



2. Symposium
Flugzeug-Systemtechnik

Workshop
DGLR-Fachausschuß
S2.1 "Starrflügelsysteme"

**Entwicklungstrends bei
Basissystemen
und ihre Wechselwirkungen
zum Flugzeugentwurf**

Technologiezentrum Hamburg-Finkenwerder
15./16. September 1997



BT059757

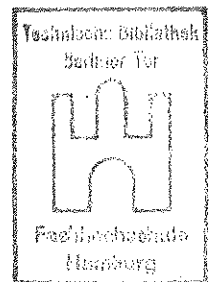
TWI 2



F S T TUHH
Leiter: Prof. Dr. - Ing. U. Carl

2. Symposium
Flugzeug-Systemtechnik

Workshop
DGLR-Fachausschuß
S2.1 "Starrflügelsysteme"



**Entwicklungstrends bei
Basissystemen
und ihre Wechselwirkungen
zum Flugzeugentwurf**

Technologiezentrum Hamburg-Finkenwerder
15./16. September 1997

urn:nbn:de:gbv:830-88215472

<http://nbn-resolving.org/urn:nbn:de:gbv:830-88215472>

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

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

DGLR-Bericht: 97-01

ISBN 3-922010-97-0

Herausgeber

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

Bonn, 1997

**Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik
Technische Universität Hamburg-Harburg**

Prof. Dr.-Ing. U. Carl

DGLR-Fachausschuß S2.1 "Starrflügelsysteme"

Obmann: W. D. Wissel

Koordinator: D. Scholz

Redaktionelle Bearbeitung des Tagungsbandes

D. Scholz

Entwicklungstrends bei Basissystemen und ihre Wechselwirkungen zum Flugzeugentwurf

Inhalt

U. CARL, *TU Hamburg-Harburg*
Vorwort

Teil A: Aspekte des Gesamtflugzeugs

U. CARL, *TU Hamburg-Harburg*
Moderne Flugzeugsysteme - Anforderungen an Technologien und Entwicklungsmethoden

R. SMYTH, *DASA Airbus, Hamburg*
Entwicklung von hochintegrierten Flugzeugsystemen für moderne Zivilflugzeuge

O. BÖTTGER / B. TRAHMER, *DASA Airbus, Hamburg*
Beeinflussung der Gesamtkonfiguration durch Basissysteme

A. KADEN, *Deutsche Lufthansa, Frankfurt*
Remote Aircraft Maintenance - ein Beitrag zur Qualitätsverbesserung und Effizienzsteigerung des Flugzeug-Instandhaltungsprozesses

Teil B: Systeme und Flugzeug-Nutzung

H. LÜTJENS, *DASA Airbus, Hamburg*
Neue Kabinensystemtechnologien

D. MOSEBACH, *DASA Airbus, Buxtehude*
Airbus Cabin Communication System für A3XX / Kommunalität und Evolution versus Revolution

E. SCHLAGENHAFT, *Liebherr-Aerospace, Lindenberg*
Entwicklungstrends in der Klimatisierung von großen Verkehrsflugzeugen

G. WAGNER, *DASA, Ottobrunn*
Kühlung der Klimaanlage durch das Kraftstoffsystem

K. KARLSSON, *AOA Apparatebau, Gauting*
Dreiphasenströmung in Vakuum-Toiletten-Systemen

D. MUSER, *MAN Technologie, Karlsfeld*
Water- und Wastesysteme im modernen Flugzeugbau

Teil C: Systeme und Flugzeugauslegung

J. MERTENS, *DASA Airbus, Bremen*

Systemanforderungen für zukünftige Flugzeuge mit adaptiven Flügeln

F. GROSCHE, *DLR Göttingen*

Systeme zur Grenzschichtbeeinflussung und Widerstandsverminderung

X. WANG, *TU Hamburg-Harburg*

Semiaktive Fahrwerkssysteme mit Fuzzy-Regelung zur Strukturlastminderung

K. ZIMMERMANN, *ZF Luftfahrttechnik, Friedrichshafen*

Klappenantriebssystem mit variablem Torque Limiter

S. FRISCHEMEIER, *TU Hamburg-Harburg*

Flugsteuerungskonzepte in 'Power-by-Wire'-Technologie

R. REICHEL, *Bodenseewerk Gerätetechnik, Überlingen*

Aspekte eines modularen Flugsteuerungsrechners hinsichtlich Funktion, Sicherheit und Wirtschaftlichkeit

Teil D: Systemrepräsentanz in Flugsimulationen

D. FISCHENBERG, *DLR Braunschweig*

Gesichtspunkte zur Modellierung von Subsystemen für Simulationszwecke

W. KINDEL, *TU Berlin*

Nutzung des A340-Simulators für Flugeigenschaftsanalysen

U. CARL

TU Hamburg-Harburg

Vorwort

Sehr geehrte Damen und Herren,

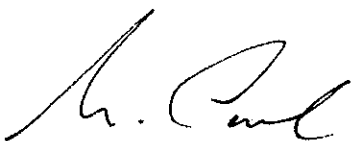
der Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik der TUHH und der DGLR-Fachausschuß S 2.1 'Starrflügelsysteme' hat mit Unterstützung der Referenten des 2. Symposium 'Flugzeug-Systemtechnik' im Technologiezentrum Hamburg-Finkenwerder (THF) diesen Tagungsband erstellt. Wir wollten mit diesem Symposium, gleichzeitig Workshop des DGLR-Fachausschusses, den fachlichen Informations- und Erfahrungsaustausch zu Entwicklungstrends in den Flugzeugausrüstungssystemen und ihrer Wechselwirkung zum Flugzeugentwurf fortsetzen und vertiefen.

Neben der Technologieweiterentwicklung von Systemen im klassischen Funktionssinn sind für neue, insbesondere Großraum-Flugzeugprojekte zwei Aspekte in Forschungs- und Entwicklungszielen in den Vordergrund getreten.

Zum einen Anforderungen an Systeme und gänzlich neue Systemlösungen im Nutzlast- und Kabinenbereich, die durch Wirtschaftlichkeitsüberlegungen, 'passenger appeal' oder die Konfiguration des Transportmittels Flugzeug selbst geprägt sind. Dies betrifft insbesondere auch Gesichtspunkte seines operativen Einsatzes aus wirtschaftlicher Sicht der Fluggesellschaften.

Zum anderen Funktionsanforderungen und neue Systemkonzepte, die im Verbund mit Technologien der Aerodynamik und der Flugzeugzelle darauf abzielen, Potentiale der Wirtschaftlichkeitssteigerung durch Reduktion des Kraftstoffverbrauchs, Nutzlaststeigerung und erhöhte Einsatz-Flexibilität zu erschließen. Strömungsbeeinflussung, Reduktion von Strukturlasten sowie Einwirken auf strukturdynamisches Verhalten und Komfort durch Systemtechnik sind Beispiele hierfür und erlauben, aerodynamische Leistungssteigerungen und extreme Flugzeugkonfigurationen zu realisieren.

Ziel des Symposiums war es, - zumindest punktuell - diese Situation aufzuzeigen und zu erörtern. Als Treffen von Entwicklern, Wissenschaftlern und Anwendern schuf es damit eine Möglichkeit, durch möglichst breitbandige Sichtweisen und 'inputs' über diesen Trend zu informieren.



Prof. Dr.-Ing. U. Carl

Teil A:

Aspekte des Gesamtflugzeugs

Moderne Flugzeugsysteme - Anforderungen an Technologien und Entwicklungsmethoden

U. Carl

*TUHH/Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik
Neßpriel 5, 21129 Hamburg*

Die Systeme in heutigen Transportflugzeugen haben einen tiefgreifenden Einfluß auf die technischen und wirtschaftlichen Eigenschaften und Bewertungsmaßstäbe des Fluggeräts im operativen Einsatz.

Der heute erreichte Technologiestandard der Systeme ist das Ergebnis von Entwicklungsanstrengungen, einen sicheren und wirtschaftlichen Weltluftverkehr in einem immer dichteren Luftverkehrsnetz zu gewährleisten. Dies betrifft sowohl die Grundsysteme (Ausrüstung und Ausstattung) der Flugzeuge wie auch die avionischen Systeme zur teilautonomen, optimalen Flug- und Bahnführung der Flugzeuge. Neben technischer Leistung und Wirtschaftlichkeitskenngrößen im konventionellen Sinn, ausgedrückt durch DOC (direct operating cost = direkte Betriebskosten), s. Abb. 1, sind für die Systemauslegung und Entwicklung neuer Technologien Ziele und Notwendigkeiten verstärkt in den Vordergrund getreten, die eine noch engere Wechselwirkung der Systeme zum Entwurf und der Nutzung des Flugzeugs erkennen lassen. Der Vortrag soll diese Situation, zugleich Thema des Symposiums Flugzeug-Systemtechnik und Workshop des DGLR-Fachausschusses Starrflügelsysteme, aufzeigen.

Auslöser für zum Teil notwendigerweise neue Systemkonzepte und auch Technologien sind extreme Großraumflugzeugprojekte (MEGALINER), Abb. 2, deren reibungslose Einreihung in die Infrastruktur heutiger Flughäfen und deren Verkehrsführung neue boden- und bordseitige logistische Konzepte erfordert. Gestiegene Umweltforderungen, insbesondere auch Flugzeuggrößen-abhängige Lärmemission, und nicht abschließend beantwortete Fragen nach Risiko und Sicherheitsmargen, die durch heute gültige FAR/JAR-Forderungen auch nicht vollständig erfaßt sind, werden Systemlösungen ebenso beeinflussen. Der Nutzlast- und Kabinenbereich ist ein wesentliches Konkurrenzelement von Hersteller und Flugzeugbetreiber: Komfortexpectationen des Fluggastes sowie neue Rumpf- und Deckkonfigurationen dieser Flugzeuge erfordern z. T. neue technologische Ansätze und stark geänderte Ausstattungssysteme.

Ein weiteres, schon bei heutigen Großraumflugzeugen sensibles Auslegungsproblem betrifft die starke Wechselwirkung zwischen strukturdynamischen Eigenschaften der sehr schlanken, leistungsoptimierten Flügel- und Rumpfkongfigurationen und Ruderaktivitäten des Flugsteuerungssystems. Durch Regelgesetze in den Flugsteuerungsrechnern wird bereits auf Lasten, durch Systemredundanzen und Ausfallwahrscheinlichkeiten auf Sicherheitsfaktoren der Strukturauslegung Einfluß genommen werden. Das sich äquivalent darstellende Potential neuer Systemtechnologien im Verbund mit der Strukturauslegung ist bekannt; Stichworte sind Böen- und Manöver-Lastminderung, aktive Fahrwerke, ride qualities-improvement usw..

Für Derivate und Weiterentwicklungen heutiger Großraumflugzeuge, erst recht für Megaliner-Kongfigurationen, ist daher eine solche Technologiesymbiose aus strukturdynamischer Sicht

ebenso notwendig wie interessant im Hinblick auf mögliche Flugleistungssteigerungen, d. h. die Reduktion des Kraftstoffverbrauches und damit Erhöhung der Wirtschaftlichkeit.

