Package

(Static Graphic Display)

D3V - Display Software Package

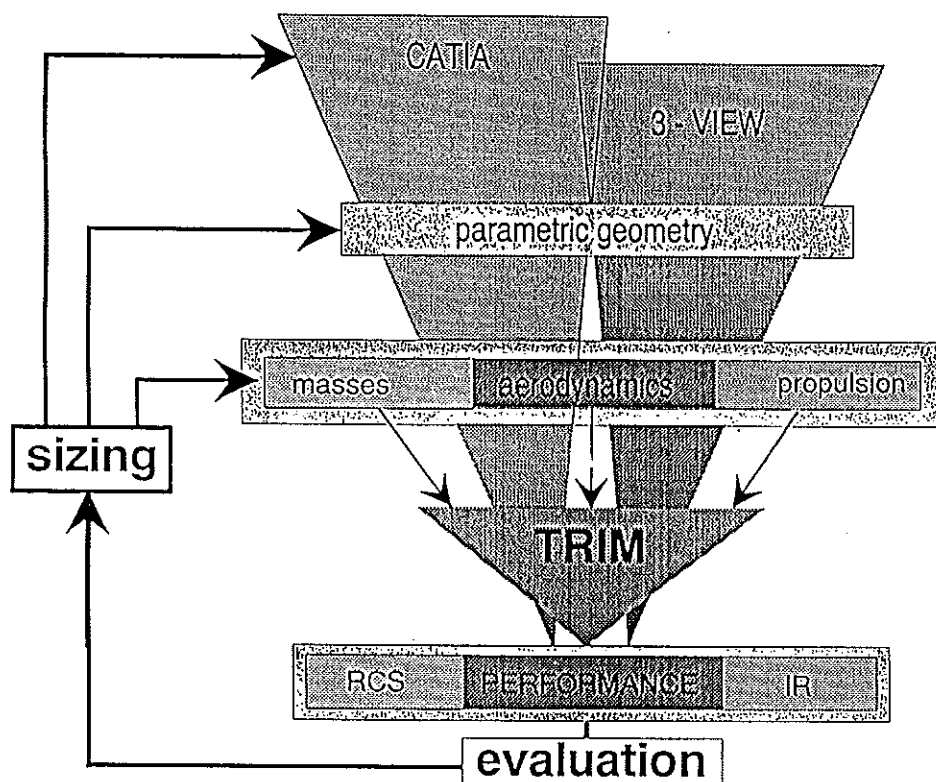
(Dynamic Graphic Display)

LUCIANO FORNABES

PGRID - GEOMETRIEMODUL ZUR EINFACHEN UND SCHNELLEN ERFASSUNG VON KONFIGURATIONEN AUS EINER DREISEITENANSICHT

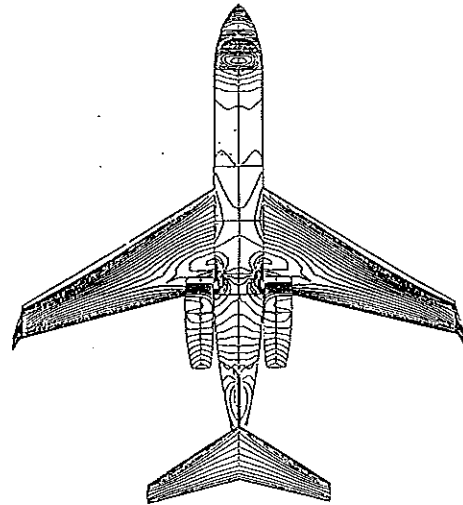
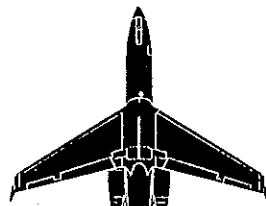
HAMBURG.DOC / 12.11.1995 / Blatt 7

MIDAS DATA-FLOW





GULFSTREAM AEROSPACE GULFSTREAM IV
Dimensions: Span, 77 ft 10 in (23.72 m); length, 88 ft 4 in (26.90 m); height, 24 ft 10 in (7.60 m); wing area, 950.4 sq ft (88.30 m²).

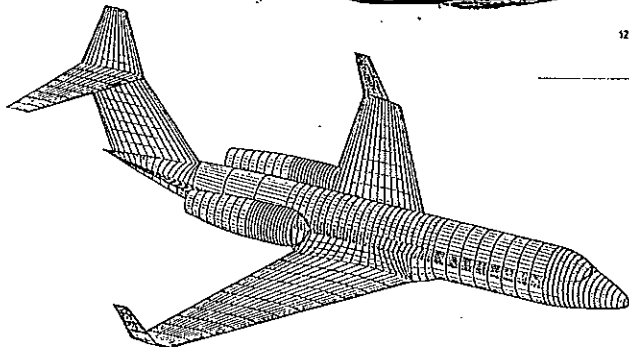


GULFSTREAM AEROSPACE GULFSTREAM IV

Country of Origin: USA.
Type: Corporate transport.
Power Plant: Two, 13,800 lb st (6,260 kgp) Rolls-Royce RB181-93 Tay Mk 610-8 turbofans.
Performance: Max cruise speed, 537 mph (862 km/h) at 35,000 ft (10,670 m), or Mach 0.88; long-range cruise, 528 mph (850 km/h); or Mach 0.8; initial climb, 3,816 ft/min (19.38 m/sec); max operating altitude, 51,000 ft (15,545 m); range (crew of three and eight passengers), 4,350 mi (7,000 km).
Weights: Manufacturer's empty, 35,200 lb (15,967 kg); max take-off, 71,700 lb (32,523 kg).
Accommodation: Flight crew of two or three, with standard optional arrangements for 12, 14 or 15 passengers.
Status: Prototype flown on 19 September 1985, with certification following on 22 April 1987, at which time initial customer deliveries commenced, with 44 having been scheduled for delivery by end of 1987, when approximately 130 had been ordered and 40 were due to be completed during 1988.
Notes: Essentially a progressive development of the Gulfstream III (see 1984 edition), the Gulfstream IV features a structurally redesigned wing, a lengthened fuselage and Tay engines in place of Spays. The new wing has 30 per cent fewer parts than the wing of the Gulfstream III. A military version, the Gulfstream SRA-4, was being offered at the beginning of 1988 for such missions as surveillance, reconnaissance, medical evacuation, administrative transport, priority freight, maritime patrol and ASW.
erkin
Twer
round
made
1988

120

121



Lucas/Fokker

PGRID - GLOUETHE MIRA FÜR ERFAHREN UND SCHNELLEN ENTWICKELUNG VON KONFIGURATIONEN AUS FIMILY DATASEITENANSICHT

HAMBURG, DOC / 12.11.1995 / Blatt 2

PGRID

PARAMETRIC GEOMETRY BY REDUCED INPUT DATA

Objectives

- easy, quick definition of reference geometry for *aero-, weight-, performance, RCS/IR-, CADE-, CADEHYP-* modules
- Application for all type of aircraft in sub- and supersonic Mach regime
- Input from

- CAD model	(eg. CATIA)
- 3D-View, blueprints	(eg. Jane's)
- scratch	(interactive)
- Rapid transform from baseline:
 - scaling/rotation/translation of configuration components
 - parametric variations (eg. l.e. sweep, t/c, ...)
 - setup of configuration variants by addition/deletion of basic components

PGRID

PARAMETRIC GEOMETRY BY REDUCED INPUT DATA

Concept

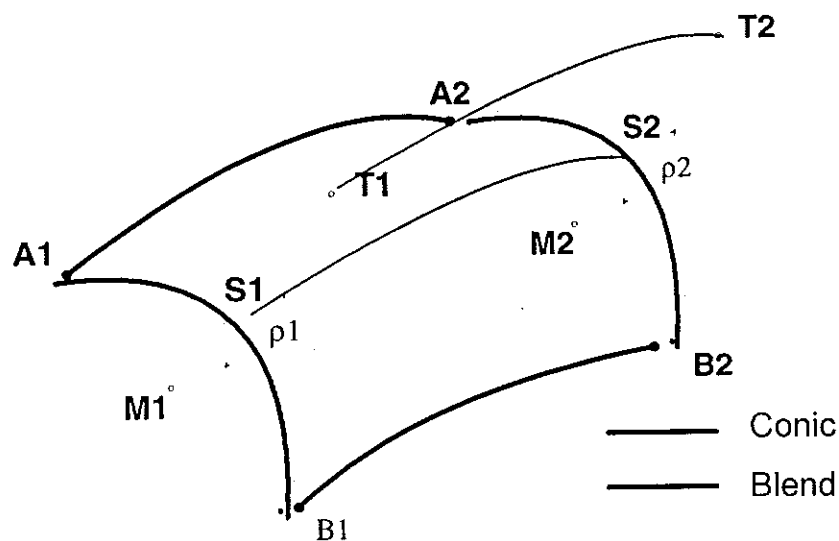
- Decomposition of configuration geometry in basic surface elements
 - body-like components: cross-sections by conics
 - wing-like components: airfoil sections by analytical or spline functions
- Analytical representation of surface elements by use of "smart" blending functions (linear-, spline-, arc-, trigonometric- function, "ramps")
- Automatic calculation of wing-like / body-like components intersections
- Automatic panelling of surface elements compliant to HISSS-Panel Method (e.g. point to point network edge abutments, provision for wake fitting, ...)

TRIST - Representation

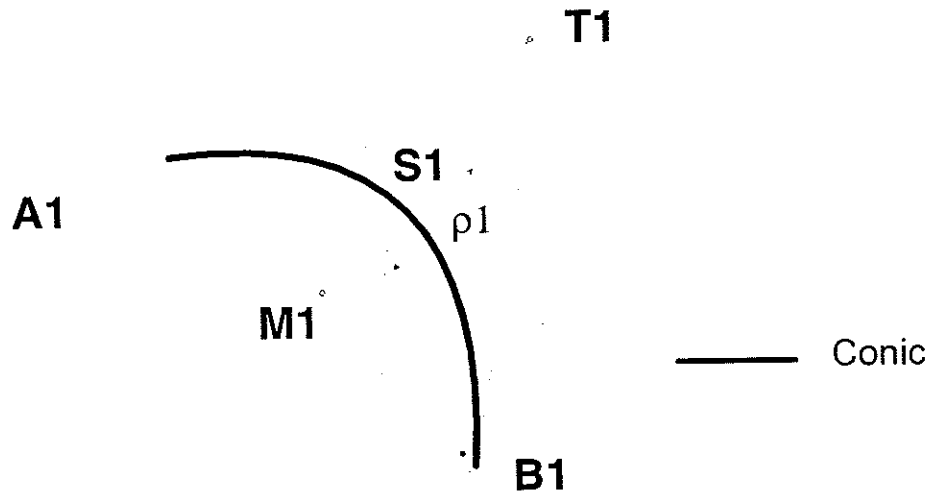
PROJEKTVORLAUF - PROJEKTANALYSE

VRS03LFT.00C / 21.03.1995 / Blatt 26

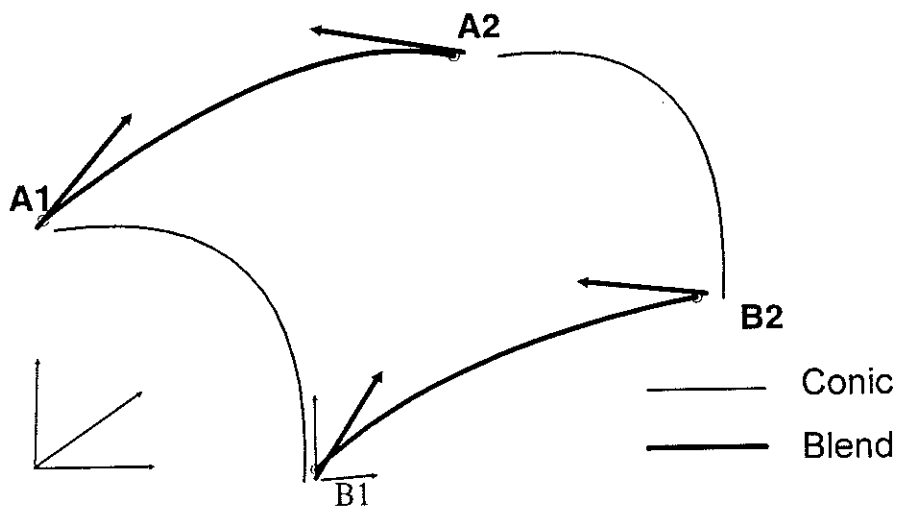
Definition of a PGRID body patch



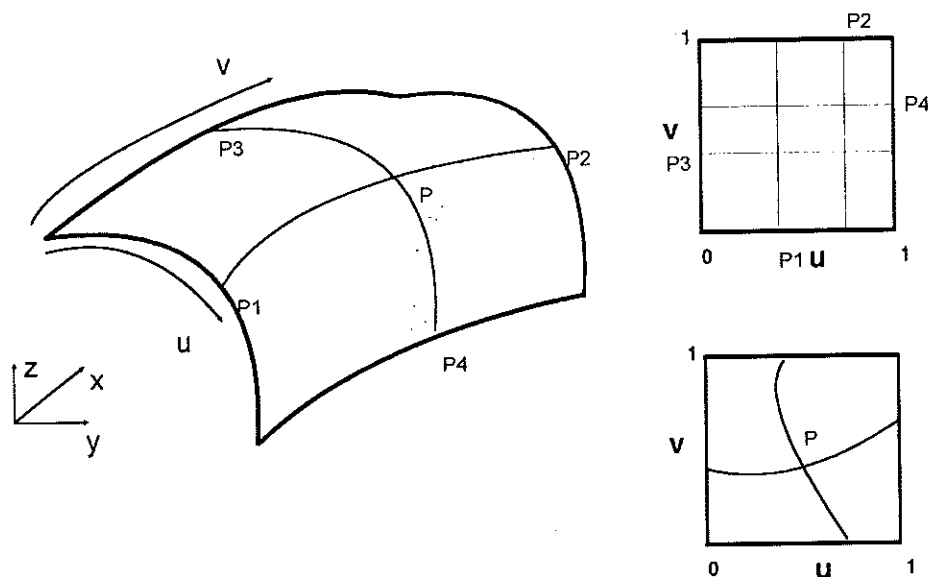
Definition of a CONIC Curve



Scope of BLENDING Functions



Calculation of INNER Points by a LAPLACE Algorithm



PGRID - BACKGROUND IDEAS

- **Conics:** CAD Systems, D.Raymers, USA (RDS Program);
- **Blending Functions:** H.Sobieczky, DLR Göttingen (Geometry Generator, E138)
- **Laplace Algorithms:** Thompson, USA, Eberle/Schwarz, R.Höld, L.Fornasier, Dasa
- **Intersection Algorithm:** T.L. Janssen, USA?, (Hidden Line Algorithm)
- **Topology Bookkeeping:** Honecker et al., ICEM CFD Mesh Generator

Experience gained from use of :

DoGRID (Seubert,Dornier),

EUGRID (Eberle,Dasa Lm),

E138 (Sobieczky,DLR)

PGRID Functionalities.

- *Surface Geometry Generation*
- *Generation and administration of topological information (connectivity)*
- *Highly automatized intersection between configurations components*
- *Automatic remeshing after intersection operations*
- *Generation of multipatch structured mesh (HISST, HYPxxx, GP3dPL, d3V,....)*
- *Automatic generation of wake networks for panel methods (HISST)*
- *Specification of Boundary Condition for downstream analysis process*
- *Application specific output for:*
HISST, HYPxxx, FDRAG,
- *In Preparation:*
HARRIS (Wave Drag), Masseanalyse, AIRPLANE (unstructured Euler)

Was ist PGRID ? / Was ist PGRID nicht?