Neue Technologien der Aerodynamik und des aerodynamischen Flugzeugentwurfs stützen sich zunehmend auf Systeme ab: Variable Wölbung der Flügelhinterkante transsonischer Profile durch Klappenverstellung, Absaugesysteme zur Laminarisierung der Strömungsgrenzschicht sowie aktive Systeme zur Stoßgrenzschichtbeeinflussung im 'adaptiven Flügel' sind Beispiele hierfür. Entsprechend leistungs- und wirtschaftlichkeitsgesteigerte Flugzeugentwürfe setzen funktionserweiterte oder ganz neue Systeme voraus, Abb. 3.

Die generelle und auf die direkten Betriebskosten (DOC's) als heute gängiges Normativ für Wirtschaftlichkeit zurückgeführte Frage, welche Systemkenngrößen (parasitärer Leistungsbedarf vom Triebwerk, anteilige direkte Wartungskosten, Systemgewicht oder Systemherstellkosten) welchen Einfluß auf die DOC's nehmen, zeigt folgendes Ergebnis, Abb. 4: Dominant sind Systemherstellkosten, am Gesamtflugzeugpreis mit ca. 30 % in modernen Flugzeugen beteiligt, gefolgt vom Gewicht (Einfluß über Kraftstoffverbrauch) und Wartungskosten. Triebwerkleistungsentnahme (ebenfalls über den Kraftstoffverbrauch berücksichtigt) ist demgegenüber von deutlich geringer Importanz auf die DOC's.

Diese vereinfachten und im Vergleich zu Strukturgewichtseinsparungen, einer Gleitzahlverbesserung (als aerodynamischer Gütezahl) bzw. einer Triebwerkverbrauchsreduktion dargestellten Potentiale von System-Einzelkennwerten durch Technologieweiterentwicklungen im Hinblick auf eine DOC-Verbesserung des Flugzeugs legen ein ranking nahe, Abb. 5: Ausgehend vom derzeitigen Entwicklungsstand (Referenz) sind dies

- die Verbesserung von Systemen bei gleichem Technologiestandard durch Entwicklungsmaßnahmen, neue Techniken und Optimierung.
- Neue Systemlösungen und -anwendungen, die Technologiesprünge bzw. deutlich weiterentwickelte Technologien beinhalten.
- 'Integrierte Technologien' der Systeme mit solchen der Aerodynamik und der Strukturmechanik im Flugzeugentwurf, wie oben angesprochen.

Daß dies nur ein qualitatives Bild sein kann und alle entwicklungstechnischen Anstrengungen und Technologiebeiträge in der Systementwicklung jederzeit auf der untersten der genannten Stufen ansetzen müssen, sei kritisch angemerkt, zumal Aufwand und entwicklungstechnische Risiken sich tendenziell vergleichbar wie diese Technologie-Potentiale verteilen.

Die Umsetzbarkeit neuer Systemtechnologien und der Erfolg am Ende einer konkreten Entwicklung setzt letztlich auch voraus, daß hierfür Methoden und unterstützende Werkzeuge weiterentwickelt werden und zur Verfügung stehen, Abb. 6, sowie der Entwicklungsprozeß selbst unter dem Druck von Zeit, Kosten und entwicklungstechnischem Risiko geführt wird.

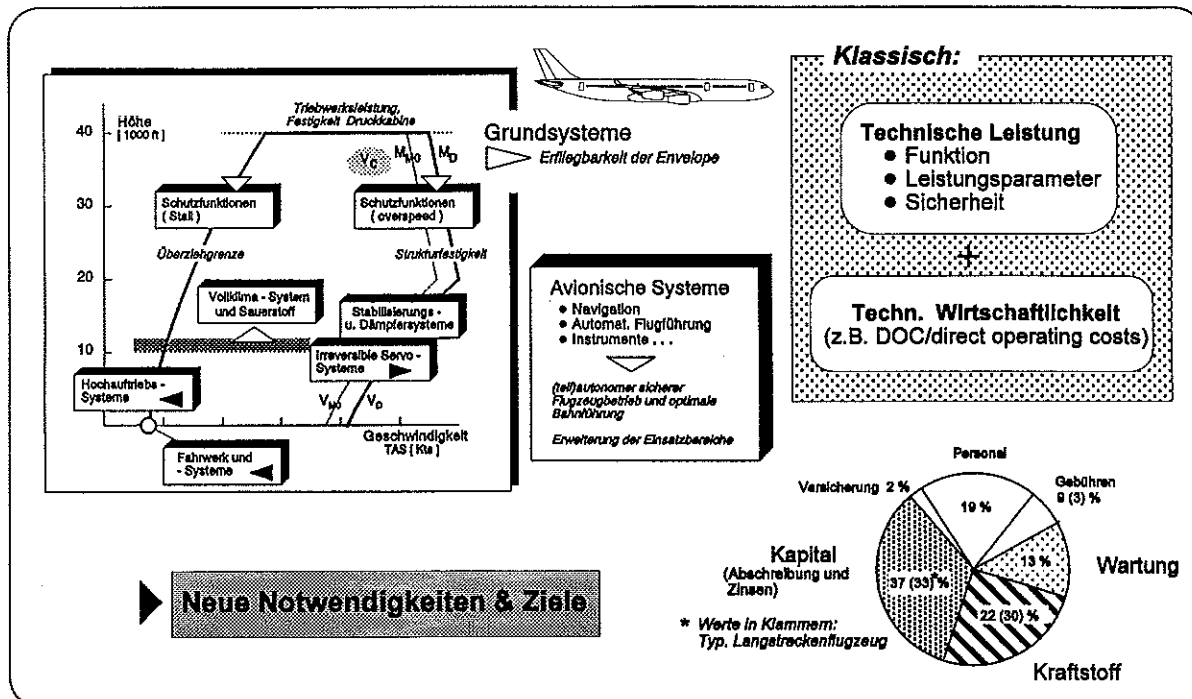


Abb. 1: Technologieziele System-Auslegung

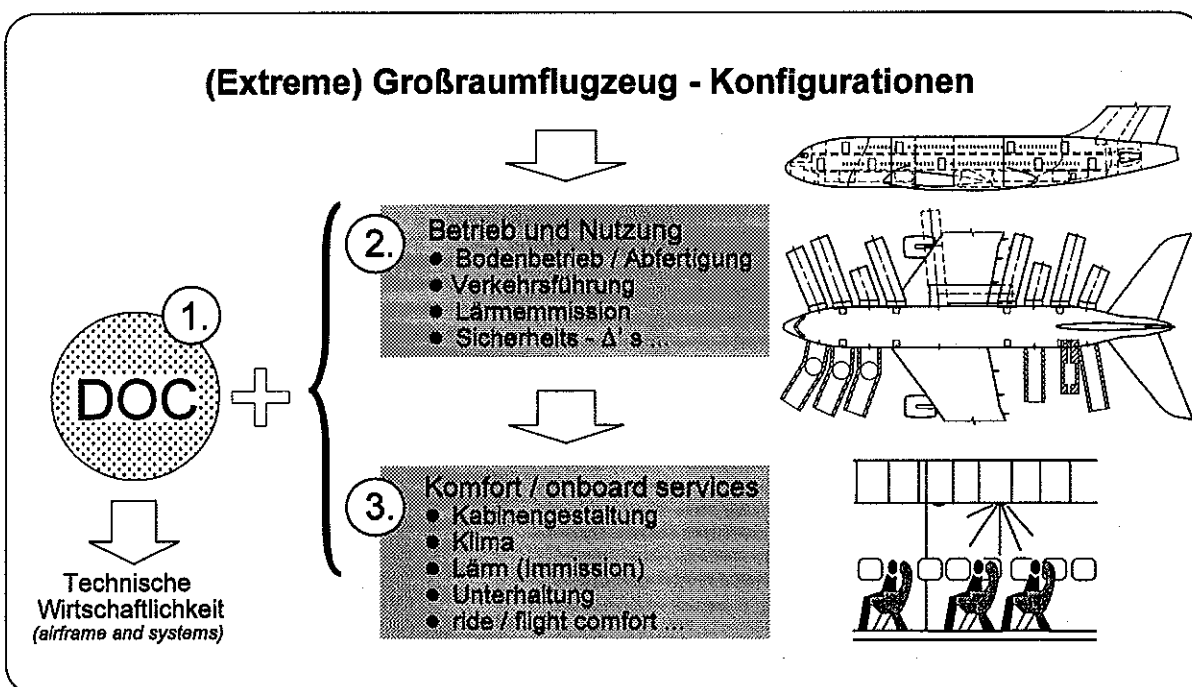


Abb. 2: Auslöser neuer Systemtechnologien (1)

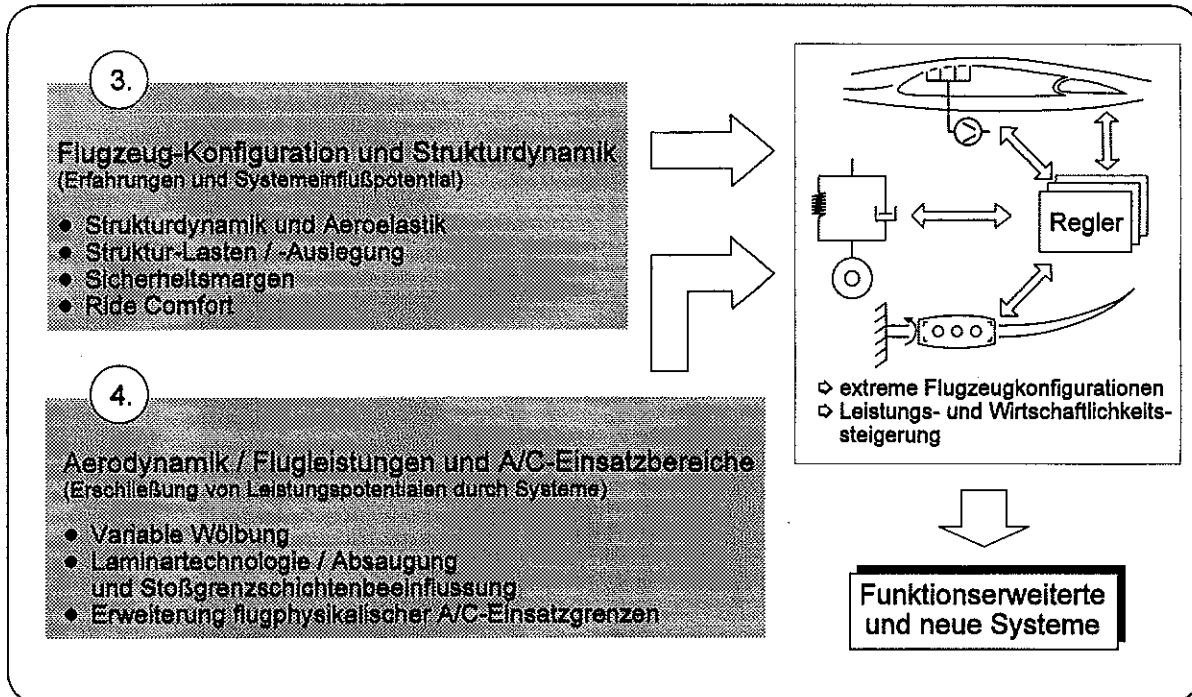


Abb. 3: Auslöser neuer System - Technologien (2)