1. *Kein Ersatz für CAD Systeme wie CATIA, CADDx, AutoCAD, ProCAD , ...*
2. *Kein Ersatz für Netzgeneratoren wie Dogrid, ICEM CFD, Patran, I-deas, MegaCAD*
3. *Kein vollautomatisiertes System für Geometrie und Netzgenerierung*

Sondern

4. *Ein vereinfachtes Geometrie und Netzgenerierungswerkzeug für schnelle und flexible Anwendungen in Vorentwicklung, bedienbar auch von Generalisten*



AUSBLICK

- *Verbesserung der Benutzerfreundlichkeit und Steigerung der Functionalität durch Implementierung einer graphisch unterstützten Bedienungs Oberfläche (Touch & feel mit Mouseclick, Drag & Drop, usw)*
- *Kooperation mit Lehrstuhl für Luftfahrttechnik, TU München bereits im Gange*
- *Portabilität der erzeugten Software muß auf DOS und UNIX Plattformen*
- *gewährleistet bleiben!*

Fazit: Anwendung von Standard-Sprachen und Basis-software unbedingt notwendig:

Fortran 90, C++

Open GL, Open Inventor, OS-Motif, X-Graphics

COMPUTERUNTERSTÜTZTE AUSLEGUNG VON FLUGZEUGSYSTEMEN AM BEISPIEL DER FLUGSTEUERUNG

D. Scholz

Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik

Technische Universität Hamburg-Harburg

1. ZUSAMMENFASSUNG

Flugzeugsysteme - auch bekannt als Grund- oder Ausrüstungssysteme - haben in modernen Transportflugzeugen einen hohen technischen und wirtschaftlichen Stellenwert erreicht. Für den Vorentwurf der immer komplexer werdenden Flugzeugsysteme sucht man spezielle Computerprogramme jedoch bisher vergebens. Es besteht ein Bedarf für ein Computer Aided Engineering (CAE) der Flugzeugsysteme und damit für ein geeignetes DV-Werkzeug.

Flugzeugsysteme fliegen erfolgreich in modernen Flugzeugen. Bei näherer Betrachtung kann jedoch festgestellt werden, daß Standard-Entwurfsverfahren für Flugzeugsysteme oft nicht verfügbar sind. Der Programmierung eines CAE-Tools für den Vorentwurf von Flugzeugsystemen muß daher eine Aufarbeitung der Theorie vorangestellt werden.

Bei der Programmierung eines CAE-Tools sind die Möglichkeiten auszunutzen, die durch die heutige Computertechnik gegeben sind. Graphische Ein- und Ausgabe, Benutzerfreundlichkeit und die Beachtung von Oberflächenstandards sind heute Voraussetzung für die Akzeptanz durch den Anwender. Dies erfordert eine hohe Investition an Programmieraufwand. Durch die konsequente Beachtung einer hardwareunabhängigen Programmierung - besonders bei der Erstellung der Gaphik - kann diese Investition geschützt werden.

2. EINLEITUNG

Die Ingenieurarbeit während Vorentwicklung und Entwicklung besteht bekanntlich darin, die Details des Entwurfes schriftlich festzuhalten. Beim Bau von zivilen Transportflugzeugen werden mit fortschreitendem Gang der Entwicklung u.a. Dokumente erstellt wie in Bild 1 dargestellt. Computer werden zur Unterstützung herangezogen. Zur Erstellung der *Aircraft Definition Note* eignen sich Flugzeugentwurfsprogramme wie z.B. [1] und [2]. Zur Erstellung einer System- oder Sub-System-Specification werden CAD, Simulationsprogramme oder Spezialprogramme der Fachabteilungen herangezogen. Für die Vorentwicklung von Flugzeugsystemen (die Vorentwicklung schließt etwa mit der Erstellung der *System Definition Note* ab), fehlt derzeit eine gezielte Computerunterstützung.

Diese Lücke kann mit einem DV-Werkzeug geschlossen werden, welches sich anlehnt an den Aufbau und das Vorgehen, wie er bei Flugzeugentwurfsprogrammen bekannt ist (vergleiche u.a. [3]). Dabei sollte auf Daten aufgebaut werden, wie sie in der *Aircraft Definition Note* enthalten sind.

In diesem Beitrag soll das Konzept des CAE-Tools vorgestellt werden. Anschließend soll dann auf die Grundlagen der Programmierung eingegangen werden. Mathematische Grundlagen zum Tool werden in diesem Beitrag nicht behandelt. Diese wurden bisher in [4], [5] und [6] dargestellt.

3. PROGRAMM-MODULE

Die Module des DV-Werkzeuges zum Entwurf von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen sind in Bild 2 gezeigt. Aus den Daten der *Aircraft Definition Note* werden solche aerodynamischen Derivativa berechnet, wie sie für nachfolgende Rechnungen benötigt werden. Die statische und dynamische Auslegung der Flugsteuerungsaktuatoren ist möglich, wenn Ruderscharniermomente und Stellgeschwindigkeiten unter Beachtung des verfügbaren Einbauraums und der allgemeinen Spezifikationsdaten für Stellsysteme bekannt sind. Die Flugsteuerungskonfiguration - also die Zuordnung von Energie- und Signalquellen auf die Flugsteuerungsaktuatoren - wird so festgelegt, daß die höchste Manövrierbarkeit des Flugzeugs unter Normal- und Ausfallzuständen erreicht wird. Mit der Flugsteuerungskonfiguration, sowie den Anforderungen der Flugsteuerung und anderer Verbraucher an das Hydrauliksystem kann das Hydrauliksystem ausgelegt werden. Mit einer Entwurfsbewertung durch eine speziell an Flugzeugsysteme angepaßte DOC-Methode kann der Entwurf bewertet werden.

Die Entwurfsunterstützung durch das CAE-Tool ist rein algorithmisch. Denkbare wäre auch der Einsatz eines Expertensystems wie Bild 3 am Beispiel eines Entwurfes der Firma *Rockwell International* zeigt [7].

Die Programm-Module des CAE-Tools werden auf einer graphischen Oberfläche über Icons gestartet. Bild 4 zeigt dies am Beispiel einer Windows-Oberfläche. Über weitere Icon kann zu jedem Modul jeweils ein Hypertext-System aktiviert werden. Das Hypertext-System enthält eine "Wissensbasis" mit technischen Hintergründen zum Pro-

gramm-Modul, Lösungsstrategien und "Lessons Learned". Dienstprogramme z.B. für die graphische Darstellung von Berechnungsergebnissen stehen zur Verfügung.

Die Module bestehen aus einem Hauptfenster, welches die Eingabewerte aufnimmt (Bild 5). Nach dem Start der Berechnung werden die Ergebnisse in einem Ergebnisfenster angezeigt. Eine graphische Aufbereitung der Ergebnisse ist mit Hilfe eines technisch-wissenschaftlichen Plot-Programms (GNU PLOT, ein Public Domain Programm) möglich, welches in die Oberfläche integriert wurde. Das Hypertext-System zum jeweiligen Programm-Modul kann ebenfalls über das "Hilfe-Menü" gestartet werden.

Die Daten werden automatisch in einer universellen Datenbasis gespeichert und aus dieser bei Bedarf auch wieder ausgelesen. Die Datenbasis ist eine ASCII-Datei, die bei Bedarf von anderen Programmen (Editor, Datenbank, Tabellenkalkulationsprogramm, ...) bearbeitet werden kann. Die einzelnen Daten der Datenbasis werden durch ein Schlüsselwort identifiziert. Das Schlüsselwort wird aus verschiedenen Teilen gebildet. Diese Teile des Schlüsselwortes gehen aus einer hierarchischen Gliederung möglicher Daten hervor.

Die Module sind selbständig lauffähig. Zusätzliche Software ist nicht erforderlich.

Die Softwarequalität wird durch eine konsequente Programmierung nach einer eigens erstellten Programmierrichtlinie sichergestellt. Zusätzlich werden die einschlägigen DIN und ISO-Normen (ISO 9241, DIN 66234) bei der Erstellung der graphischen Oberfläche beachtet.

Die Bilder 6 bis 8 zeigen "Momentaufnahmen" weiterer Module. Skizzen (Bild 6) definieren die Eingabewerte. Ergebnisse werden - wann immer dies sinnvoll ist - graphisch dargestellt, wie in Bild 7 z.B. die Lage des Aktuators im Einbauraum oder wie in Bild 8 der Wert des effektiven Hebelarms eines Aktuators als Funktion des Ruderausschlages.

Ergebnisse, die anderen Modulen wieder als Eingabewerte dienen, können in der Datenbasis gespeichert werden. In dieser Weise werden Daten von einem Modul an das nächste weiter gegeben.

4. PROGRAMMIERUNG

Früher bestand eine Applikation aus einem mehr oder weniger homogenen Gebilde von Programmzeilen, die sowohl die Bildschirmausgabe als auch die Verbindung zur Datenbasis übernahmen. Heute sollte die Applikation nur noch aus dem Programmcode bestehen, der die eigentliche Rechnung ausführt (Bild 9). Programmcode zur Darstellung der Ein- und Ausgabe am Bildschirm sollte von der Applikation getrennt sein. Zur Erledigung dieser Aufgabe bietet sich ein User Interface Management System (UIMS) an. Über das UIMS wird das Aussehen der Oberfläche einschließlich der Reaktion

auf beliebige Eingaben definiert. Ein Datenbank Management System (DBMS) übernimmt die Verbindung zur Datenbasis. Das DBMS wurde für die sehr einfache Datenverwaltung beim CAE-Tool selbst programmiert. Die Funktionalität des DBMS wurde oben bereits beschrieben.

Die durch das User Interface Management Systems (UIMS) zu lösende Aufgabe ist nach dem *Seeheim-Modell* [8] (Bild 10) strukturiert. Das *Seeheim-Modell* ist ein Schichtenmodell, welches eine Trennung von Präsentationsschicht und Anwendungsschicht vorsieht. Die Verbindung wird über "Messages" hergestellt, die über die "Dialogkontrolle" gesteuert werden. In Ausnahmefällen ist auch ein direkter Zugriff von der Anwendung auf die Präsentationsebene möglich.

Die zur Programmierung des CAE-Tools erstellte Umgebung ist in Bild 11 gezeigt. Der PC unter DOS und Microsoft Windows wurde als primäre Entwicklungsplattform gewählt, weil hier (gegenüber Workstations) die größten Restriktionen bei der Programmierung zu beachten sind und somit eine Portierung auf andere Systeme möglich wird. Die Applikation wird mit einem C-Compiler (MS C/C++ 7.0) erstellt. Um die Portabilität zu sichern, wird nur der ANSI-Sprachumfang genutzt. Es hat sich gezeigt, daß der so erstellte C-Quellcode nahezu ohne Modifikationen auf eine Workstation compiliert werden kann.

Die Graphik wird mit OpenUI, einem UIMS der Firma *Open Software Associates* erstellt. *OpenUI* ermöglicht eine hardwareunabhängige Programmierung der Graphik. Bilder, die mit dem Zeichenprogramm *CorelDraw* erstellt wurden, können mit Hilfe von *OpenUI* eingebunden werden. Die Oberflächeninformationen werden in einer Datei abgespeichert, die als "Dictionary" bezeichnet wird. Das Dictionary muß zur Laufzeit der Programme neben der ausführbaren Datei (*.exe) auf dem Rechner verfügbar sein. Die Anpassung an die spezielle Hardware geschieht durch die "OpenUI Library", die direkt auf die Schnittstellen der Fenstersysteme (Windows, Motif, ...) zugreift. Über "Context Identifier" wird die Programmierung eines kontextsensitiven Zugangs zum Hypertextsystem möglich. *OpenUI* sorgt für das richtige Zusammenspiel zwischen Oberfläche und Hypertextsystem.

Das Hypertextsystem wird über die Windows Hilfe als primäre Entwicklungsplattform realisiert. Die Windows-Hilfe-Dateien werden mit dem Programm *Help Magician* erstellt. Der *Help Magician* erstellt die Hilfedatei im Rich-Text-Format (RTF) sowie das Help-Projekt-File automatisch und ruft den Help-Compiler unter Windows auf. RTF-Dateien können für jede andere Hardware-Plattform von *OpenUI* über eine Konvertierung in die entsprechenden Hilfesysteme umgewandelt werden. Für Fenstersysteme, die kein Hilfesystem zur Verfügung stellen, wird das "OpenUI Default Help System" (ODHS) angeboten.

Das Plotprogramm *GNU PLOT* wird von der Oberfläche der CAE-Programm-Module als selbständiges Programm gestartet. Die Plot-Daten und die Plot-Kommandos werden dabei vor dem Start von *GNU PLOT* in entsprechende Dateien geschrieben.

LITERATUR

- [1] Kossira, H.; Heinze, W.; Bardenhagen, A.: *Entwurfswerkzeug PRADO, Entwicklungsstand, Anwendungen und zukünftige Perspektiven*, (DGLR-Workshop: Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung, Hamburg, 13. Nov. 1995), DGLR, Bonn, 1995.
- [2] Kranz, O.; Haberland, C.: *Visual Capda - Einsatz innovativer Informationstechnologie für den Entwurf und die Analyse von Verkehrs- und Transportflugzeugen*, (DGLR-Workshop: Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung, Hamburg, 13. Nov. 1995) DGLR, Bonn, 1995.
- [3] DARCorp: *Advanced Aircraft Analysis, Design, Analysis and Research Corporation*, 120 East Ninth Street, Suite 2, Lawrence, Kansas, 66044, USA. - Produktinformation.
- [4] Scholz, D.: *Betriebskostenschätzung von Flugzeugsystemen als Beitrag zur Entwurfsoptimierung*, (DGLR-Jahrestagung, Bonn, 26. - 29. Sept. 1995) DGLR, Bonn, 1995.
- [5] Scholz, D.: *Computer Aided Engineering zur Auslegung von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen*, (10. Fachtagung Hydraulik und Pneumatik, Dresden, 5./6. Okt. 1995) Technische Universität Dresden, 1995.
- [6] Scholz, D.: *Development of a CAE-Tool for the Design of Flight Control and Hydraulic Systems*, (AERO-TECH 95, Birmingham, 17. - 19. Okt. 1995) Institution of Mechanical Engineers, London, 1995.
- [7] Busch, D.A.; Aldana, J.F.: *An Approach to Aircraft Subsystem Design and Integration*, (12th Digital Avionics Conference, 25. - 28. Okt. 1993) Institution of Electrical and Electronics Engineers (IEEE) and American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 1993.
- [8] Hübner, Wolfgang: *Entwurf Graphischer Benutzerschnittstellen*, Springer, 1990.

Dokumente	CAE-Tools
A/C Definition Note	Flugzeug-entwurfsprogramme
A/C Standard Spec'	
System Definition Note	fehlende Rechner- unterstützung
System Specification Sub-System Spec' Equipment Spec' System Description Note	CAD, Spezial- programme, ...