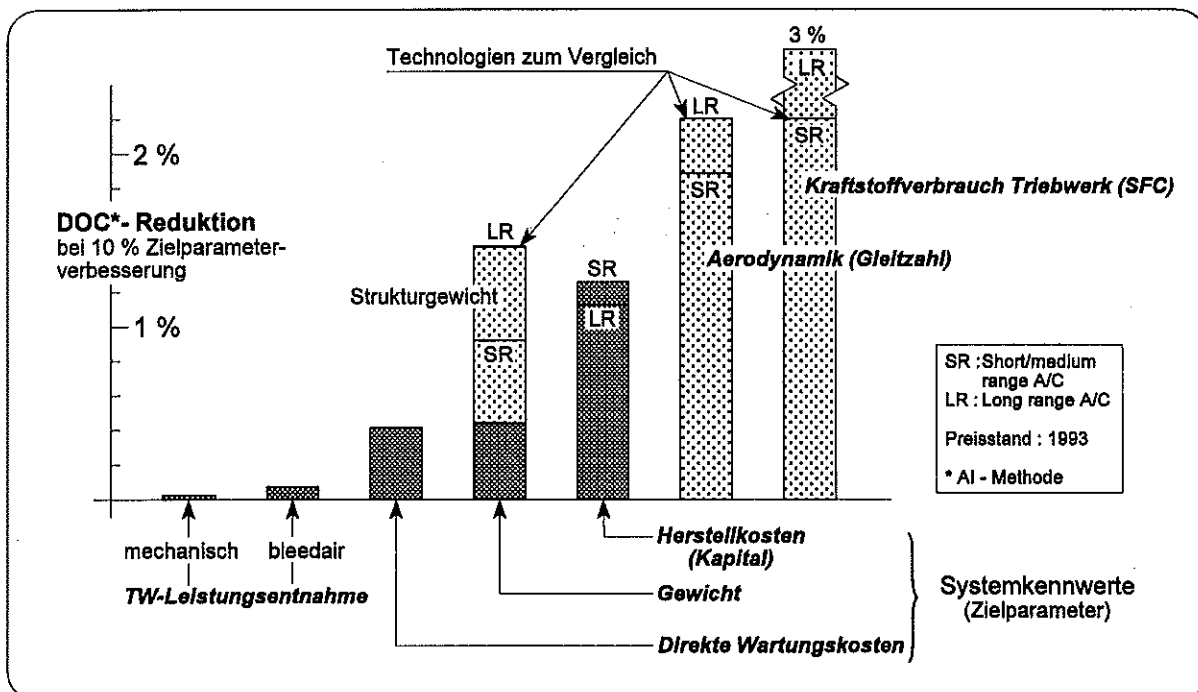


Abb. 4: Importanz von Zielparametern

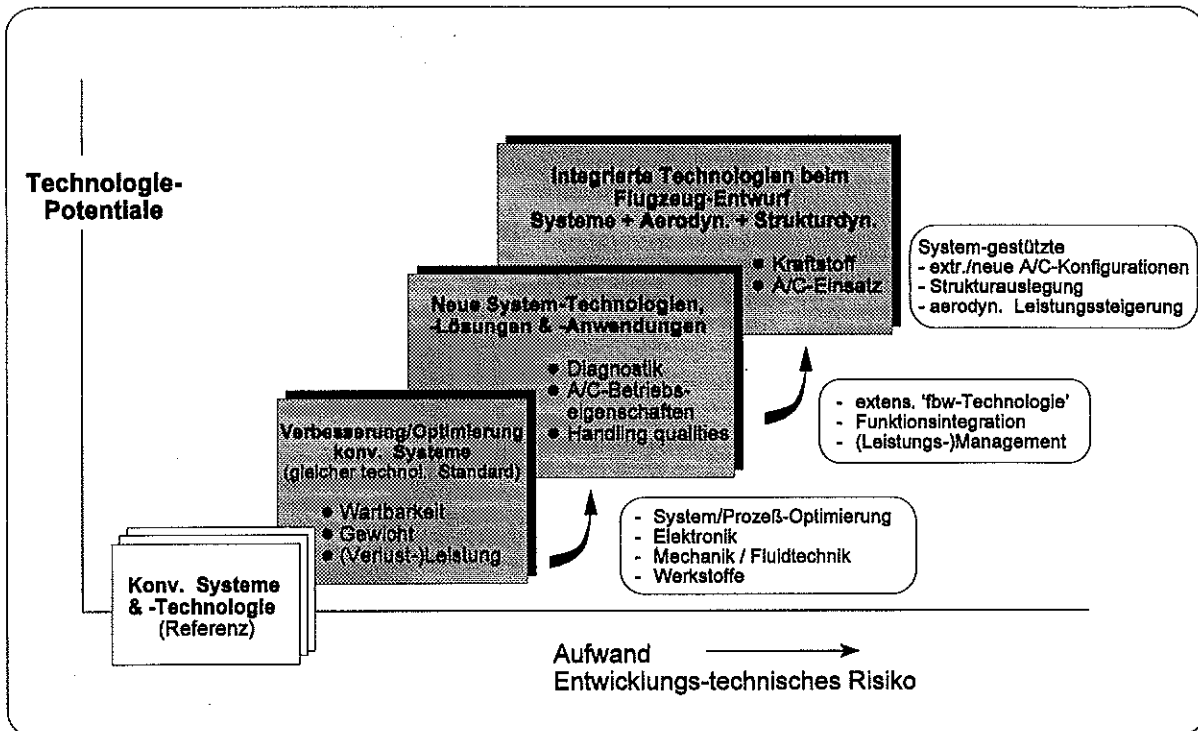


Abb. 5: System-Technologiestufen

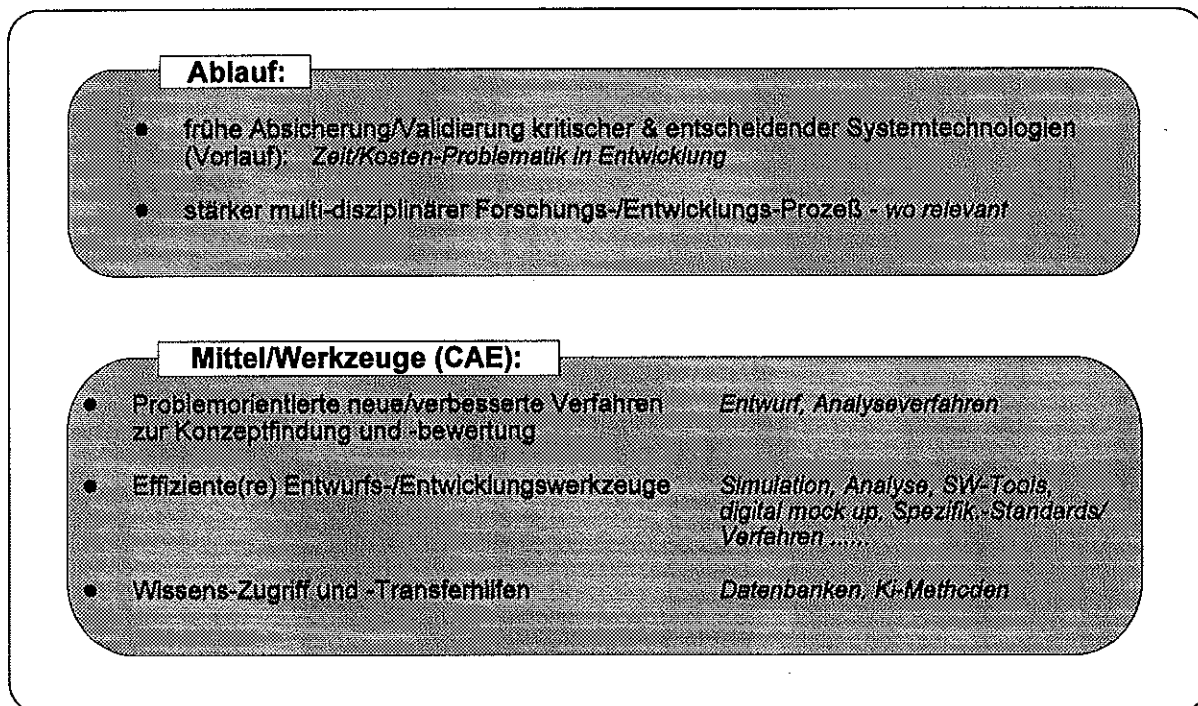


Abb. 6: Anforderungen an Entwurfs-/Entwicklungs-Prozeß & -Werkzeuge

Entwicklung von hochintegrierten Flugzeugsystemen - Anforderungen für die nächste Generation von Zivilflugzeugen

Richard Smyth, Leiter Systementwicklung

Präsentationsinhalt

1. Stand heute und neue Anforderungen
2. System-Strategie der DA
3. Ausgewählte Schwerpunktthemen
4. Technologie-Programme
5. Das Entwicklungsprogramm
6. Schluß

Anforderungen an Flugzeugsysteme

1. Stand heute und neue Anforderungen

Stand heute

- o Airbus-Familie A319 bis A340 und Beluga
Ca. 1500 Flugzeuge im Liniendienst
Zweite Produktionslinie in Hamburg für A319 und A321
- o System-Verantwortung der DA auf folgenden Schwerpunktgebieten
 - Kabinensysteme
 - Hilfsgasturbine APU
 - Sekundäre Flugsteuerung und HydraulikVerantwortungsvolle Zusammenarbeit mit AI-Partnern auf anderen Systemgebieten
- o Beteiligung an Umrüstprogrammen
- o Kostensenkungsprogramme
- o DA-Mitarbeiter in AI-Organisation in Toulouse und in der Endlinie
- o "World Class"-Erfahrung bei allen Systemen im DA-Verantwortungsbereich

Daimler-Benz Aerospace Airbus



Anforderungen an Flugzeugsysteme

1. Stand heute und neue Anforderungen

Neue Anforderungen

- o Geplante neue Flugzeugprogramme
 - A340-600/-500 Entry into Service EIS 2001
 - A3XX EIS um 2003/2005
- o Enormer Kostendruck
Entwicklungskosten, Flugzeugpreis, Betriebskosten
- o Verstärkte Kundenorientierung
Betonung auf Kabinenaspekte und "World Class Service"
- o Entgegnung der verstärkten Wettbewerbssituation
Boeing + MDC , Industrielle und politische Aspekte
- o Verschärfung von Umweltvorschriften