Entwicklung eines DV-Werkzeuges zum Entwurf von Flugzeugsystemen

- ➔ Aufbauen auf den Daten der A/C Definition Note
- ➔ DV-Werkzeug gestalten in Anlehnung an Flugzeugentwurfsprogramme

Bild 1: Bedarf für eine Rechnerunterstützung bei der Auslegung von Flugzeugsystemen

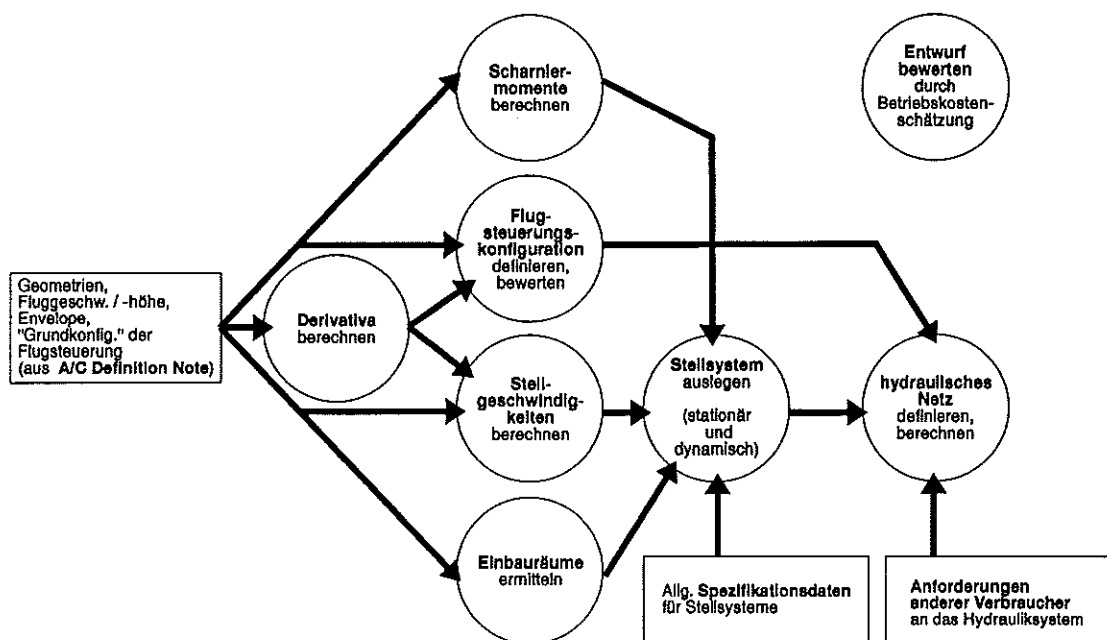


Bild 2: Module des DV-Werkzeuges zur Auslegung von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen

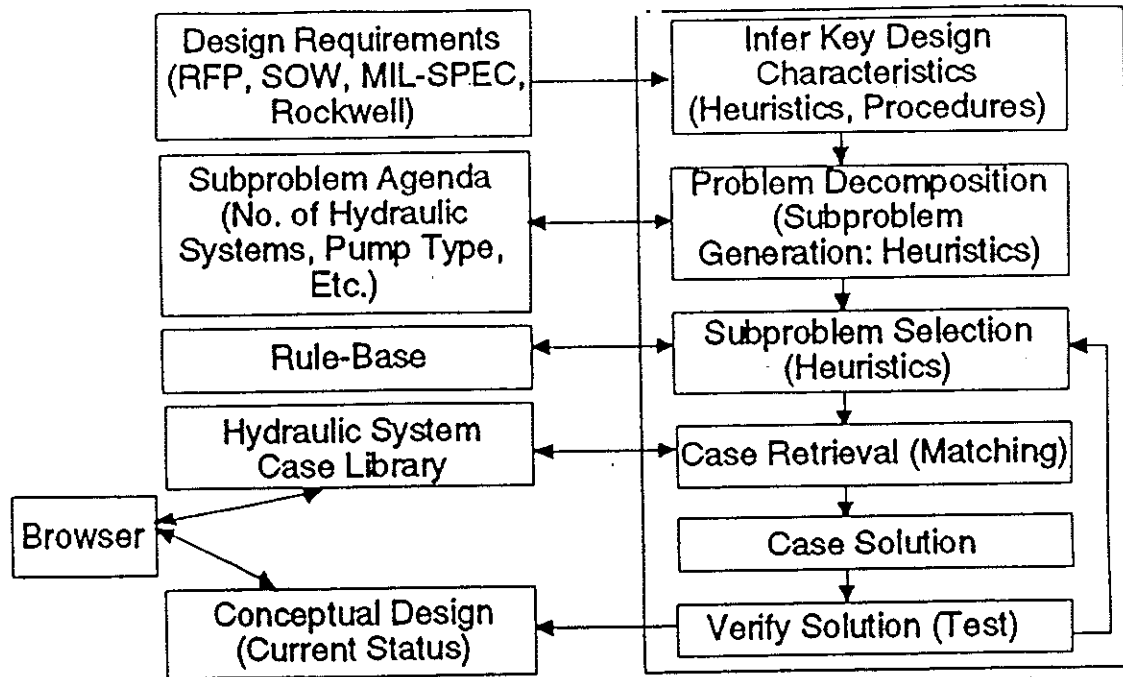


Bild 3: Rockwell International: Computer Aided Engineering for Utility System Development. Use of a "Hybrid Case- and Rule-Based Reasoning Design System"

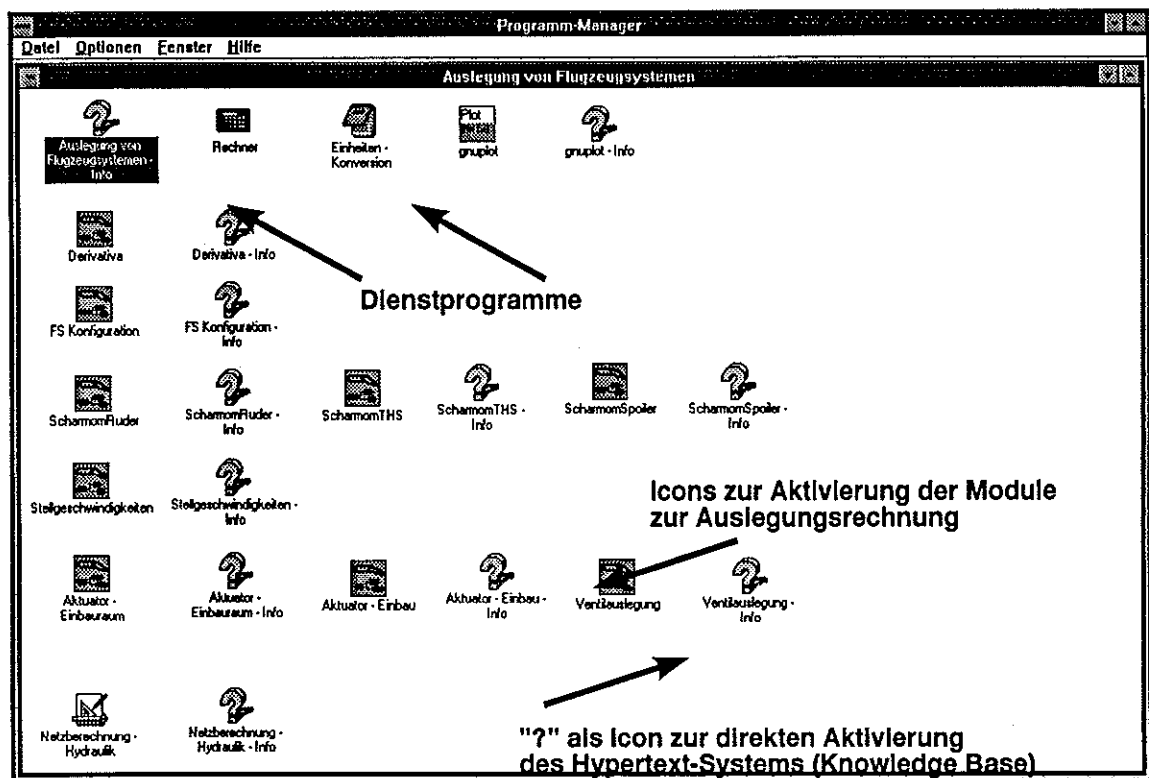


Bild 4: Workplace der Module zur Auslegung von Flugzeugsystemen (hier: Auslegung von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen)

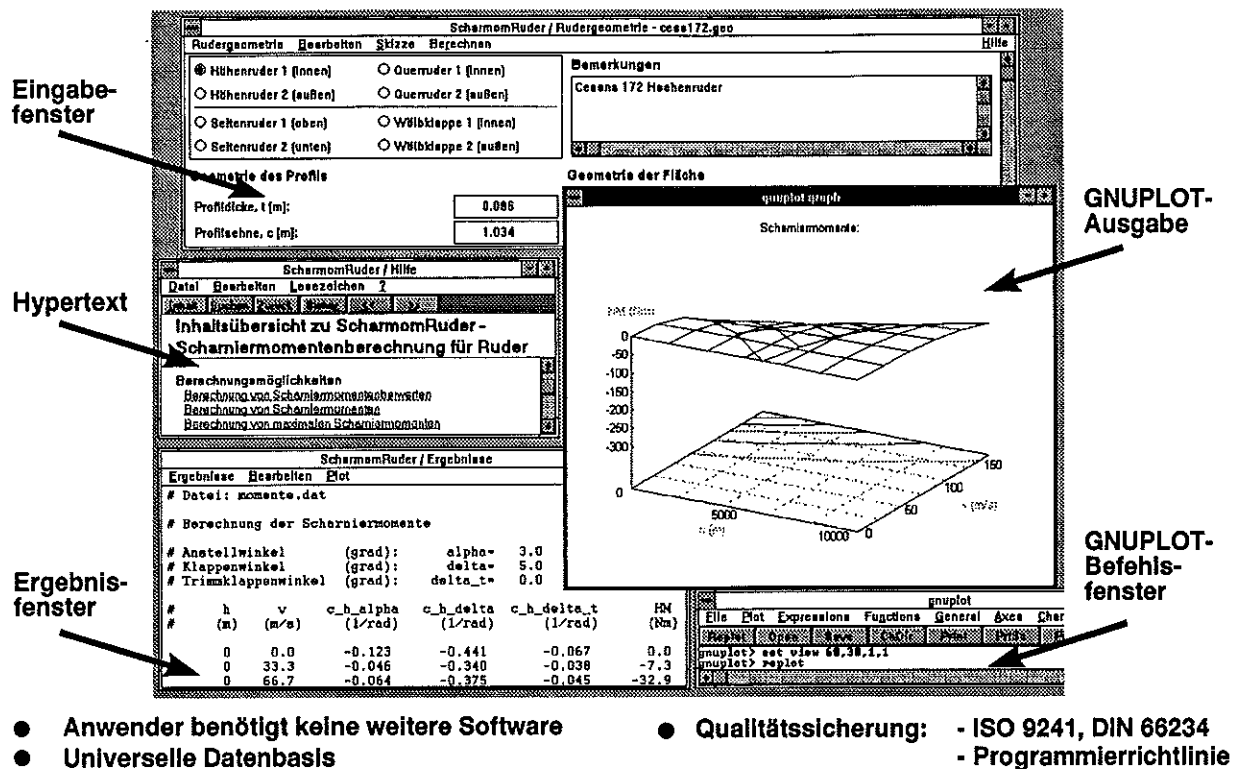


Bild 5: "Momentaufnahme" der Oberfläche zum DV-Werkzeug am Beispiel der Scharniermomentenberechnung

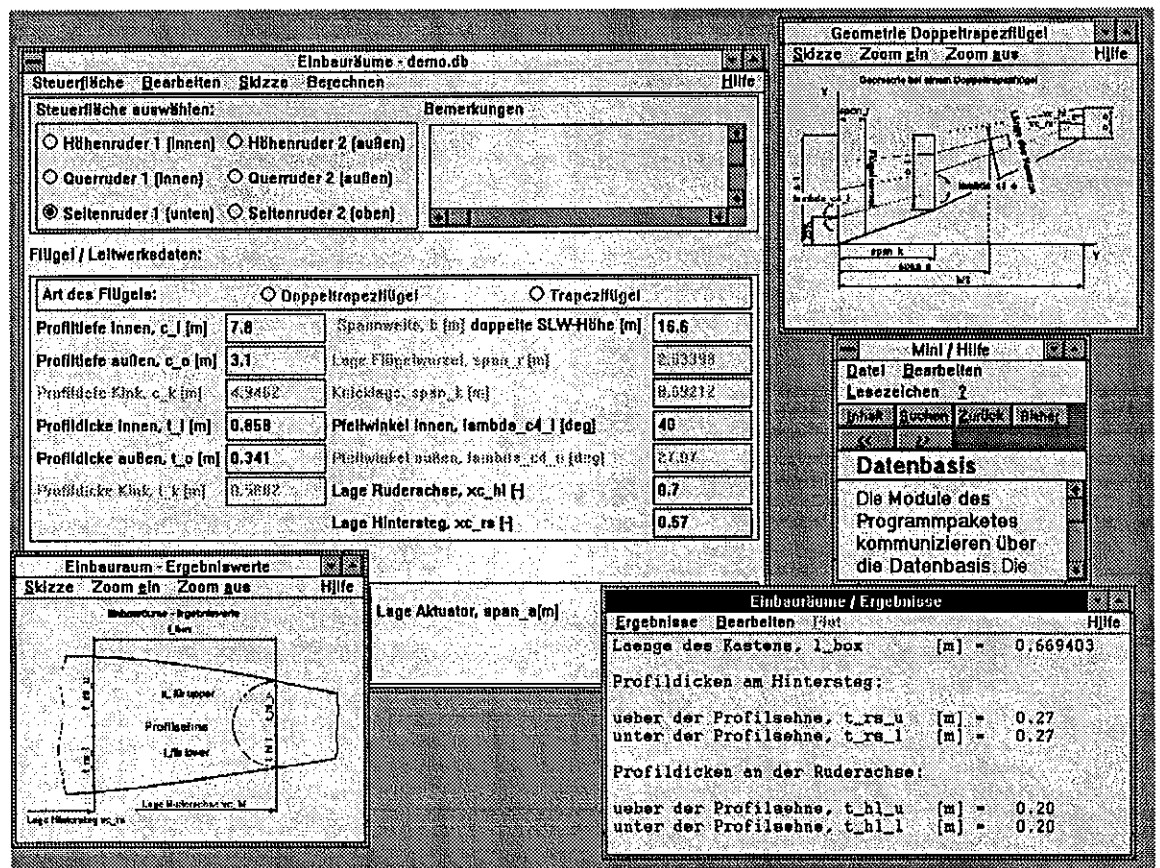


Bild 6: "Momentaufnahme" der Oberfläche zum DV-Werkzeug am Beispiel der Einbauraumberechnung

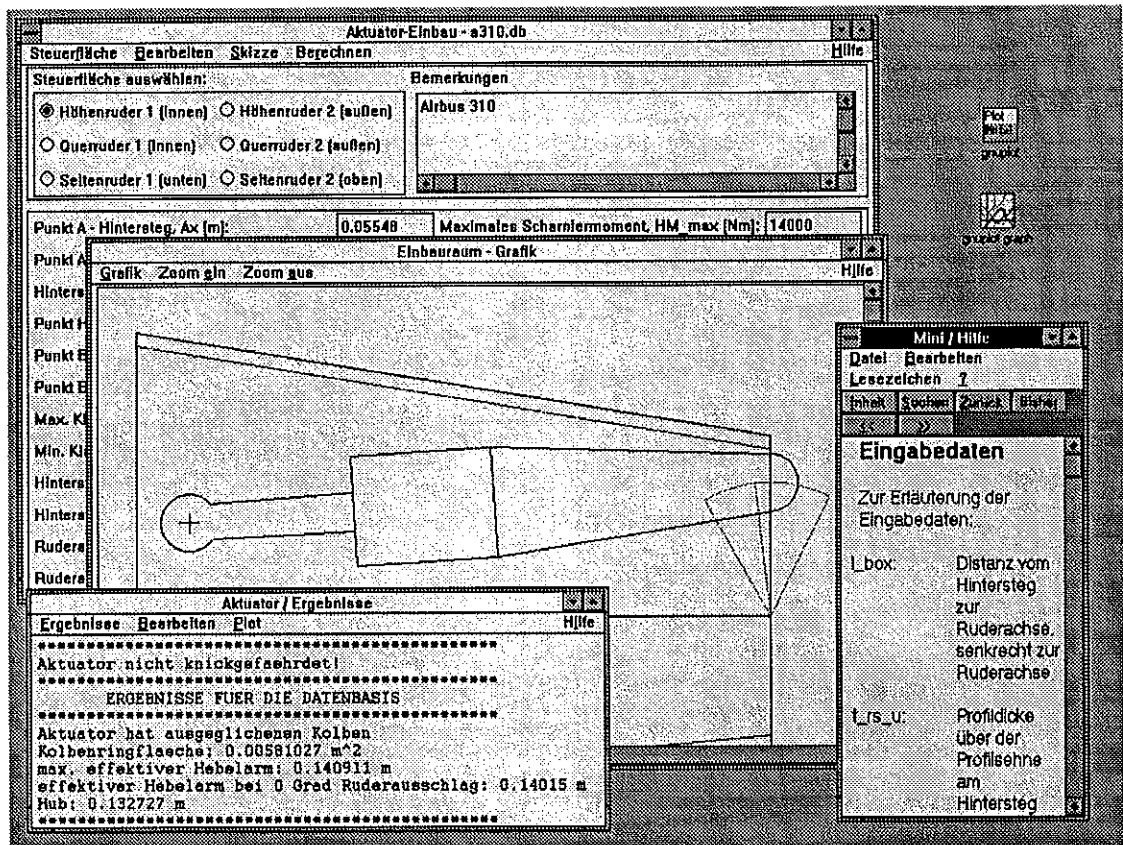


Bild 7: "Momentaufnahme" der Oberfläche zum DV-Werkzeug am Beispiel Aktuator - Einbau