Anforderungen an Flugzeugsysteme

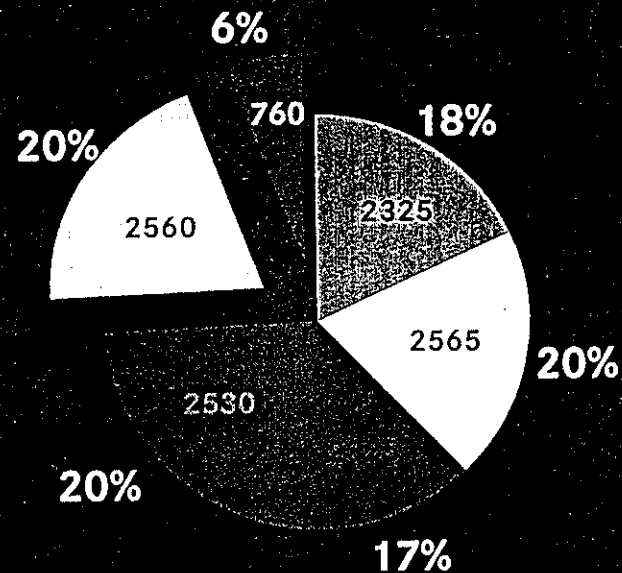
1. Stand heute und neue Anforderungen

Flugzeuge der nächsten Generation

- | | |
|--------------------------|--|
| ✓ [Sicherer | <ul style="list-style-type: none">o Systemverbesserungen (Zuverlässigkeit)o Bauweisen, Flugführung |
| └ Wirtschaftlicher | <ul style="list-style-type: none">o Weitere Senkung des Treibstoffverbrauchso Reduzierung von Wartungskosten, Produktionskosten sowie kundenbezogenen Folgekosten |
| Umweltschonender | <ul style="list-style-type: none">o Senkung des Treibstoffverbrauchso Weniger aerodynamischer Widerstando Gewichtsverbesserungen durch Werkstoffe und Bauweiseno Reduzierung gasförmiger Emissioneno Lärmreduzierungo Alternative Treibstoffe |
| Erhöhte Passagierkomfort | <ul style="list-style-type: none">o Senkung des Kabinen-Innenlärmso Verbesserung externer Kommunikationsmöglichkeiteno Allgemeine Komfortverbesserung (z.B. Betten im Unterflurraum)o Reichweitenvergrößerung für Point-to-Point-Flüge |



Total 12.900 Flugzeuge
(Ohne GUS)

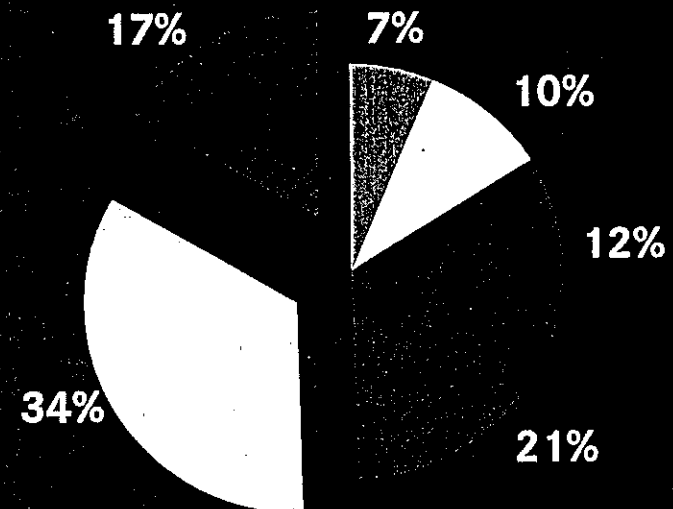


71 - 130 Sitze
131 - 170 Sitze

171 - 210 Sitze
211 - 300 Sitze

301 - 500 Sitze
über 500 Sitze

Total 904 Mrd. US\$
(Umsatz)



Flugzeuge mit mehr als 300 Sitzen stellen 26% der Flugzeugstückzahlen mit etwa 51% des Umsatzes.

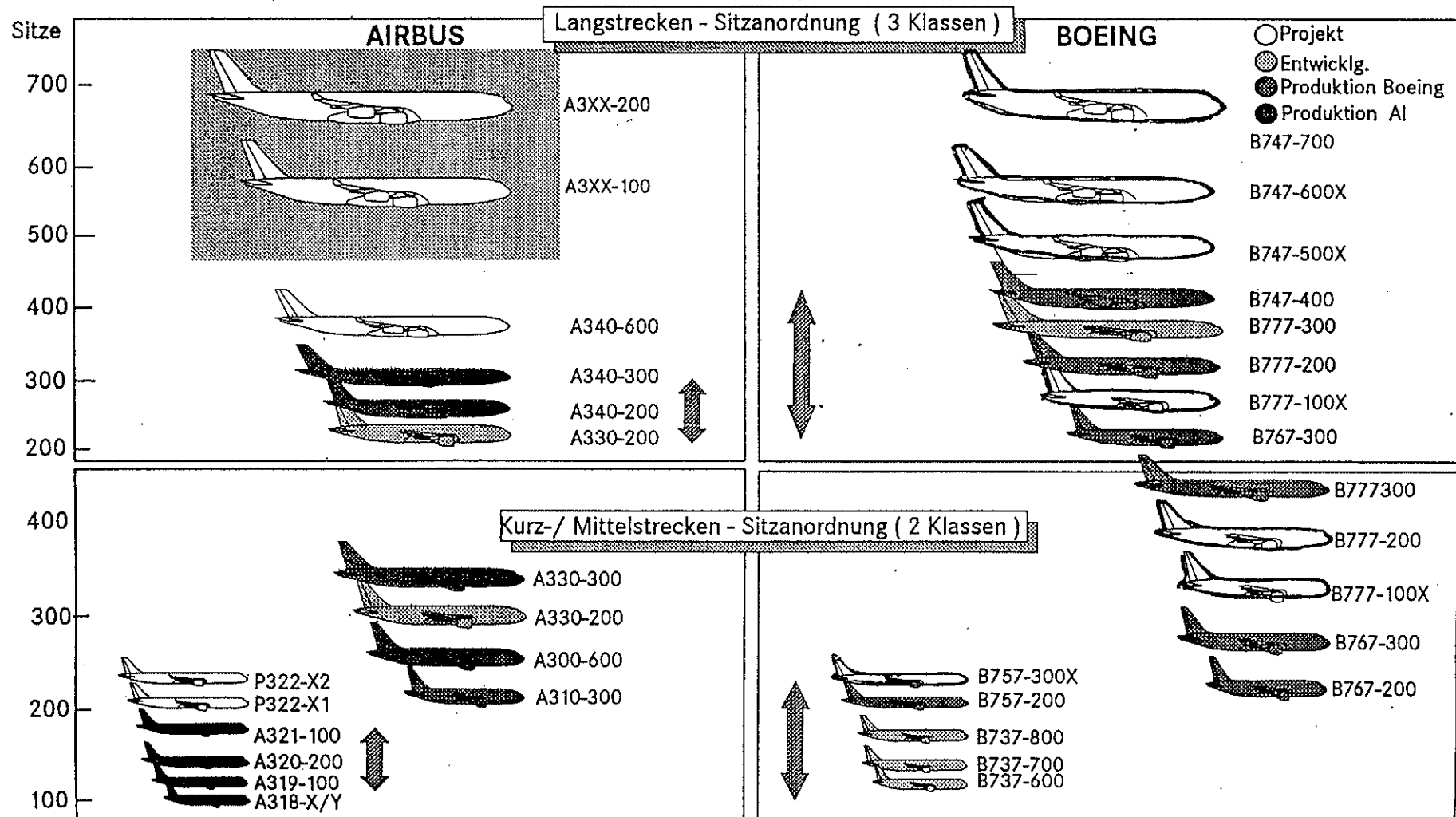
PRODUKT- UND TECHNOLOGIESTRATEGIE

Produktpalette Airbus / Boeing



Daimler-Benz Aerospace
Airbus

**Die Führungsposition von Boeing wird durch eine
breit gefächerte Produktpalette gestützt !**



Anforderungen an Flugzeugsysteme

1. Stand heute und neue Anforderungen

Kostensituation

- o Technologie und Kaufentscheidung der Airlines
 - "Early Days" Einführung von Turbofans, Swept Wing, etc
Erhöhung von Produktivität und Passagierkomfort, Lärmsenkung
Schnelle Amortisation der höheren Kosten
Rechtfertigt den Kauf neuer Flugzeuge
 - "Heute u. morgen" Erhöhter Kundenservice, Commonality, neue Technologie, etc
Operationelle Einsparungen sind glaubhaft nachzuweisen
Skeptische Haltung der Airlines: Forderung "First Time Right"
"Technologie" ohne "Financial Pay Off" ist kein Kaufargument

- o Dispatch Reliability DR
 - Eines der wichtigsten Wirtschaftlichkeitsfaktoren für die Fluggesellschaften
 - Abhängig von der Art und Anzahl von technischen Störungen
 - Führt zur Unterbrechung eines planmäßigen Fluges
 - DR der heutigen Airbus-Flotte liegt durchschnittlich zwischen 98% und 99 %

Anforderungen an Flugzeugsysteme

1. Stand heute und neue Anforderungen

┌ **Besondere Anforderungen des A3XX-Programmes ergeben sich aus:**

- Missionskonfiguration und Reichweite
 - 600 bis 800 Passagiere in 3 Decks (bisherige Erfahrung bis 400 Pax, 1 Deck)
 - Energieversorgung/Energiemanagement
 - Flugdauer bis 14 Stunden (neue Passagierkomfort-Aspekte)
- ✓ Zentrales Thema: Kabinen-/Payload-Systeme/Sicherheitssysteme
- Große Abmessungen (80x80m max. Länge/Breite)
 - Stärkere Berücksichtigung von Strukturflexibilitäten
 - Besondere Berücksichtigung bei der Flugsteuerung EFCS
 - Hohe Aktuatorkräfte für Flächen der Flugsteuerung

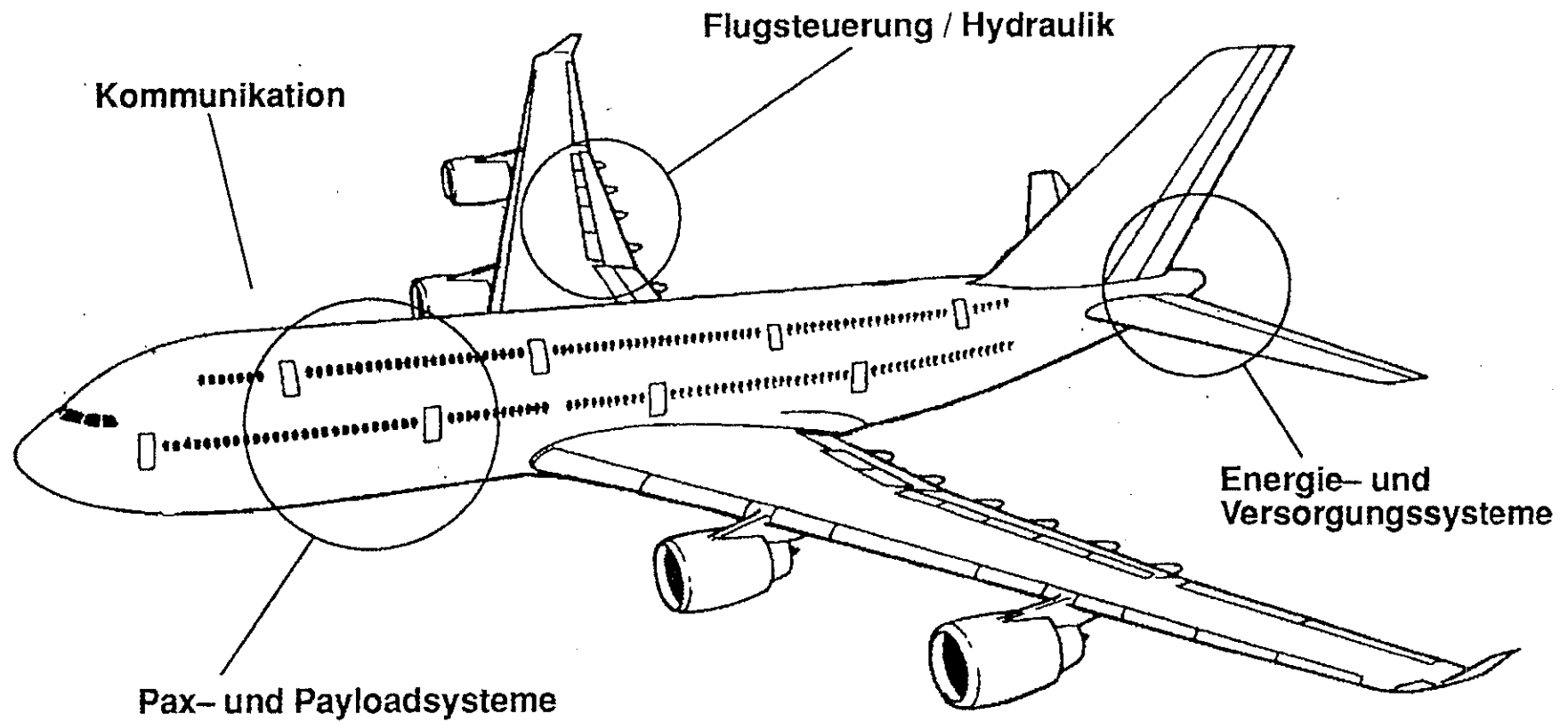
Anforderungen an Flugzeugsysteme

2. System-Strategie der DA

Die System-Strategie der DA orientiert sich an folgenden Zielfestlegungen:

- o Verantwortung für den kompletten Rumpf mit allen enthaltenen Systemen
Einschließlich Energieerzeugung (APU, ..)
- o Verantwortung für die volle Sekundäre Flugsteuerung und Mitarbeit bei
der Primären Flugsteuerung.
Beibehaltung des Anteils an der Primären Flugsteuerung:
Aktuator HLW und Spoiler

2. System-Strategie der DA



3. Ausgewählte Schwerpunktthemen

- 3.1 Kabinen-Basissysteme
- 3.2 Konfigurationsauswahl und Integration des Sekundärantriebs APU
- 3.3 Inflight Entertainment IFE
- 3.4 Flugsteuerung
- 3.5 Integrierte Modulare Avionik IMA

Anforderungen an Flugzeugsysteme

3. Ausgewählte Schwerpunktthemen

3.1 Kabinen-Basissystemen

Neue Anforderungen für A3XX (Megaliner):

600 bis 800 Passagiere

3 Decks

Bis zu 14 Stunden Flugdauer

Neue Konzepte und Lösungen erforderlich für Luft/Klimatisierung, Wasser, Energie-Management, Arbeits- und Ruhebedürfnisse, Kommunikation, Beleuchtung, Sicherheitsvorkehrungen, Versorgung, etc

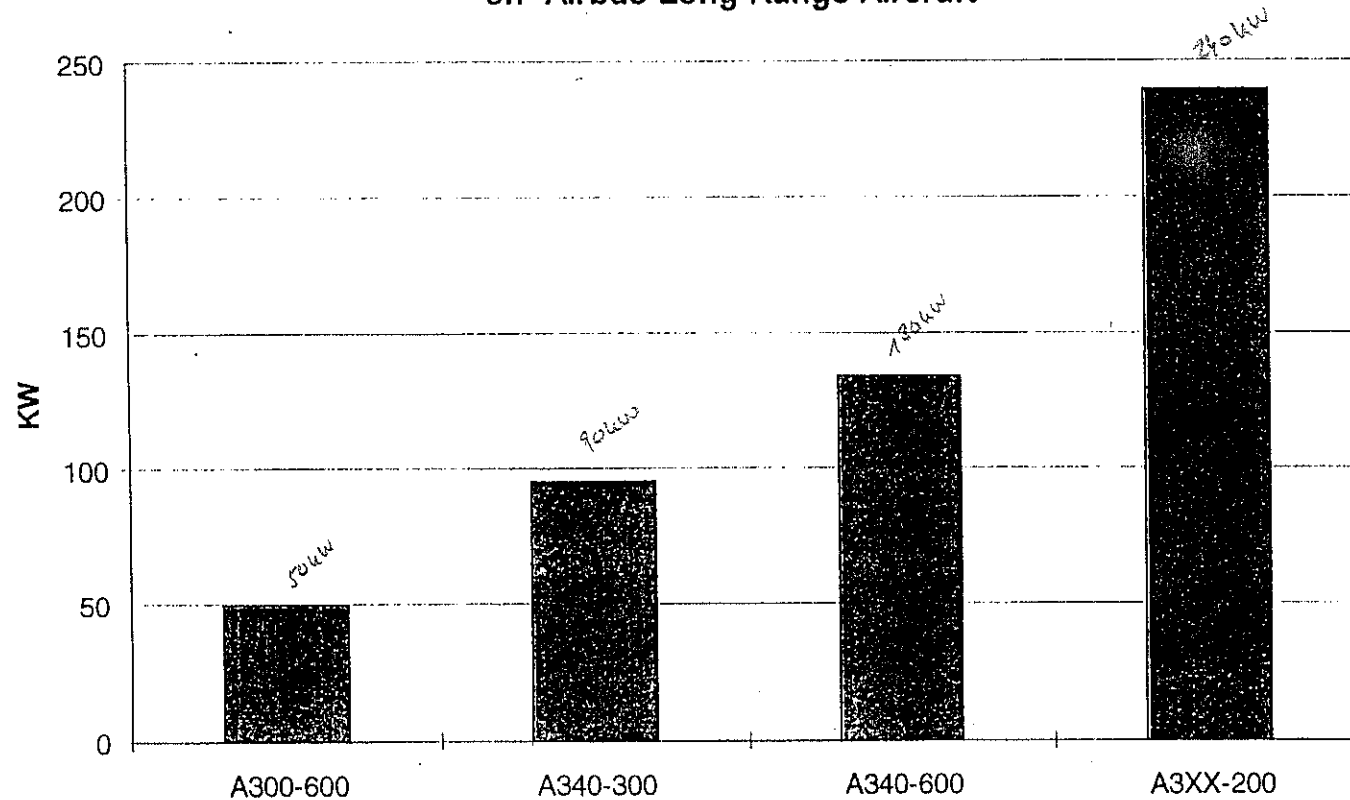
Vorarbeiten im Rahmen des Verbundvorhabens Passagiersysteme (1994-98)

Gezielte Weiterführung zu planen

A3XX Air Conditioning

- Air Flow- and Thermal Comfort Analysis
- Air Conditioning is Design Driver for the APU, Bleed System and Packs

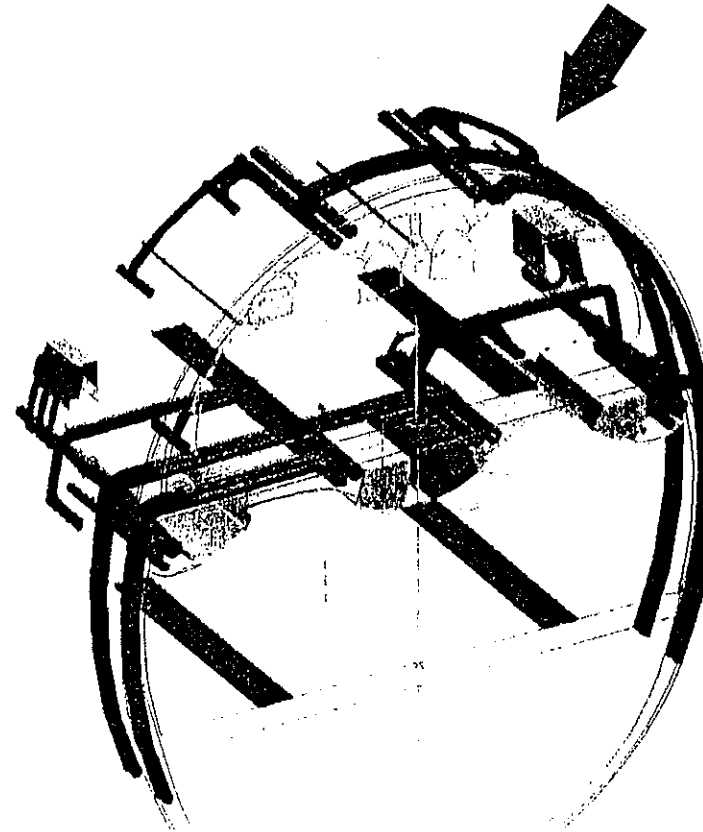
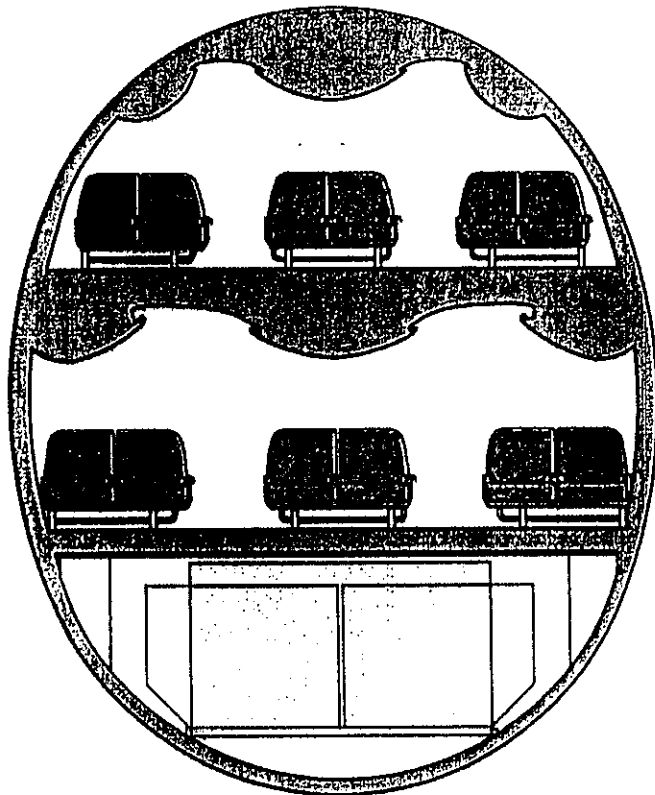
Comparison of installed pack performance
on Airbus Long Range Aircraft