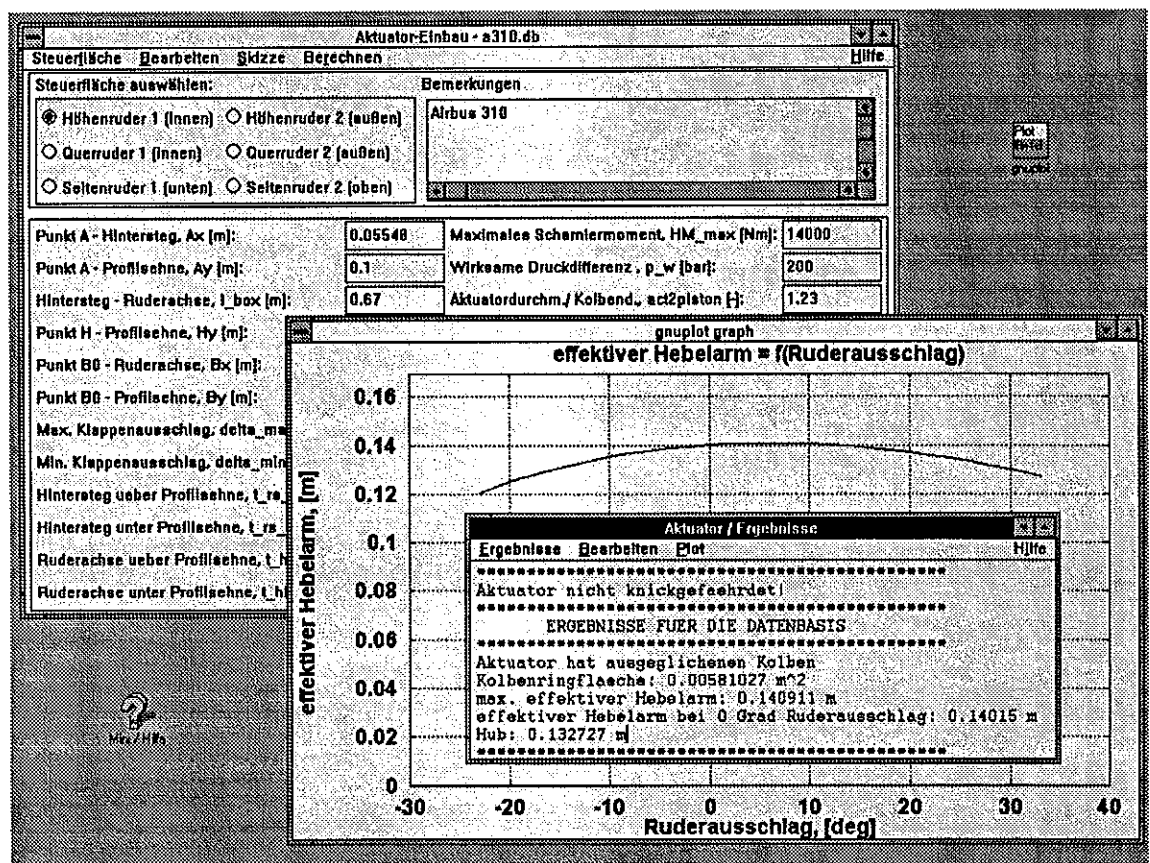


Bild 8: "Momentaufnahme" der Oberfläche zum DV-Werkzeug am Beispiel Aktuator - Einbau

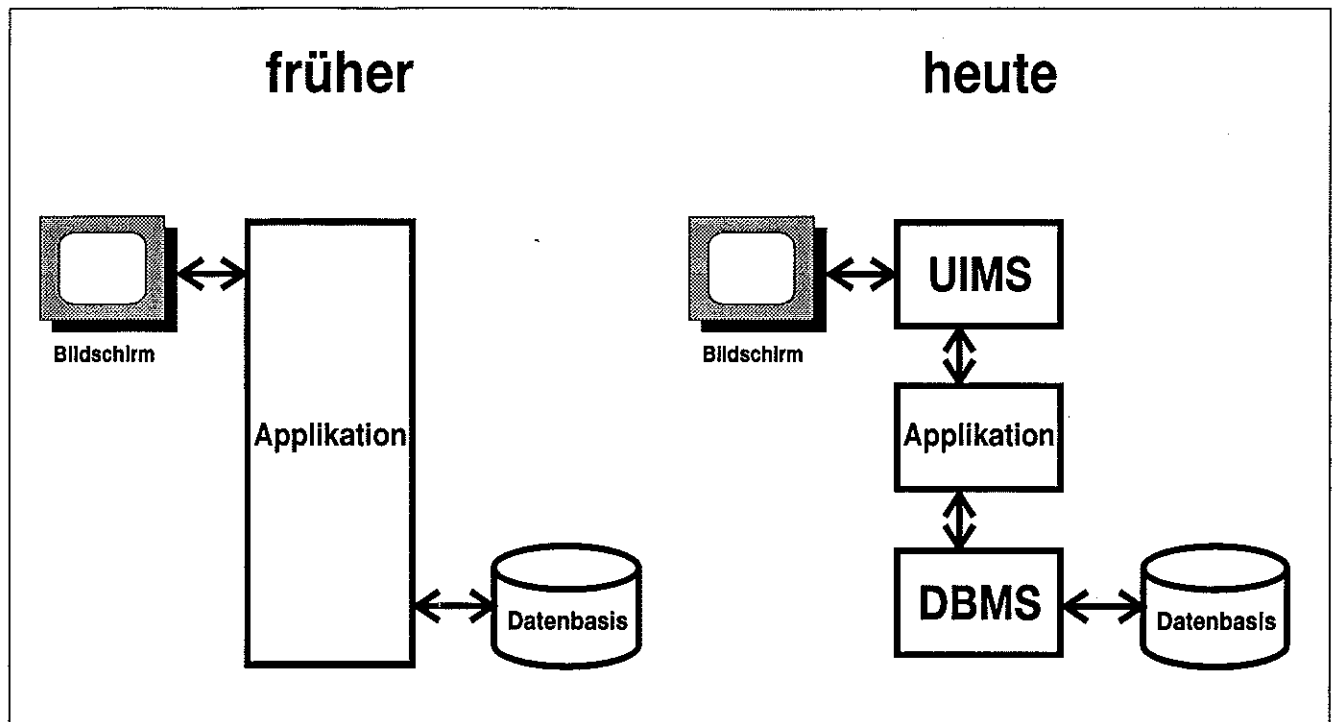


Bild 9: Programmstruktur: früher und heute

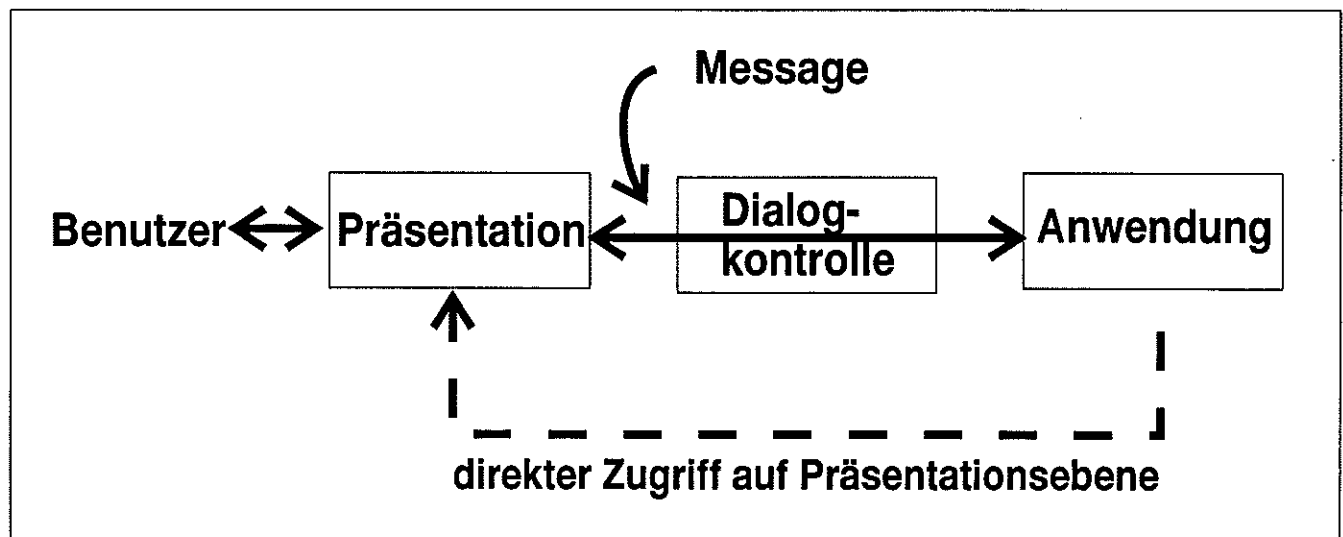


Bild 10: Das Seeheim-Modell: Strukturierung der Aufgabe von User Interface Management Systems

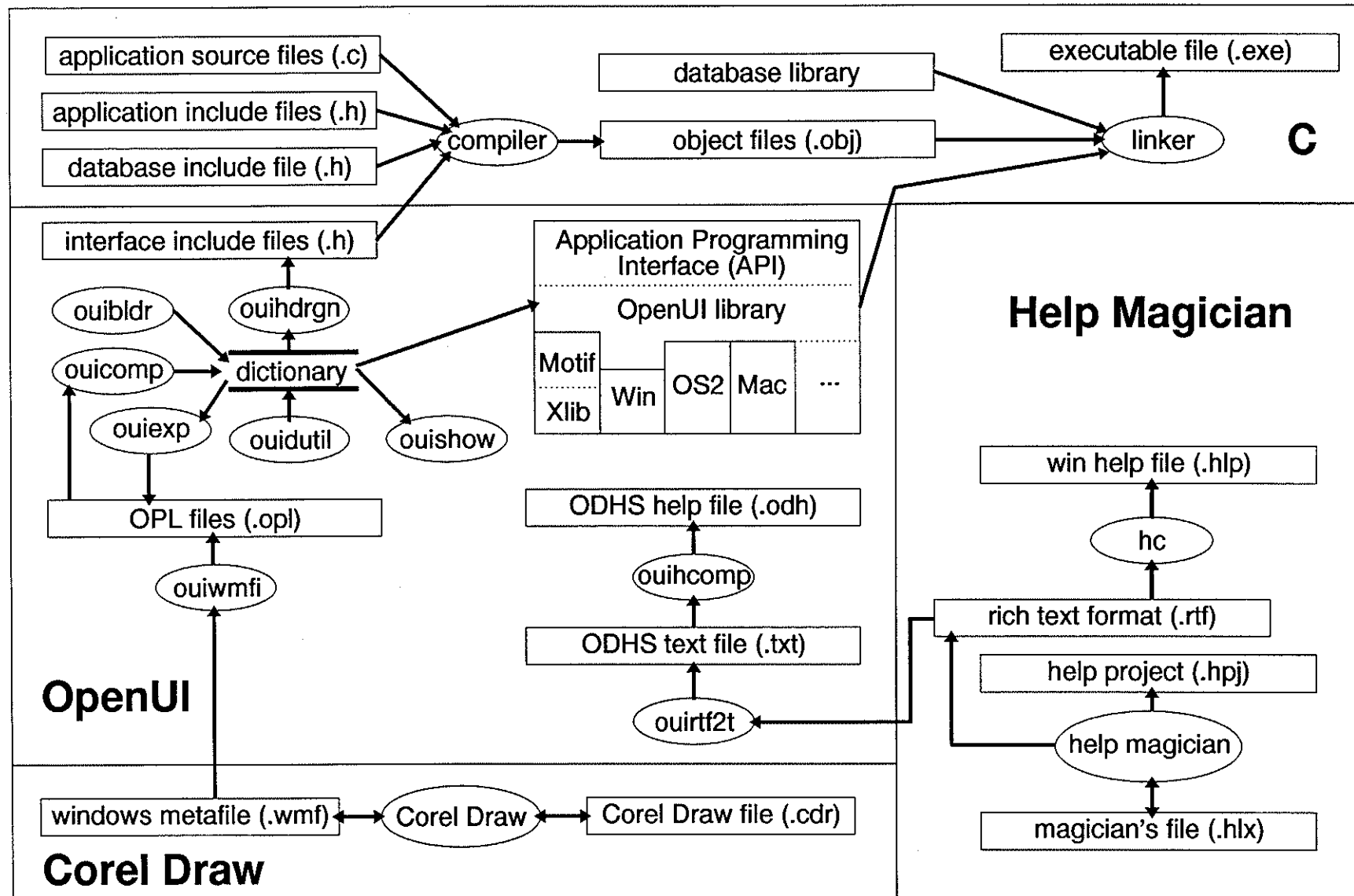


Bild 11: Programmierungsumgebung

Entwurfswerkzeuge für Überschall- und Hyperschallflugzeuge

T. Eggers, R. Radespiel

DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik
Braunschweig

Inhalt:

1. Aerodynamische Vorentwurfsmethodik für Hyperschallflugzeuge mit hoher aerodynamischer Güte
2. Aerodynamische Optimierung zwischen Überschall und Hyperschall

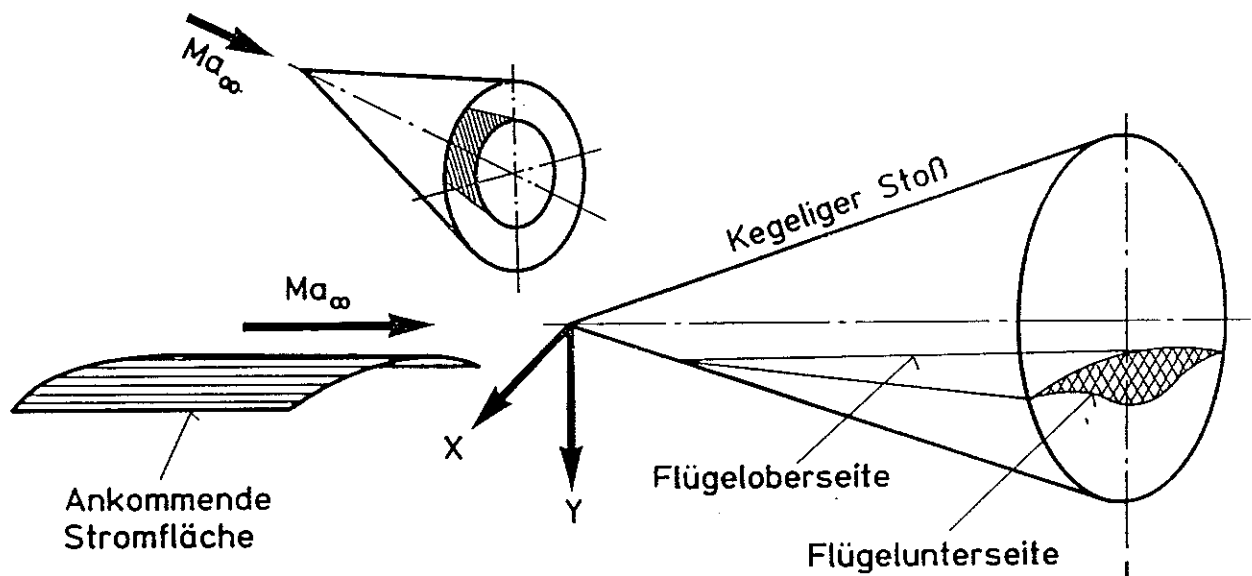
DGLR-Workshop
Entwicklungswerkzeuge
zur Flugzeugauslegung



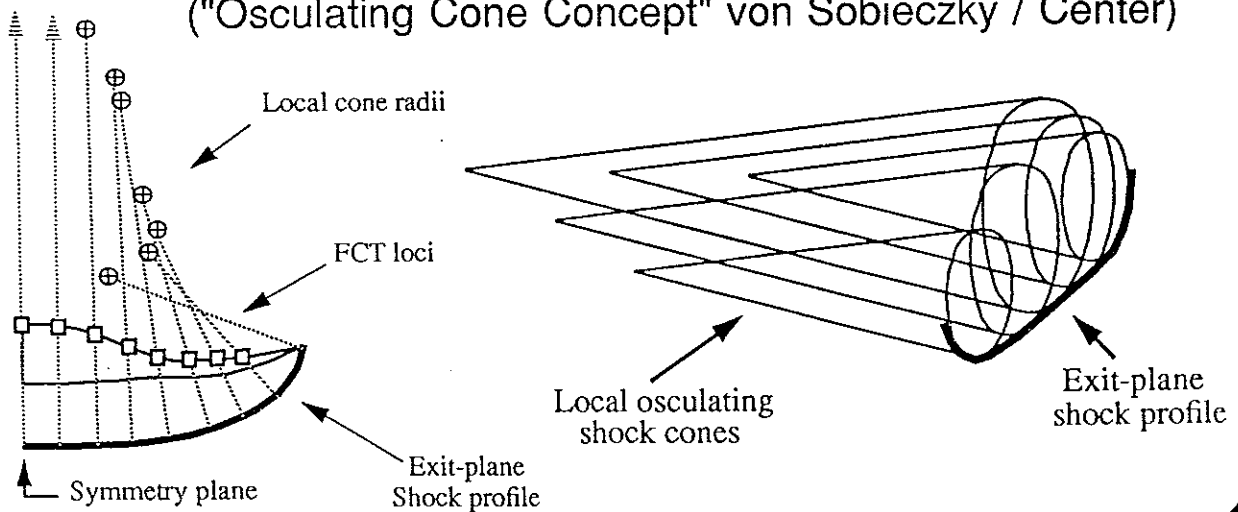
Eingabegrößen für den Wellenreiterentwurf:

- Machzahl
- Stoßwinkel
- Stoßprofil in der Ausflußebene
- Vorderkanten geometrie

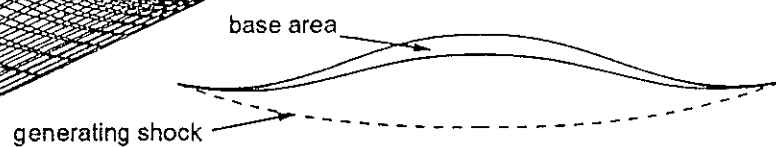
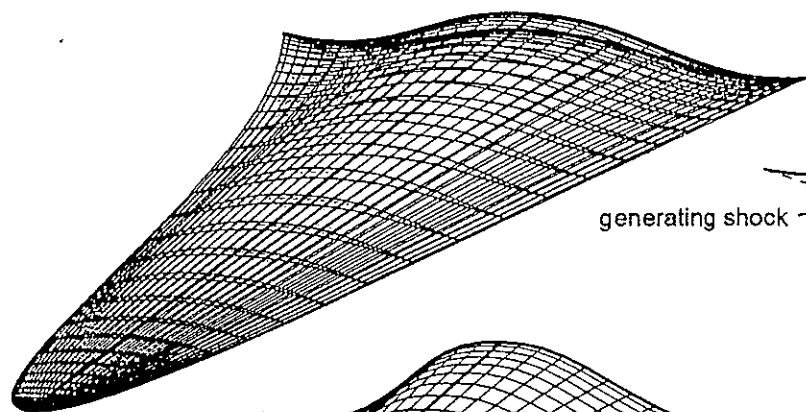
Entwurf konischer Wellenreiter



Interaktives Entwurfsverfahren WIPAR: ("Osculating Cone Concept" von Sobieczky / Center)



Waverider Geometries with Different Shock Angles

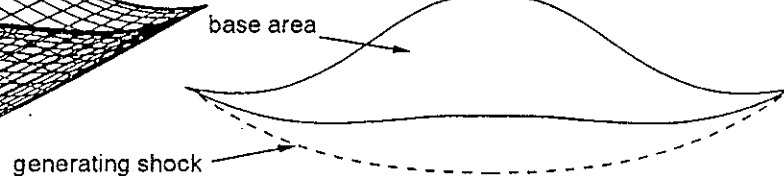
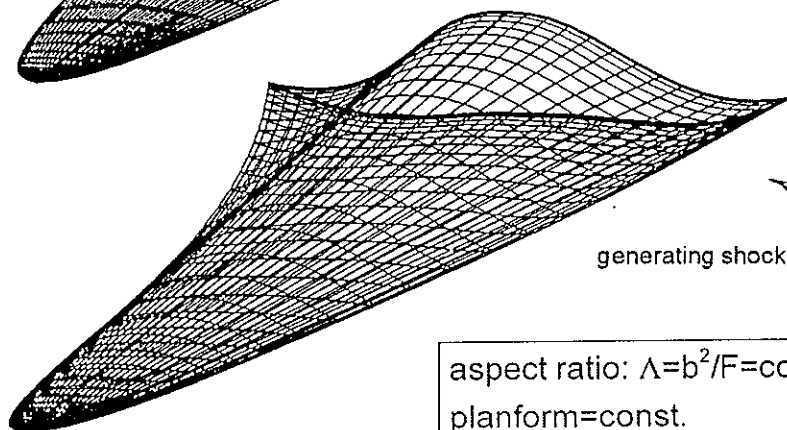


WRE12.0-BETA55

$M_{\text{Design}} = 12.0$

$\alpha = 0^\circ$

shock angle: $\beta = 5.5^\circ$



WRE12.0-BETA105

$M_{\text{Design}} = 12.0$

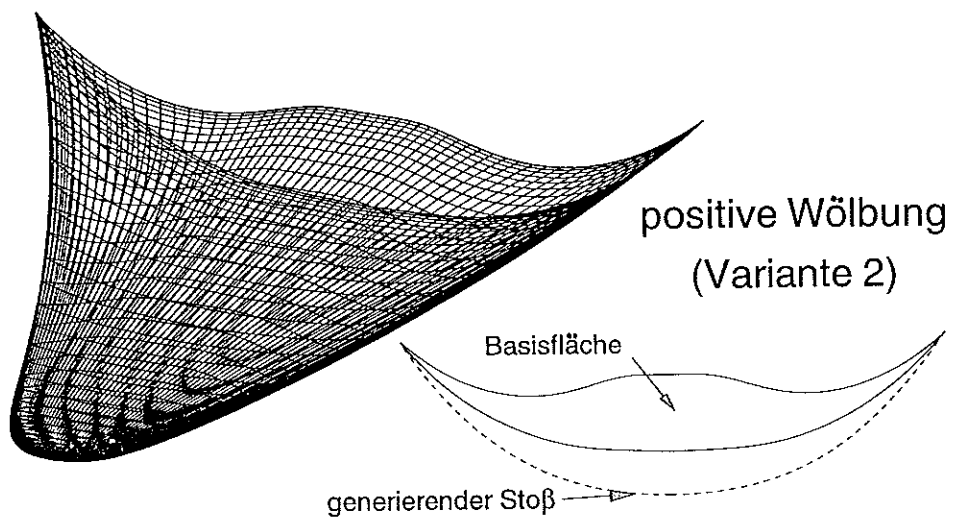
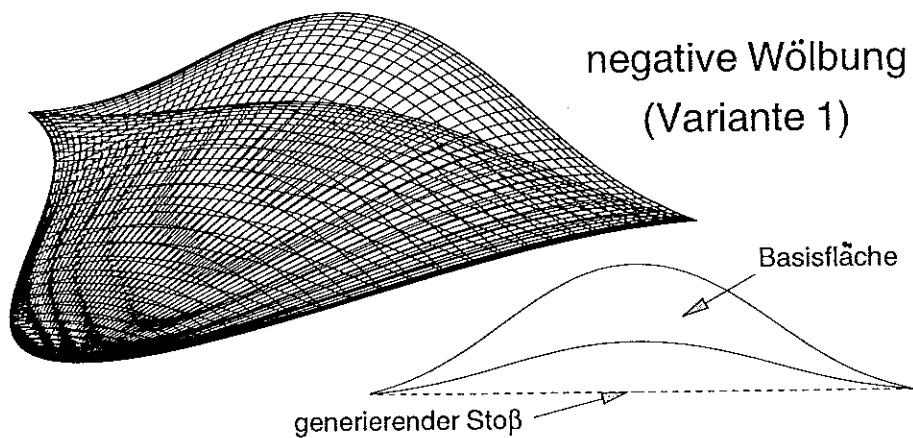
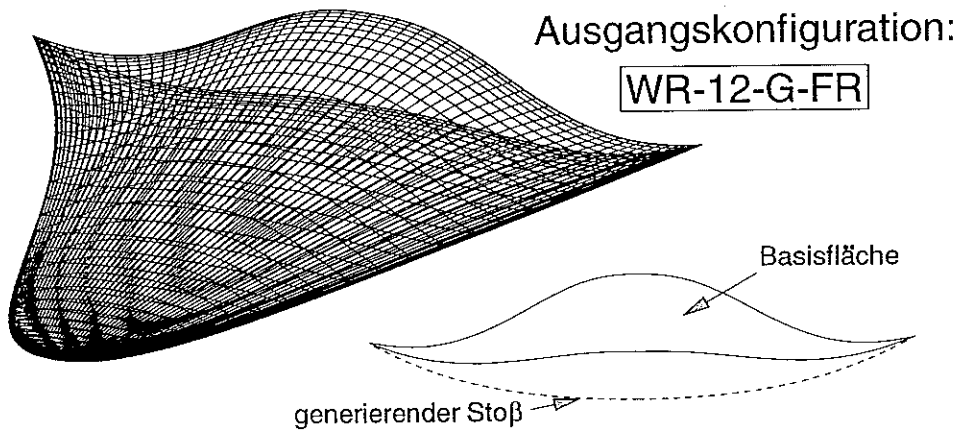
$\alpha = 0^\circ$

shock angle: $\beta = 10.5^\circ$

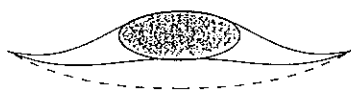
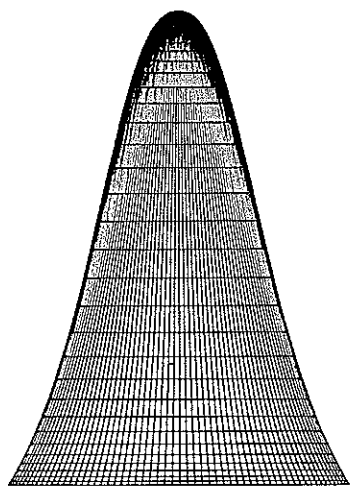
aspect ratio: $\Lambda = b^2/F = \text{const.}$
planform = const.



DLR



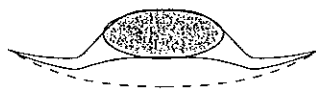
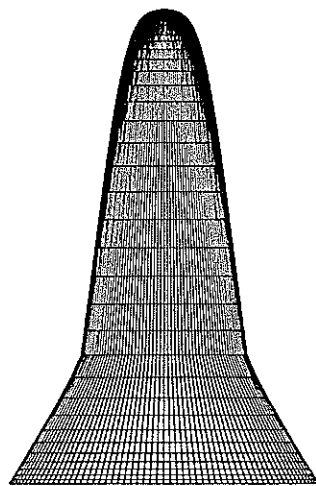
Development of Waverider Shapes for Integrated Designs



$$M_{\text{Design}}=12.0$$

$$A_{\text{Ref}}/L^2=0.373$$

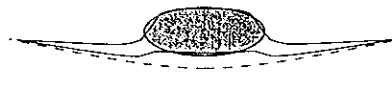
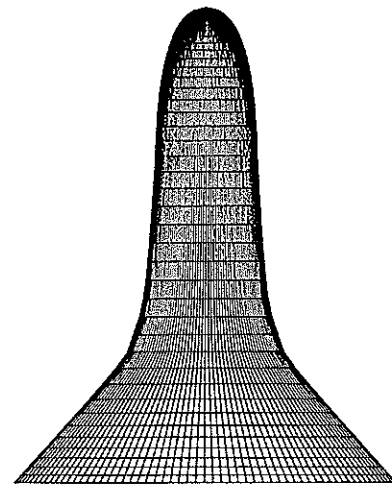
$$X_N/L=0.625$$



$$M_{\text{Design}}=12.0$$

$$A_{\text{Ref}}/L^2=0.311$$

$$X_N/L=0.607$$



$$M_{\text{Design}}=25.0$$

$$A_{\text{Ref}}/L^2=0.308$$

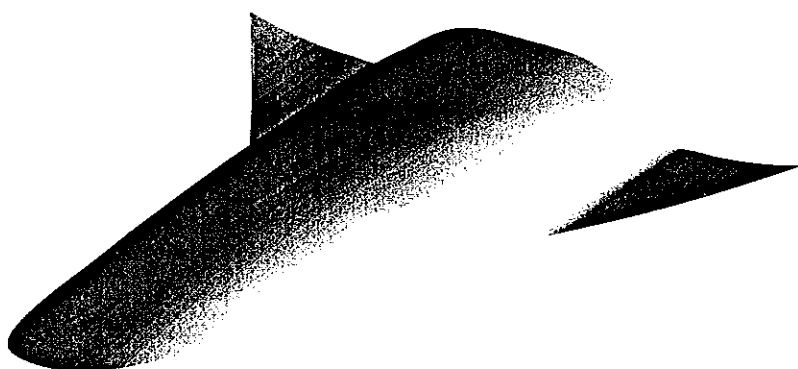
$$X_N/L=0.64$$

(neutral point position for $M_{\infty}=6.0$)

Eggers / 1/ 24.03.95



Transformationsmodul für hypersonische Wellenreiter



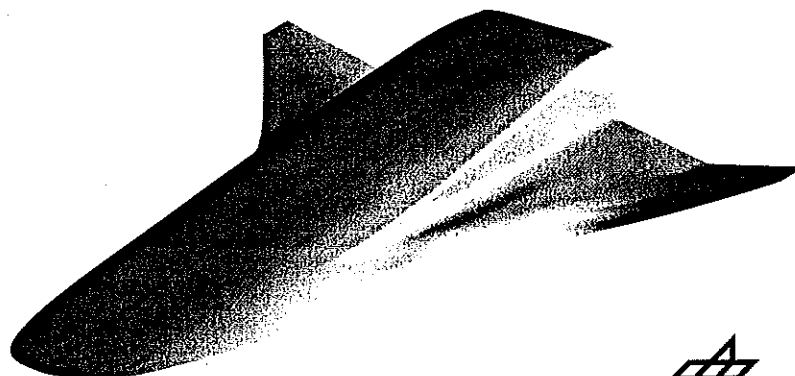
Wellenreiterentwurf
(WR-12-GD-Fre)

WR - TRAFO

Input:

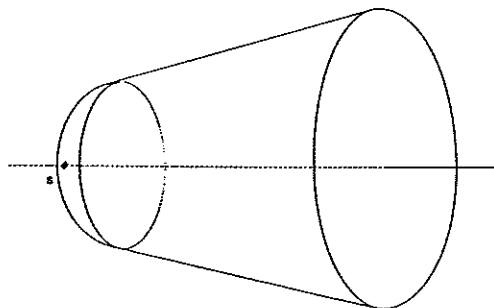
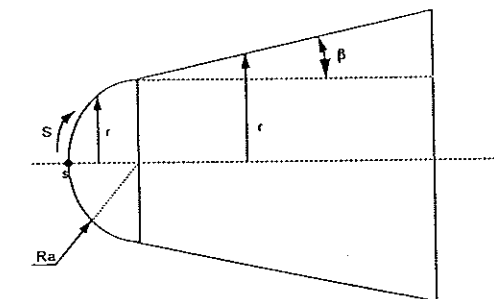
- Hinterkanten geometrie
- Scharnierliniengeometrie
- Expansionswinkel
- Triebwerksgeometrie

Transformation
(WR-12-GD-Exp)