A3XX Air Conditioning

- A3XX tailored Air Distribution System

Weight and Size Optimization Process



Air Distribution size accommodated to fuselage cross section requirements in close collaboration with Structure-, System- and Interior Cabin Design Teams

Anforderungen an Flugzeugsysteme

3. Ausgewählte Schwerpunktthemen

3.2 Konfigurationsauswahl und Integration des sekundärantriebs APU

APU Auxiliary Power Unit
Liefert Luft und elektrische Energie
Betrieb am Boden und in der Luft

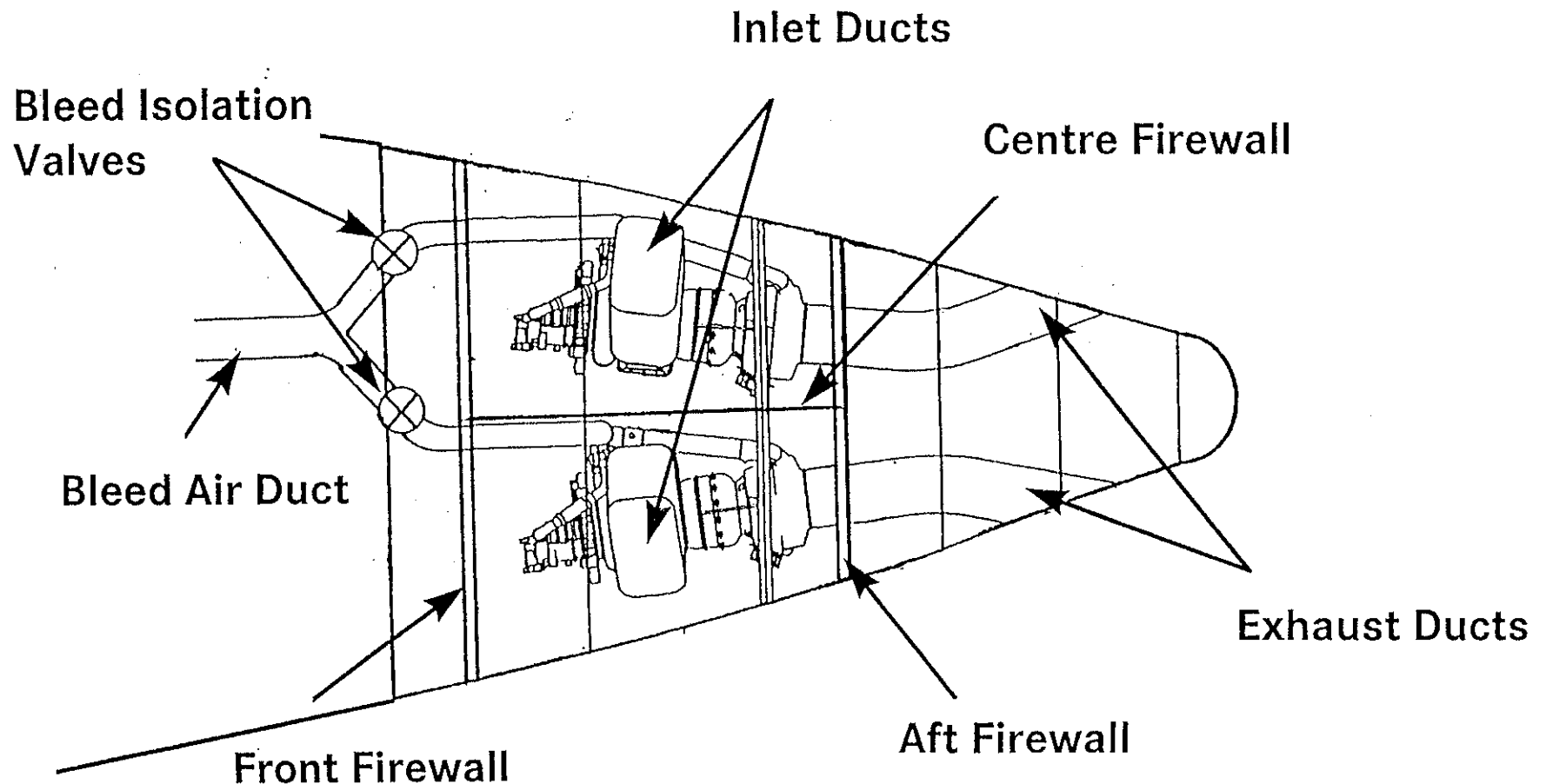
Auswahlentscheidung: Single (konventionell) oder Twin

Problem: In Single-Lösung keine APU in geforderter Leistungsklasse vorhanden. Sehr hohe Kosten für neue APU-Entwicklung

Anforderungen an Flugzeugsysteme

3. Ausgewählte Schwerpunktthemen

Twin APU Concept - Installation Scheme (Plan View)



Anforderungen an Flugzeugsysteme

3. Ausgewählte Schwerpunktthemen

3.3 [Inflight Entertainment IFE]

Zunehmende Vielfalt von Kommunikations- und Unterhaltungsmöglichkeiten von Punkt zu Punkt machen vor der Flugzeugkabine nicht halt.

[Gegenstand heftiger Konkurrenz zwischen den Airlines.

Sehr hoher Kostenanteil: 4 - 7 Mio \$ pro Flugzeug heute, rasante Entwicklung

Airlines wollen dem Fluggast "World Class Service" Fluggast anbieten.

Vom Flugzeughersteller wird erwartet: Es muß alles funktionieren

Hohe Anforderungen hinsichtlich:

- Integration der neuen Kabinenelektronik und Kommunikationsnetzwerke

- Energie-Versorgung und Energie-Management

- Gewährleistung einer hohen Zuverlässigkeit

- Flexibilität, da mit häufigen Änderungen zu rechnen

- Problemstellungen der internen und externen Datenkommunikation

- Abstimmung zwischen Flugzeughersteller, Airline und IFE-Hersteller



A3XX Inflight Entertainment

Study Items:

Functional

- In-seat PC high speed data link to earth based networks
 - e.g. Internet connection with min. 28kBaud
 - ⇒ Main Problem: respective Satellite bandwidth
- Worldwide TV Reception during flight
 - Replacement for on-board Video Player
 - ⇒ Main Problem: respective Satellite coverage
- Use of GSM (Global System for Mobile Telephone) Telephone during flight
 - ⇒ Main Problem: EMI, respective Satellite bandwidth & no Airline revenue

A/C Integration

- Relocation of SEB's

Anforderungen an Flugzeugsysteme

3. Ausgewählte Schwerpunktthemen

3.4 Flugsteuerung

High Lift System (Slat und Flap) auf der Basis von A330/A340
Gute Erfahrungen im Liniendienst: 180 Flugzeuge

Aktuatoren für Primary Flight Control System: Hohe Aktuator-Kräfte erforderlich
Erhebliche Auswirkungen für die Dimensionierung des Hydraulik-Systems

Dringende Untersuchung und Bewertung neuer Konzepte erforderlich, wie z.B.:

- Fortschrittliche Aktuatoren : Elektrisch, elektro-hydromechanisch
- Local Hydraulic Power Package

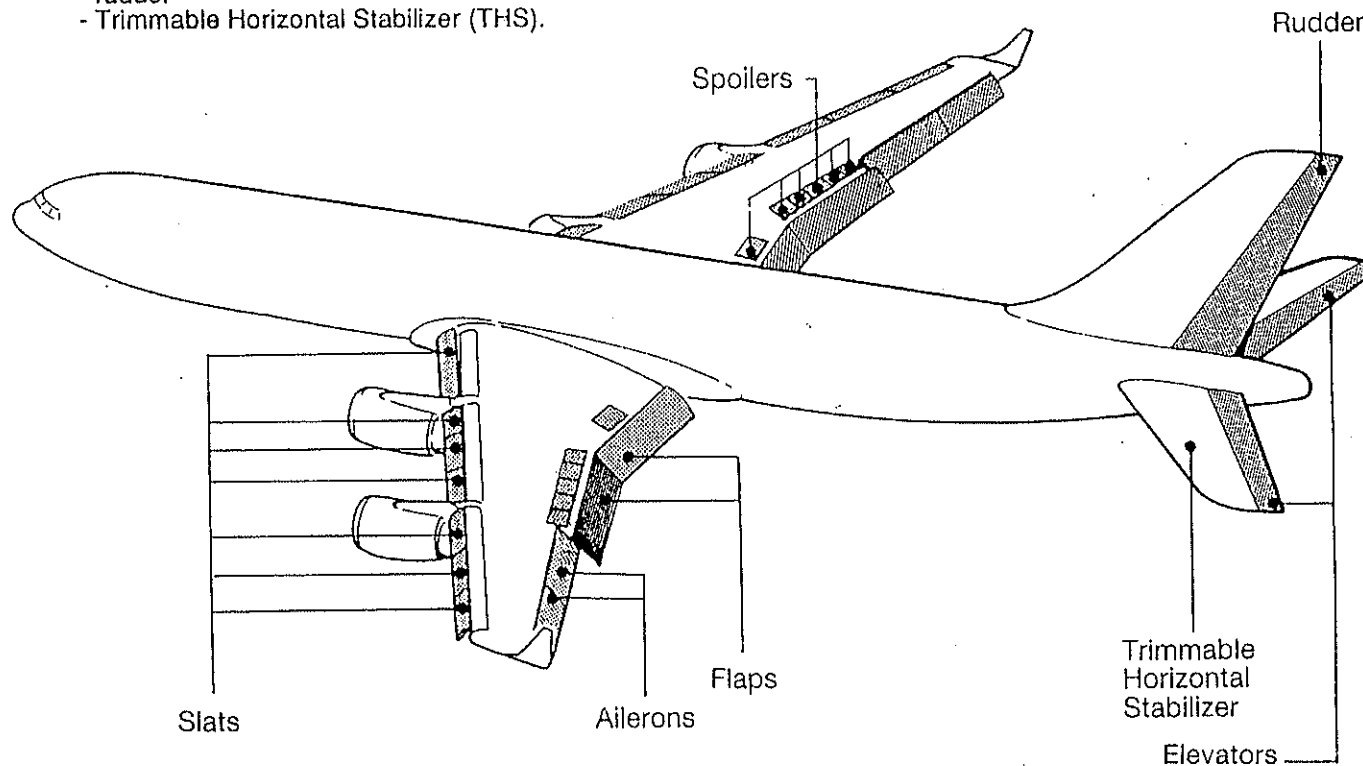
Anforderungen an Flugzeugsysteme

3. Ausgewählte Schwerpunktthemen

A340 flight controls

Electronic Flight Control System (EFCS)

- Surfaces :
- all hydraulically actuated
 - all electrically signalled
 - mechanical back-up control :
 - rudder
 - Trimmable Horizontal Stabilizer (THS).