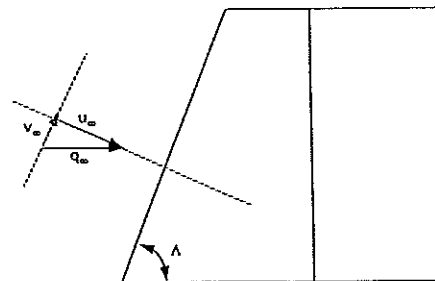
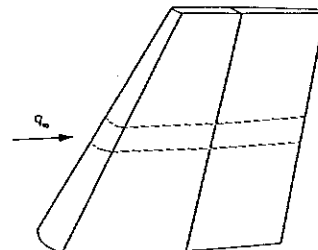


HOTSOSE - ein approximatives aerodynamisches Vorentwurfsverfahren für Kräfte, Momente und Wärmelasten von Flugkörpern im Hyperschall

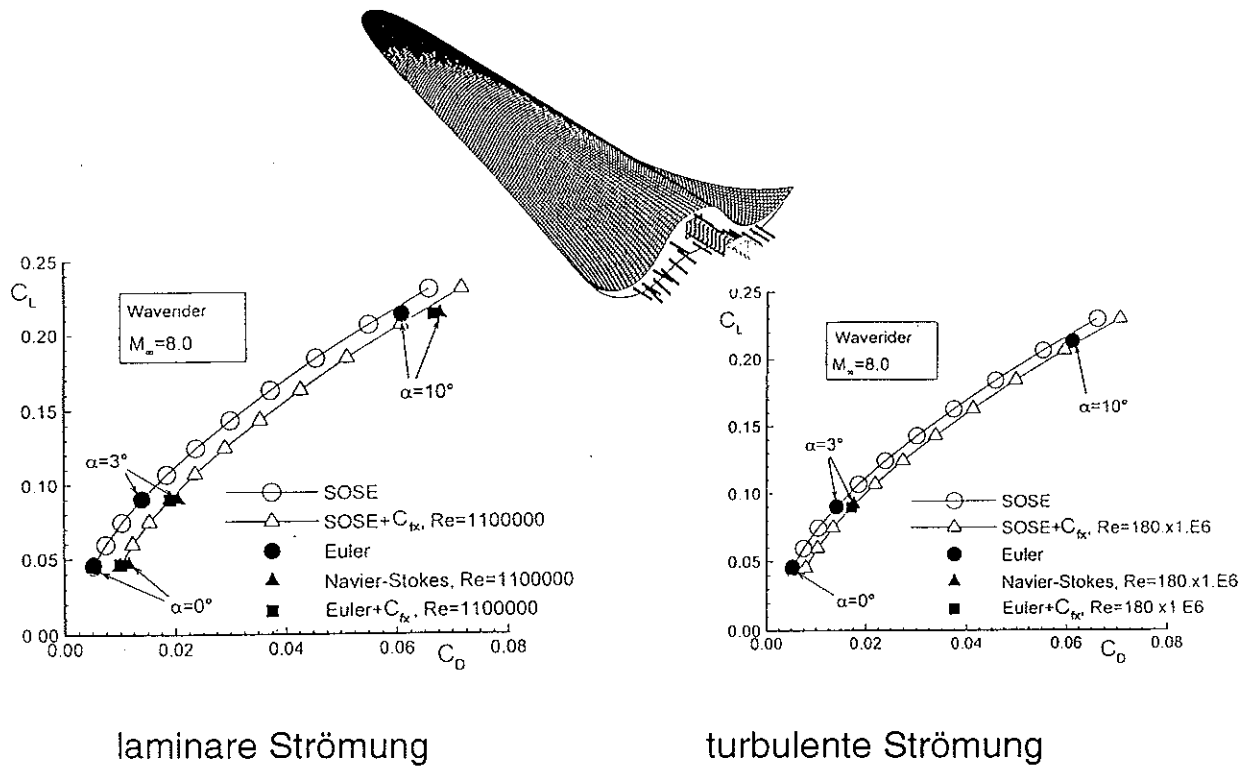
- Stoß-Expansionstheorie für reibungslose Strömung
- Grenzschichtnäherungen für reibungsbehaftete Strömungen
- Validierung mit Navier-Stokes Verfahren
- Aufteilung der Flugkörper in generische Geometrien:



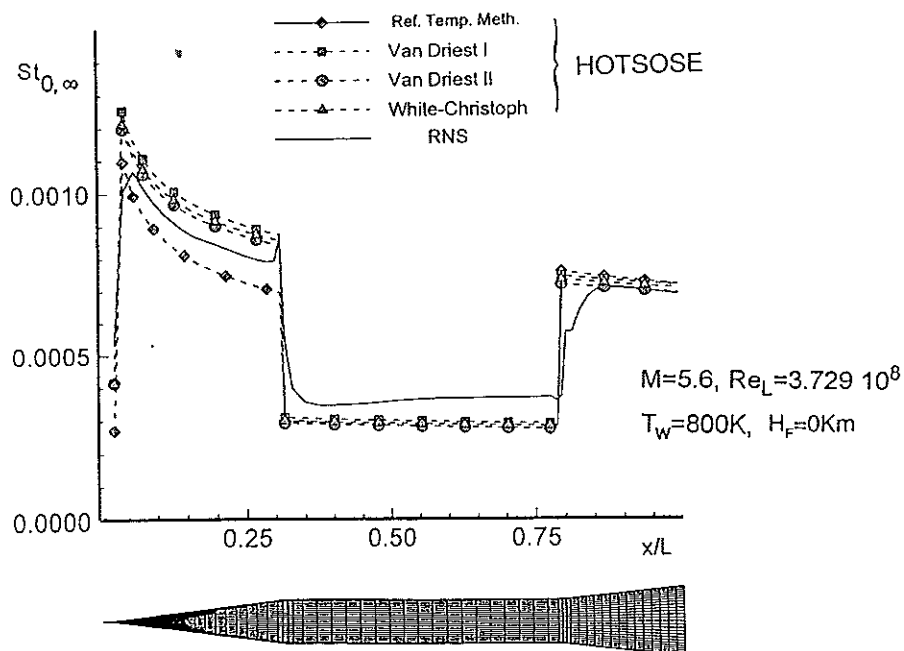
abgestumpfte Kegel



Leitwerksflächen



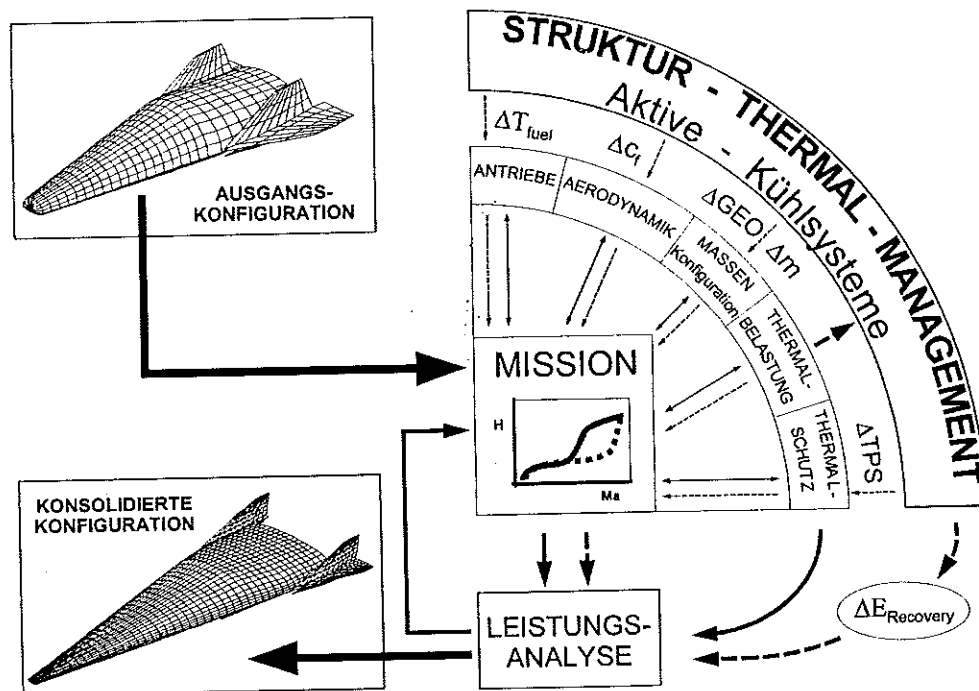
Widerstandspolare für hypersonische Wellenreiter



Stanton-Zahl für HFK Flugkörper im Hyperschall

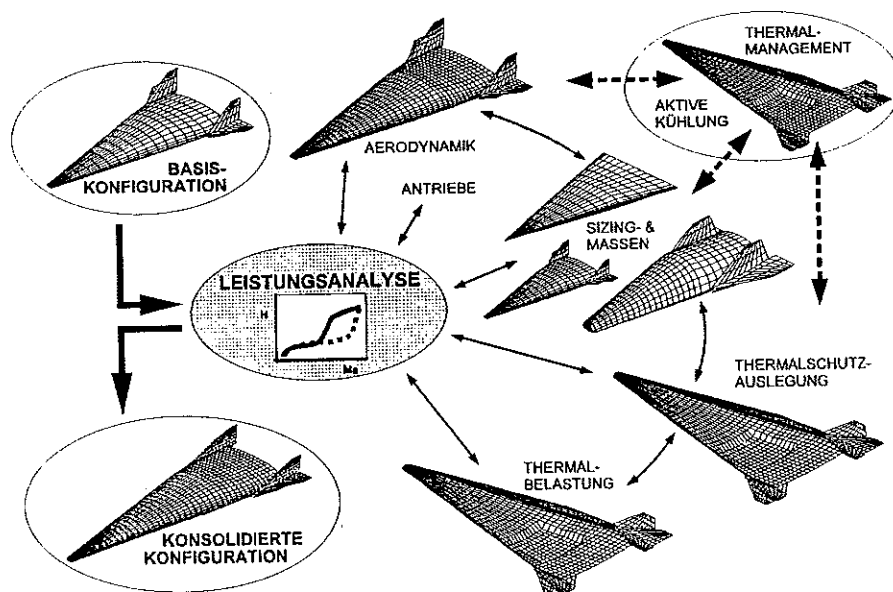


Methodik der Systemanalyse in der Konzeptphase



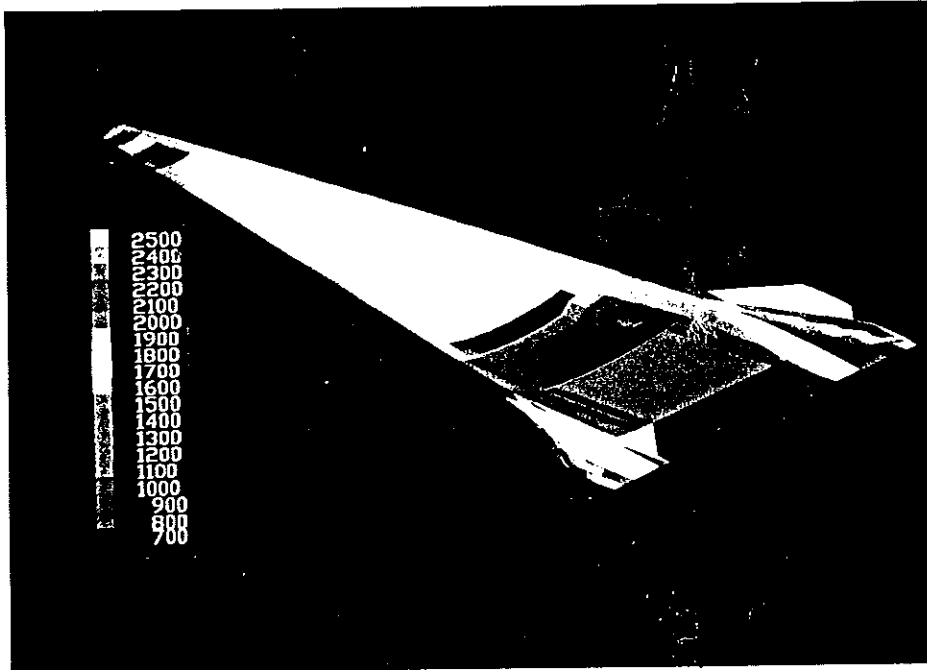
DGLR-Workshop "Werkzeuge zur Flugzeugauslegung"
Technologiezentrum Hamburg-Finkenwerder, 13. November 1995

Ansatz: Concurrent-Engineering-Methoden bereits im Konzeptentwurf



DGLR-Workshop "Werkzeuge zur Flugzeugauslegung"
Technologiezentrum Hamburg-Finkenwerder, 13. November 1995

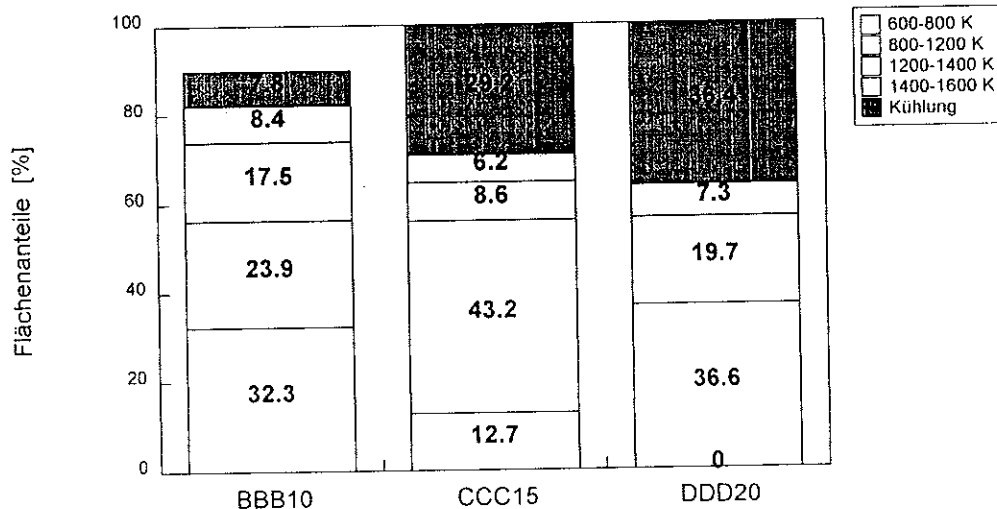
Theoretische Temperaturverteilung (ungekühlt)



Temperaturdaten in [K]
 $H=38 \text{ km}$, $Ma=15$, $\alpha=5^\circ$

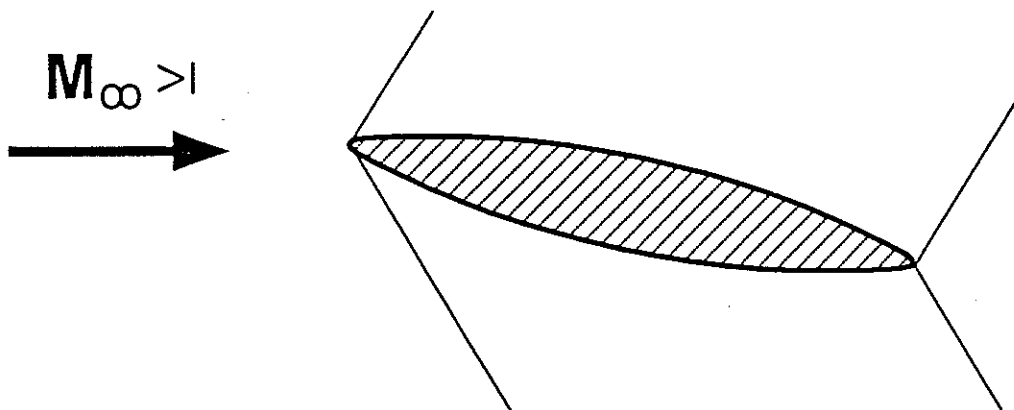
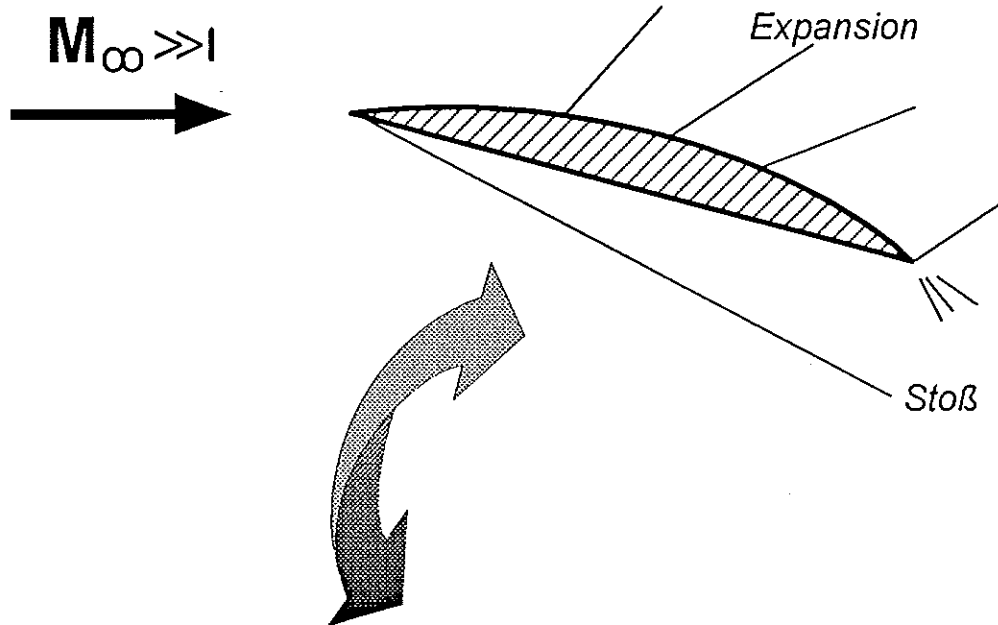
DGLR-Workshop "Werkzeuge zur Flugzeugauslegung"
Technologiezentrum Hamburg-Finkenwerder 13. November 1995