Anforderungen an Flugzeugsysteme

3. Ausgewählte Schwerpunktthemen

3.5 Integrierte modulare Avionik IMA

Die leistungsfähigen Bausteine der neuen Avionik bieten die Möglichkeit, durch Modularisierung, höhere Integration und Standardisierung Kosten zu senken. Hiermit auch die Möglichkeit, die Dispatch Reliability günstig zu beeinflussen.

Verschiedene Anwendungskategorien bei den Flugzeugsystemen zu unterscheiden:

Flugkritische Systeme	z.B. Flugsteuerung
"Utilities"	Kabinensysteme, teilweise missionskritisch
Andere Systeme	

Die Ausarbeitung und Abstimmung von Konzepten für projektnahe Anwendungen der neuen Avionik, insbesondere für neue Datenbusstrukturen und IMA, zwischen Flugzeughersteller und Ausrüstern ist eine dringend notwendige Aufgabenstellung

4. Technologie-Programme

Zielgerichtete Technologie-und Forschungs-Programme sind erforderlich, um innovative Lösungsmöglichkeiten und Konzepte für die neuen Herausforderungen an die Systemtechnik zu untersuchen und hinsichtlich "Technology Readiness" zu bewerten.

Schwerpunktthemen für zukünftige Technologie-Programme für ein Megaliner:

- ☐ Kabinen-/Payload-Systeme
- ☐ Kommunikation (in der Kabine und extern)
- ☐ Fortschrittliche Wartungssysteme
- ☐ Flugsteuerung (einschließlich Aktuatoren und Power Packages)

Ein Teil dieser Themen sind Ergänzungen zu bereits laufenden Technologieaufgaben

5. Das Entwicklungsprogramm

Die Systementwicklung steht unter besonderem Druck (Kosten und Kundenerwartung) hinsichtlich:

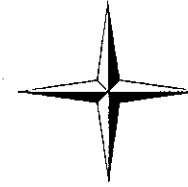
- Verkürzung der Entwicklungszeit
- Reduktion der Entwicklungskosten und Zykluszeiten bei Modifikationen
- Beherrschung des Entwicklungsrisikos

1. Dies erfordert u.a. rechnergestützte Verfahren zur Absicherung einer weitestgehend korrekten Spezifikation im ersten Entwurf ---> First Time Right
Hierzu die Simulation von Anforderungen und der Systemintegration vor Herausgabe der Spezifikation oder in späteren Entwicklungsphasen vor Verfügbarkeit der realen Systeme

2. Weiterer Maßnahmen zur Reduktion von Kosten und Beherrschung des Entwicklungsrisikos:

- Ausbau der rechnergestützten Verfahren (stationär, instationär) zur Erfassung von Gesamtsystemkomplexen mit allen funktionalen Interfaces
----> Virtuelles Systems Iron Bird
- Aufbau eines repräsentativen System-Integrationsprüfstandes
Fehlende Systeme werden vorübergehend simuliert
Verifikation der System- und Kabinenfunktionen vor Beginn der Flugerprobung
- Zusammenarbeit mit Ausrüstern bereits in frühen Phasen eines neuen Programmes
- Verstärkte Bildung von interdisziplinären Arbeitsteams

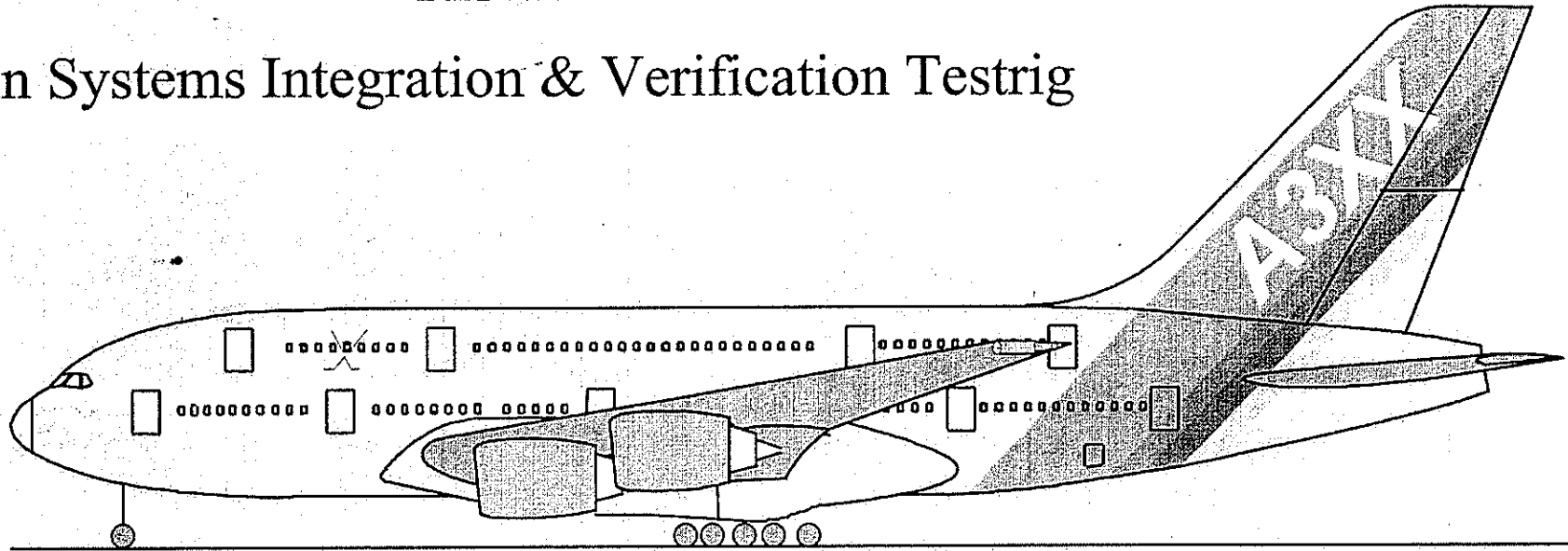
A3XX

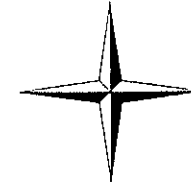


Daimler Benz Aerospace
Airbus

A3XX

Cabin Systems Integration & Verification Testrig

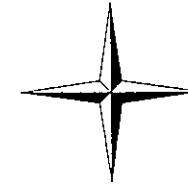




Cabin Systems Integration & Verification Testrig

Ziele:

- Ausgereifte Kabinensysteme zu EIS.
- Sichere Kommunikation zwischen den Systemen.
- Die Systeme sind in ihrem Verbund getestet worden.
- Das Verhalten der Systeme in den verschiedenen Fehlermodi ist erprobt.
- Die Maintenancefunktionen der Systeme sind erprobt worden.
- Common Mode Störungen sind erprobt.
- Die Systeme sind in Leistung und Bedienbarkeit vom Kunden akzeptiert

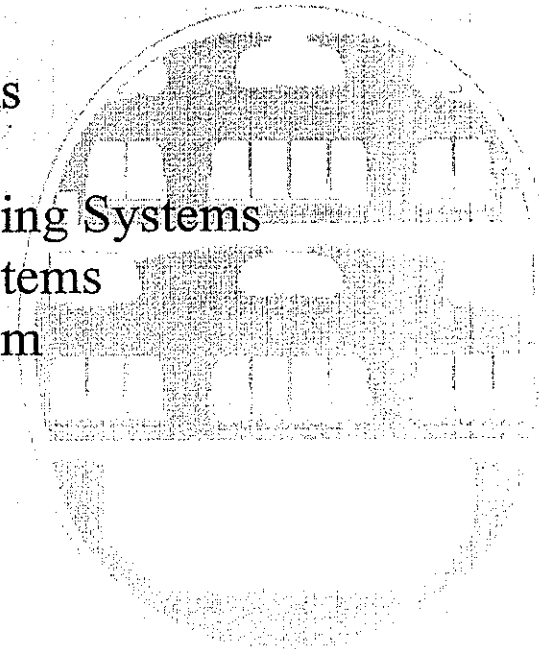


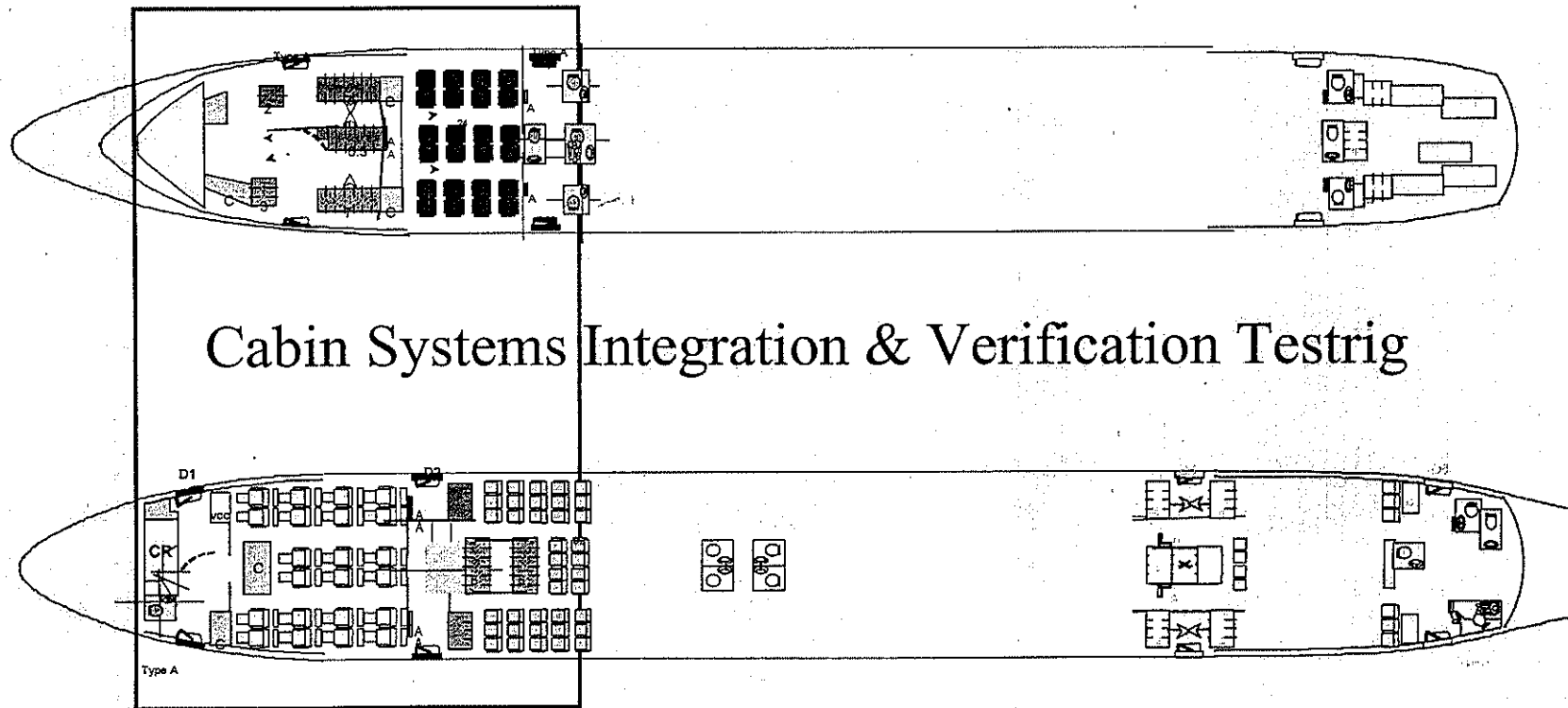
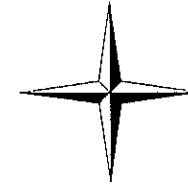
Cabin Systems Integration & Verification Testrig