Temperaturflächenverteilung zur Thermalschutzauslegung bezüglich verschiedener Umschaltmachzahlen



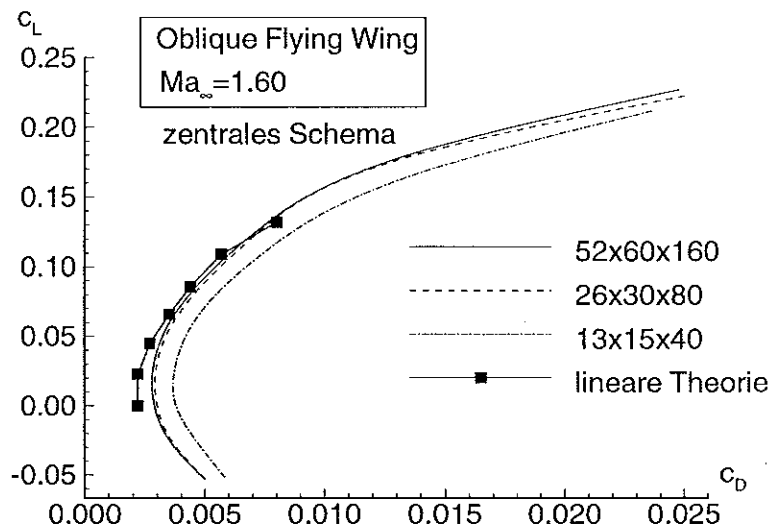
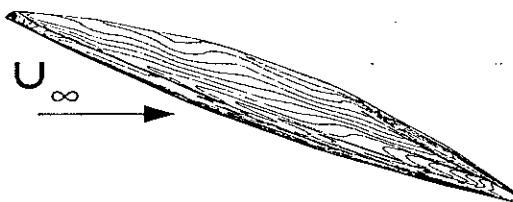
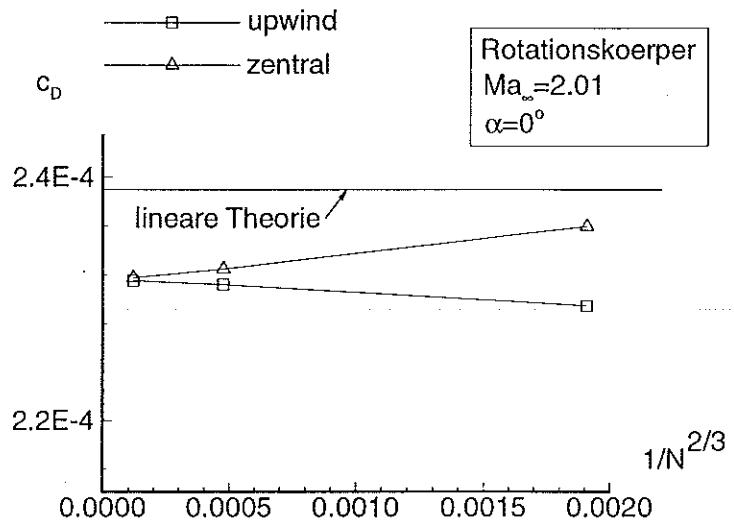
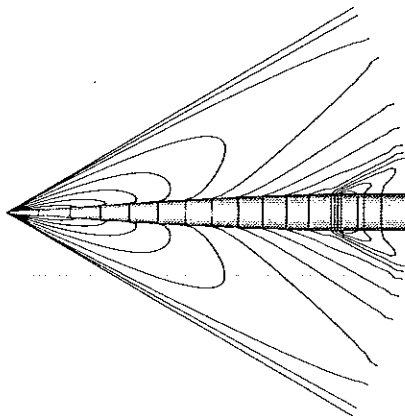
1 Konfiguration BBB10 $\Rightarrow$ Umschaltmachzahl $Ma=10$
Konfiguration CCC15 $\Rightarrow$ Umschaltmachzahl $Ma=15$
Konfiguration DDD20 $\Rightarrow$ Umschaltmachzahl $Ma=20$

Hyperschall-Wellenreiter mit starken Stößen

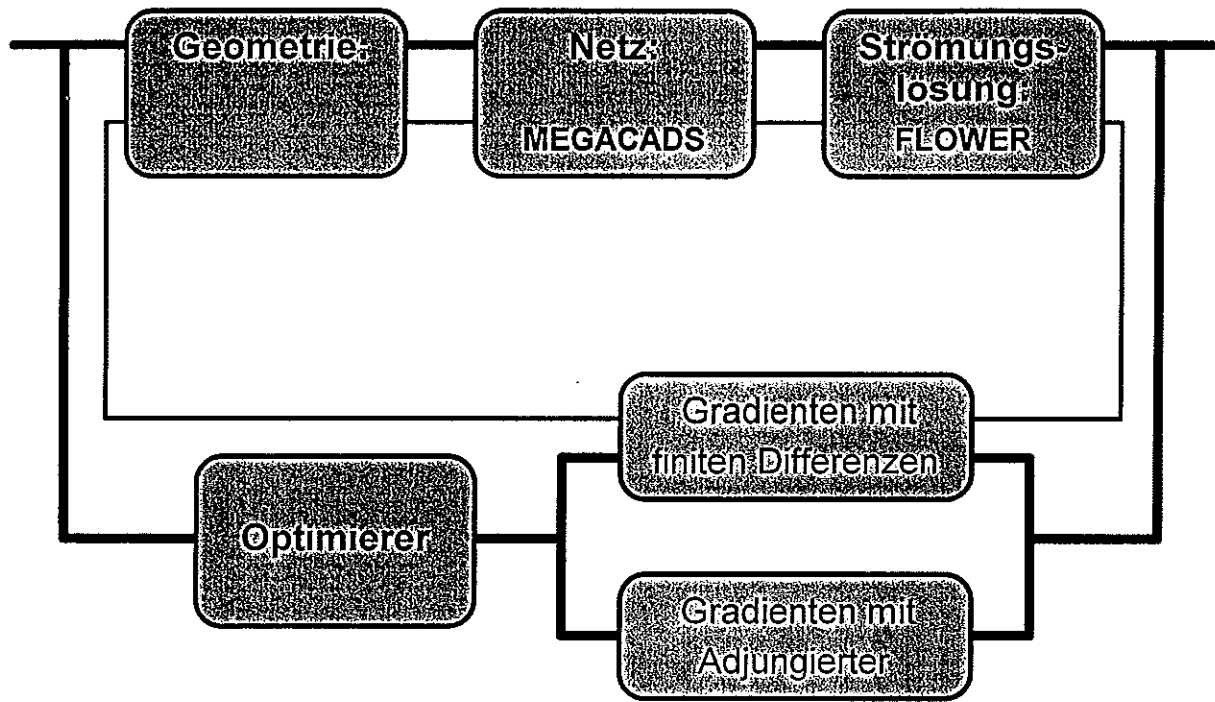


Überschallprofil mit schwachen Stößen

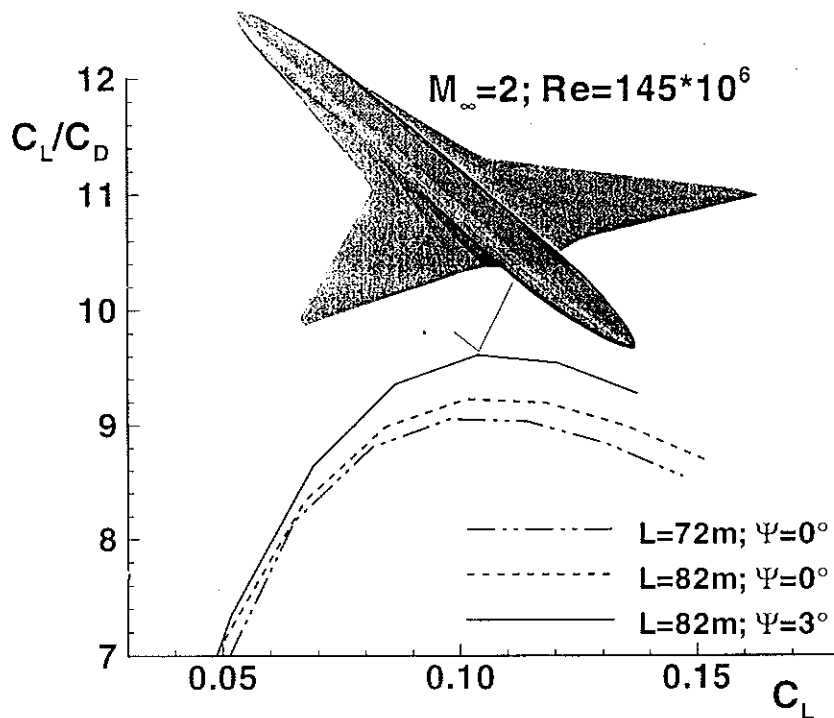
Optimierung zwischen Überschall und Hyperschall



Vergleich zwischen linearer Theorie und Lösungen der
 Eulergleichungen für Widerstandsberechnung im
 Überschall



Numerische Optimierung



Optimization of SCT through variation of bodylength and wingtwist.

Aufgabenstellung für die numerische Optimierung zwischen Überschall und Hyperschall

- Mehrpunktoptimierung, z.B. für verschiedene Trajektoriepunkte von Hyperschallflugzeugen
- Optimierung der Profile und Verwindung von Überschalltragflügeln
- Integration der Flugzeugkomponenten eines SCT, z.B. Flügel und Rumpf, Flügel-Rumpf und Triebwerk, etc.
- Saugkraftoptimierung im Nasenbereich von Flügeln mit Unterschallvorderkante und Überschallvorderkante
- Entwurf von Laminarflügeln nach der Druckverteilung

STRUKTUR-THERMALMANAGEMENT IM HYPERSCHALLFLUGZEUG-VORENTWURF

DR. HARALD A. HEINDL

Lehrstuhl für Luftfahrttechnik
Technische Universität München

Daimler-Benz Aerospace AG
Ottobrunn

DGLR-Workshop "Werkzeuge zur Flugzeugauslegung"
Technologiezentrum Hamburg-Finkenwerder, 13. November 1995

Problemstellung, Übersicht

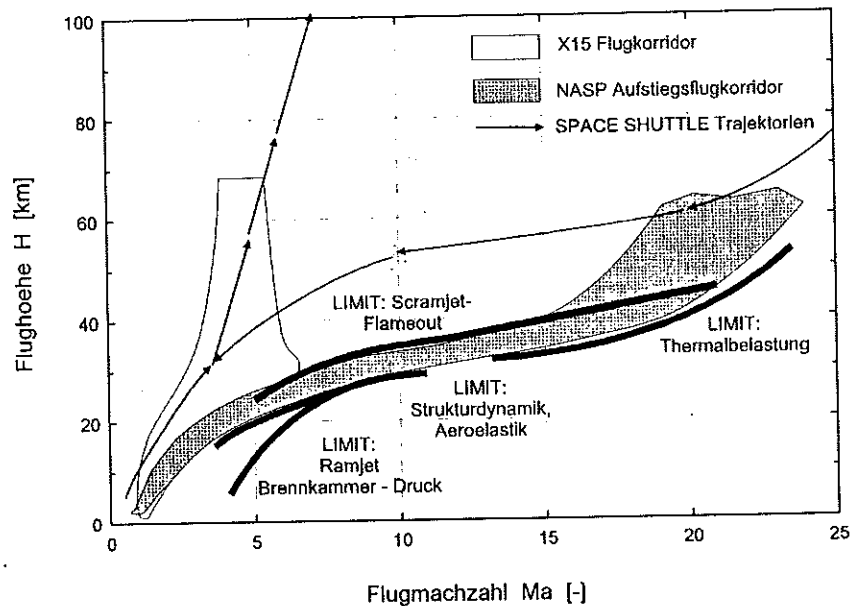
Der Entwurf von transatmosphärischen Fluggeräten basiert auf diversen Grundforderungen, die die Aerothermodynamik zu einem Schlüsselproblem des gesamten Konzepts erheben.

Zukünftige wiederverwendbare Trägersysteme, insbesondere flugzeugähnliche *Single-Stage-to-Orbit* Fluggeräte, werden nur unter Einsatz effektivster Thermalschutz und Energiemanagement-Maßnahmen zu verwirklichen sein.

Eine Möglichkeit zur Steigerung der Systemeffektivität könnte in der Streckung der luftatmenden Antriebsphase und gleichzeitiger Nutzung der Kühlthermalenergie liegen. Diese steht nach der erforderlichen aktiven Strukturkühlung in Form energetisch angereicherter Kühlfluide zusätzlich zur Verfügung.

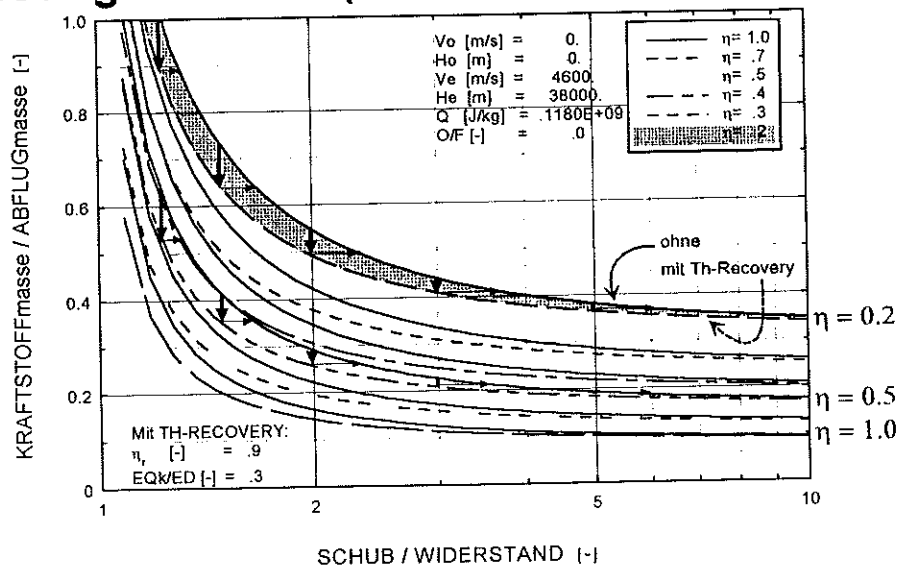
Die Modellierung und Diskussion wesentlicher Aspekte des Struktur-Thermalmanagements (TM) auf die Leistungsfähigkeit und technologische Realisierbarkeit eines einstufigen Hyperschallflugzeuges sind Hauptgegenstand der durchgeführten Konzept- und Trade-Off-Studien.

Flugkorridor transatmosphärischer Flugzeuge mit luftatmenden Antriebssystemen (Beispiel: NASP)



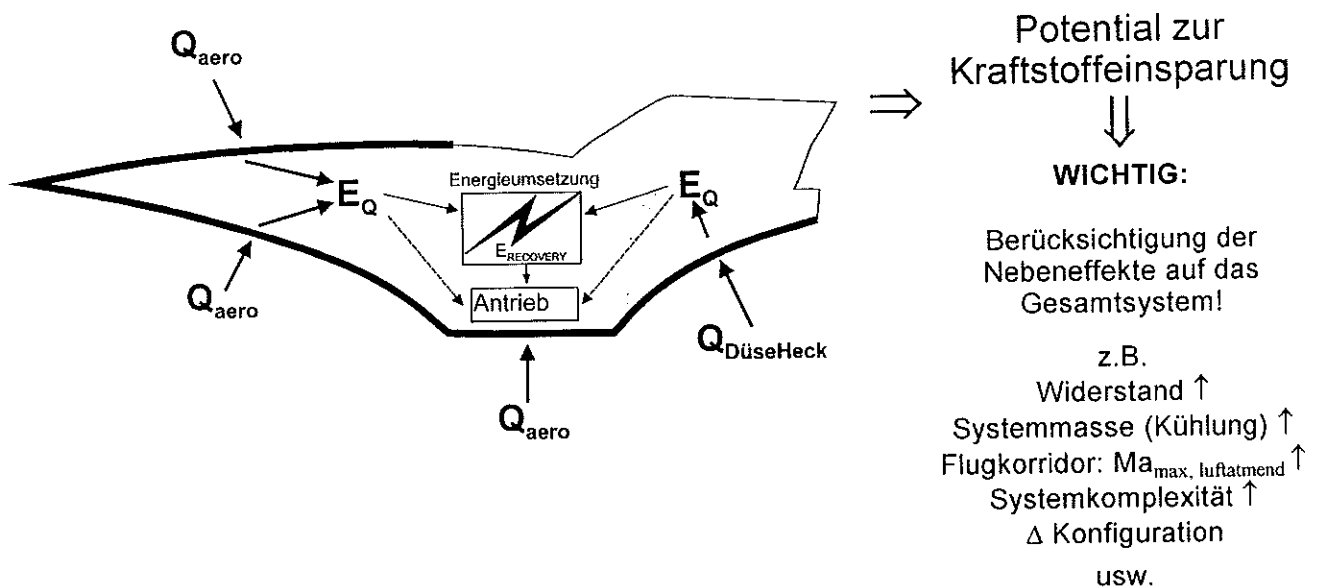
DGLR-Workshop "Werkzeuge zur Flugzeugauslegung"
Technologiezentrum Hamburg-Finkenwerder, 13. November 1995

Erstabschätzung des Kraftstoffbedarfes für eine Aufstiegsmission (luftatmende Triebwerke)



Kraftstoffbedarf (LH_2) für Beispielaufstiegsmission (bis $\text{Ma}=15$, $H=38$ km);
mit TM (gestrichelte Linien), **ohne TM** (durchgezogen).

Prinzip des Struktur-Thermalmanagements



Voraussetzende Annahme: Kühlerfordernisse von Einlauf, Triebwerk und Schubdüse sind erfüllt !

DGLR-Workshop "Werkzeuge zur Flugzeugauslegung"
Technologiezentrum Hamburg-Finkenwerder, 13. November 1995

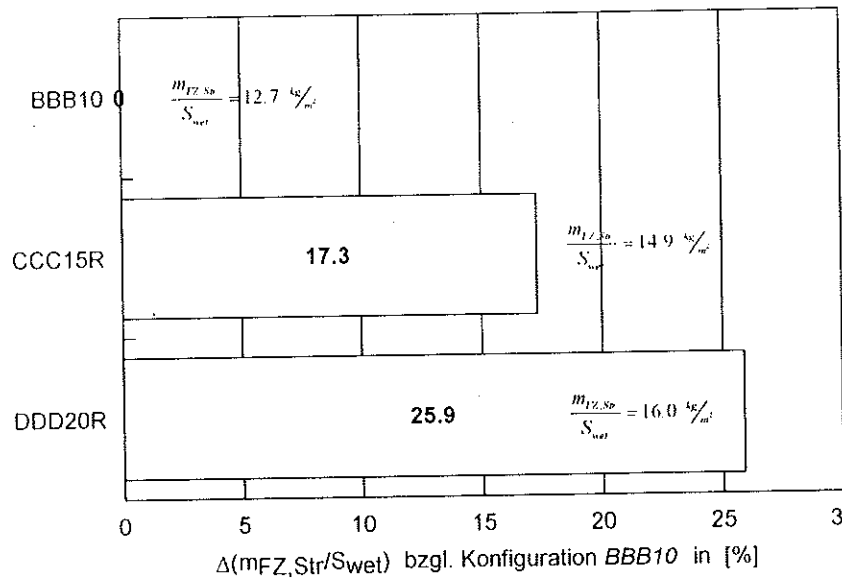
Zielsetzung

- Modellierung relevanter Einzeldisziplinen (Level: Konzeptentwurfsphase).
- Ausreichende Erfassung der interdisziplinären Verflechtungen zur Durchführung von **Trade-Off-Studien** und **Gesamtsystem-Analyse**.

Diskussion der Fragestellungen

- In welchen Flugphasen können Struktur-Thermalmanagement-Methoden sinnvoll angewendet werden?
- Bis zu welchen Flugmachzahlen ist dadurch eine Erweiterung des Korridors luftatmender Antriebe möglich und sinnvoll?
- Verbessert sich die Machbarkeit des Gesamtkonzepts durch Einsatz von Struktur-Thermalmanagement?
- Welche Thermalmanagement-Parameter üben besonders großen Einfluß auf das Gesamtsystem aus?

Resultierende Änderung des flächenspezifischen Strukturgewichts²



²Einsatz von TM bei Auslegung unterschiedlicher Umschaltmazzahlen, bezüglich Konfiguration BBB10

DGLR-Workshop "Werkzeuge zur Flugzeugauslegung"
Technologiezentrum Hamburg-Finkenwerder 13. November 1995

Ergebnisse der Trade-Off-Studien

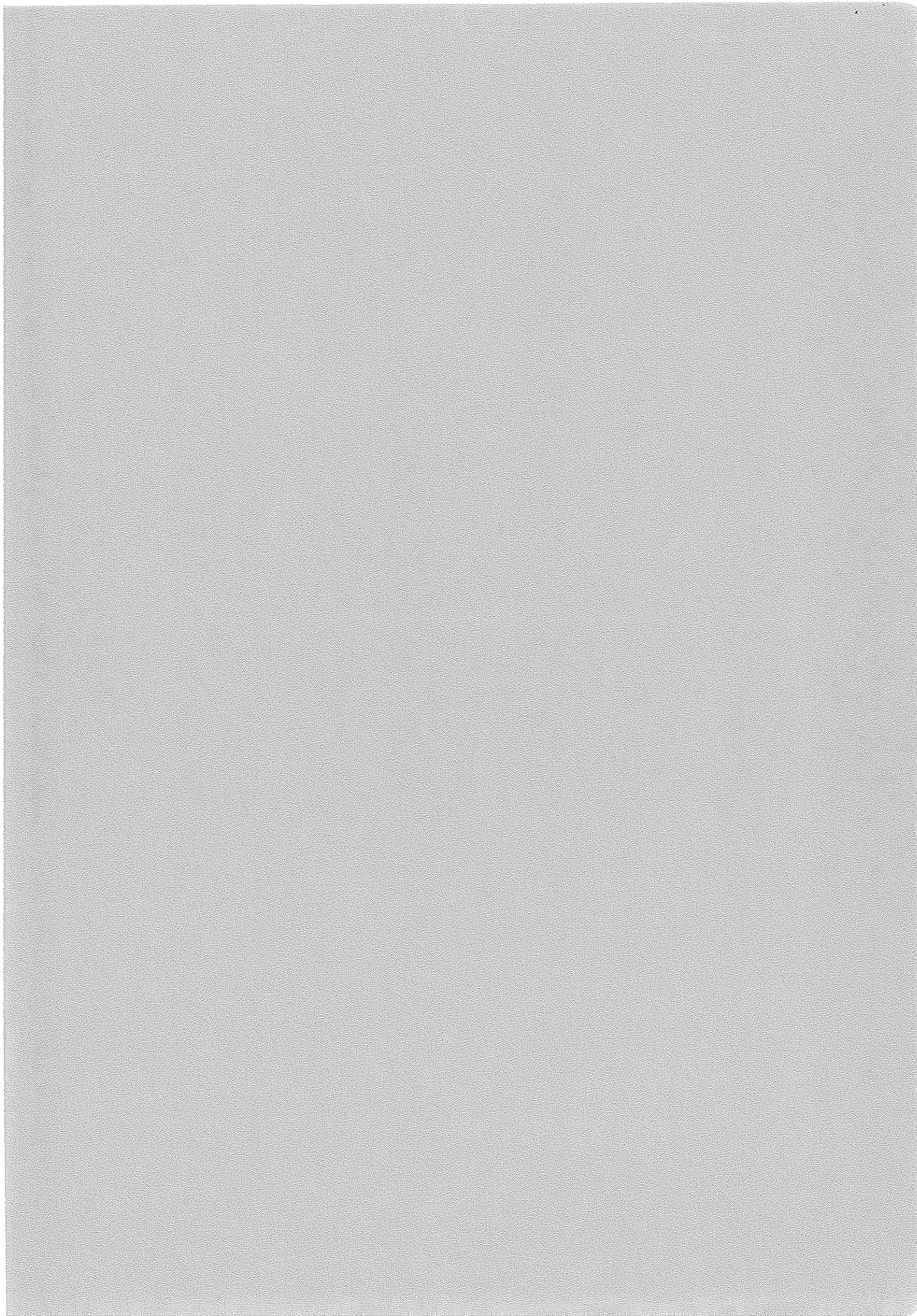
Die **hohe Komplexität** und **Sensitivität** hypersonischer, flugzeugähnlicher Fluggeräte erfordern entsprechend hochwertige Berechnungswerkzeuge.

Bewertung der Ergebnisse äußerst schwierig, jedoch Tendenzen feststellbar:

1. Potential zur Wärmerückgewinnung vergrößert sich mit steigender Umschaltmazzahl
2. Einkreiswärmetauscher mit Verdampfung & Überhitzung des Kühlmittels LH_2
3. Wiedereinsatz der Kühlthermalenergie führt nur unter optimistischen Annahmen zu einer merklichen Reduktion des Treibstoffbedarfes
4. Kontraproduktive Nebeneffekte: $\Delta D, \Delta M \Rightarrow m_{STR}/S_{wet} \approx$, Komplexität $\uparrow$, Sicherheit $\downarrow$
5. ALTERNATIV: Streckung des LA-Korridors durch Einsatz effektivster und extrem leichter passiver TPS-Systeme (ähnliche Ergebnisse wie TM bzgl. m_{STR}/S_{wet})

ABER unabhängig vom Konzept: m_{STR}/S_{wet} außerhalb unterster Grenz bereiche der Machbarkeit (13-16 kg/m^2)!

Flugzeugähnliche SSTO-Konzepte müssen ernsthaft angezweifelt werden !



Teilnehmerliste

Ahn	Thomas	Dipl.-Ing.	Dornier Luftfahrt, Wessling
Bardenhagen	Andreas	Dipl.-Ing.	TU Braunschweig
Bergmann	Andreas		TU Braunschweig
Bodenhausen	Henrik		Grob
Breitung	Christlan		TU München
Bruemmer	Andreas		TU Braunschweig
Bürgel	Valentin	Dipl.-Ing.	Arbeitsgruppe für Luft- und Raumfahrt
Carl	Udo	Prof. Dr.-Ing.	TU Hamburg-Harburg
Chudoba	Bernd	Dipl.-Ing.	Cranfield University
Dirks	Gregor	Dipl.-Ing.	Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg
Döpelheuer	Andreas	Dipl.-Ing.	DLR, Köln
Eggers	Tino	Dipl.-Ing.	DLR Braunschweig
Fahrenkoog	Frank		Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg
Fecher	Jürgen	Dipl.-Ing.	Ing. Büro Fecher, Sigmaringen
Fornasler	Luciano	Dipl.-Ing.	DASA-Militärflugzeuge, München
Frey	Markus		Aachen
Friehmelt	Holger	Dipl.-Ing.	DLR, Braunschweig
Gerhards	Roland	cand. mach.	Euroavia, Aachen
Gläsner	Kai	cand. mach.	DLR, Braunschweig
Grabietz	Michael	Dipl.-Ing.	Ingenieurbüro Michael Grabietz, Schmallenberg
Grollius	Dirk		Aachen
Haberland	C.	Prof. Dr.-Ing.	TU Berlin
Hansen	Heinz	Dipl.-Ing.	Daimler-Benz Aerospace Airbus, Bremen
Helndl	Harald	Dr.-Ing.	DASA-Militärflugzeuge, München
Heinze	Wolfgang	Dr.-Ing.	TU Braunschweig
Hönlinger	Helnz	Dr.	DLR Göttingen
Horst	Peter	Dr.-Ing.	Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg
Kalm	Roland	Dr.-Ing.	Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg
Kiekebusch	Burckhard	Dipl.-Ing.	Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg
Körner	Horst	Dr.-Ing.	DLR, Braunschweig
Kokorniak	Michael	Dipl.-Ing.	TU Berlin
Kossira	Horst	Prof. Dr.-Ing.	TU Braunschweig
Kranz	Oliver	Dr.-Ing.	PACE, Berlin
Kraus	Werner	Dipl.-Ing.	DASA-Militärflugzeuge, München
Kreuzer	Peter	Dr.-Ing.	TH Darmstadt
Läpple	Martin	Dipl.-Ing.	Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg
Liu	Julian		Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg
Marckwardt	Klaus	Prof. Dr.-Ing.	FH Hamburg
Melz	Tobias	cand. mach.	DLR, Braunschweig
Möhlmann	Claus	Dipl.-Ing.	Gomolzlg, Flugzeug- u. Masch.bau, Wuppertal
Orlowski	Marcus	Dipl.-Ing.	DLR, Braunschweig
Ossig	Martin	Dipl.-Ing.	Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg
Pasciullo	Egldio		Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg
Plagemann	Alexander	cand.mach.	Euroavia, Aachen
Quast	Helmuth		Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg
Reith, von	Dirk	Dipl.-Ing.	Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg
Renken	Jürgen	Dr.-Ing.	Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg
Renn	E.		Ing. Büro Fecher, Sigmaringen
Round	David-Frederic		Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg
Schmid-Goeller	Stefan	Dr.-Ing.	Daimler-Benz Aerospace Airbus, Bremen
Schmitt	Dieter	Dr.-Ing.	Airbus Industrie, Blagnac
Schneeganz	Alexander	Dipl.-Ing.	TU Berlin
Schnleder	Hans	Dipl.-Ing.	Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg
Scholz	Dieter	Dipl.-Ing.	TU Hamburg-Harburg
Schulz	Hans-Georg		Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg
Schwartz	Peter	Dipl.-Ing.	Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg
Seubert	Rainer	Dipl.-Ing.	DLR, Braunschweig
Seumenicht	Lars	Dipl.-Ing.	U Stuttgart
Siegers	Frank	Dipl.-Ing.	Cranfield University
Sonnleitner	Wolfgang	Dipl.-Ing.	DARA, Bonn
Thiele	Hans-Henning	Dr.	Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg
Trahmer	Bernd	Dipl.-Ing.	Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg
Vahle	Karl-Hermann	Dipl.-Ing.	Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg
Volt-Nitschman	Rudolf	Prof. Dipl.-Ing.	U Stuttgart
Voß	Ralph	Dr.	DLR Göttingen
Wissel	Wolf-Dieter		Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg
Wolf	Gerhard	Dipl.-Ing.	Airbus Industrie, Blagnac
Xle		cand.mach	TU Berlin
Zingel	Hartmut	Prof. Dr.-Ing.	FH Hamburg