Systems:

Environmental Control Systems
Water/Waste Systems
CIDS
Cabin Lighting Systems
Entertainment Systems
Door Control & Warning Systems
Smoke Detection System
Freezing Protection Systems
Cabin Power Managment Systems

Monitoring Systems
Oxygen System
Equipment/Furnishing Systems
Cargo Loading Systems
APU Control System





Cabin Systems Integration & Verification Testrig

Vorschlag zu Realisierung einer Teilkabine

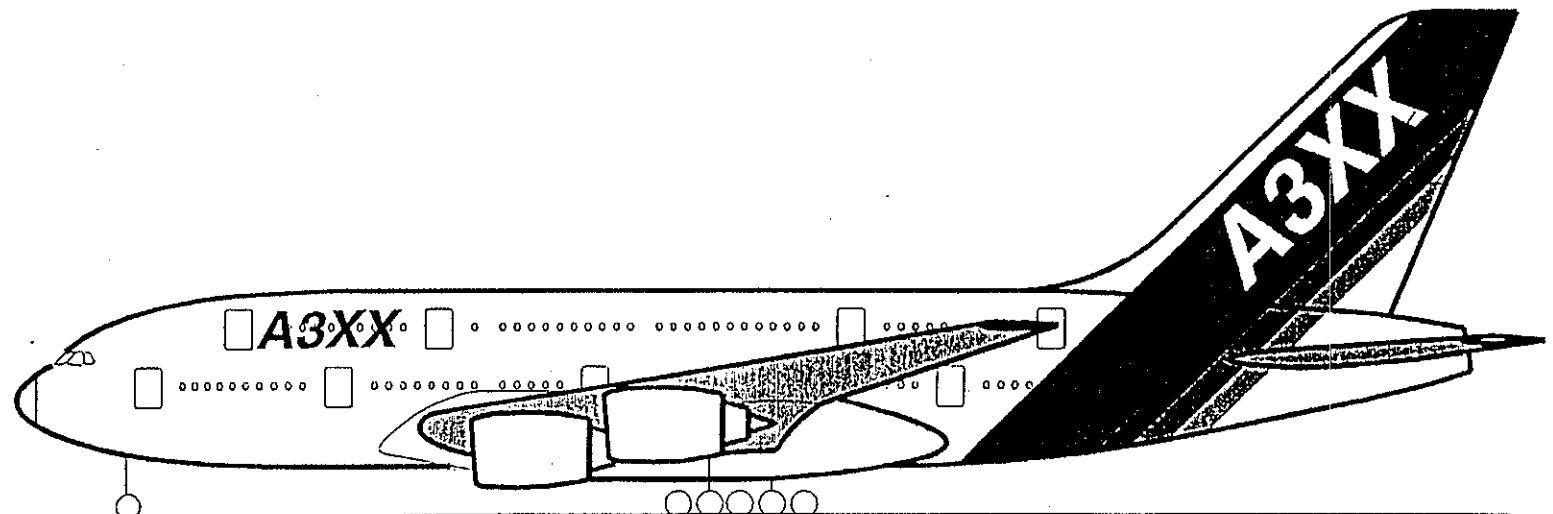
Anforderungen an Flugzeugsysteme

6. Schluß

Die neuen Herausforderungen an die Systementwicklung für die nächste Generation von Zivilflugzeugen verlangen eine effizientes und zielgerichtetes Zusammenwirken aller Ressourcen in Industrie, Hochschulen und in der Forschung.

Hierzu gehören:

- Abstimmung von Entwicklungs-/Technologie- und Forschungsprogrammen
- Verstärkte Kommunikation und Austausch



Beeinflußung der Gesamtkonfiguration durch Basissysteme

*Bernd Trahmer/Ole Böttger
Daimler-Benz Aerospace Airbus Hamburg
Projektabteilung*

1 Gesamtkonfiguration

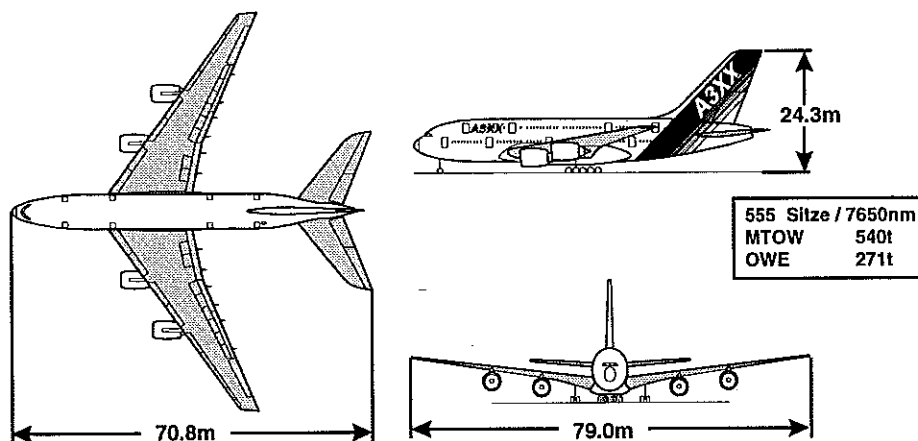
Unter dem Begriff Gesamtkonfiguration werden die Eigenschaften zusammengefaßt, die charakteristisch für den jeweiligen Entwurf sind.

Sie sollten im allgemeinen während des Flugzeugprogrammdurchlaufes, der sich über 20 Jahre erstrecken kann, nicht mehr geändert werden.

Dies sind insbesondere:

- die Geometrie des Rumpfes (Nase, Heck, Querschnitt der zylindrischen Bereiche)
- die Anordnung der Flügel, Leitwerke, Triebwerke und Fahrwerk
- die Außengeometrie der Flächen

Die detaillierte Ausgestaltung der Komponenten, sowie die Anpassung der Strukturicken auf im Laufe der Programmpflege zu erhöhende Abfluggewichte bleibt dabei in der Regel innerhalb der Gesamtgeometrie.



Gesamtkonfiguration A3XX

2 Einflußgrößen der Gesamtkonfiguration

Bei der Wahl der Gesamtabmessungen sind folgende Haupteinflüsse zu beachten:

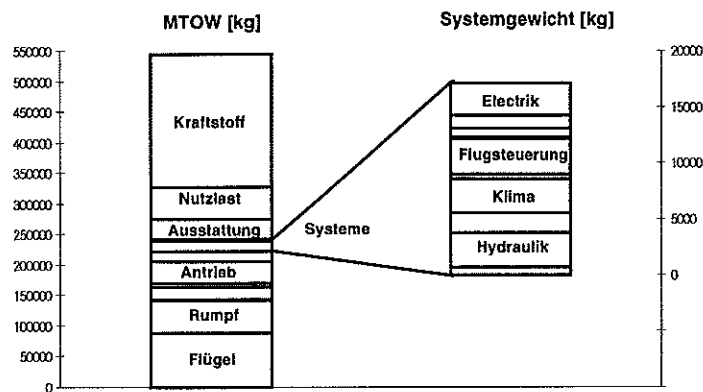
- das zu transportierende Volumen
- die zu transportierende Masse
- der erreichbare aerodynamische, strukturelle und Triebwerks-Wirkungsgrad
- die zu erzielenden Leistungen: Geschwindigkeit, Reichweite, Flughöhe etc

Während sich unter diesen Einflüssen neben Struktur, Triebwerk und Aerodynamik zunächst kein Einfluß der Systeme findet, so lassen sich bei detaillierterer Betrachtung einige Einflüsse aufzeigen.

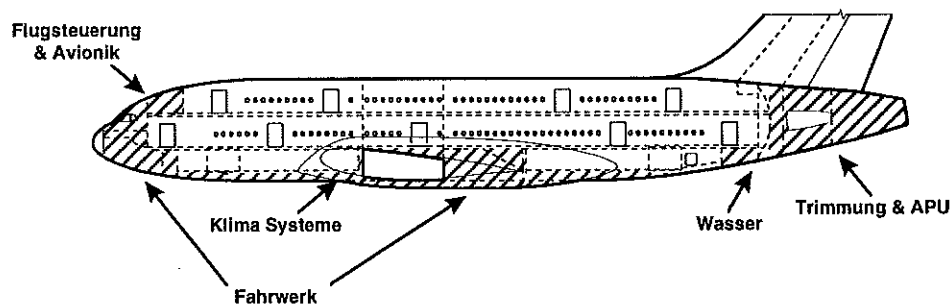
Diese treten merkbar immer dann auf, wenn die entsprechenden Systeme einen außerordentlich hohen...

- Volumenbedarf (zB Luft- oder Wassersysteme)
- Massenanteil (zB Strom- oder Hydrauliksysteme)
- Leistungsbedarf (zB Klimanlage)

...aufweisen.



Massenanteil der Systeme



Volumenanteil der Systeme (Rumpf)

2 Einflußgrößen der Gesamtkonfiguration (Fortsetzung)

Können für bestimmte Systeme besondere Einsparungen oder ein Mehrbedarf an Volumen, Masse oder Antriebsleistung nachgewiesen werden, so kann dies bei rechtzeitiger Identifikation zu einer geänderten Auslegung von Rumpf-, Flügel und Leitwerksgrößen führen.

Dieser sogenannte "Schneeballeffekt" führt zu einer ungefähren Verdoppelung der Vor- oder Nachteile. Ein "nachträgliches" Erzielen von Verbesserungen wirkt hingegen nur einfach, kann aber im Rahmen der Programmweiterentwicklung (mehr Sitze oder Reichweite) genutzt werden.

Beispiele für einflußreiche Basissysteme:

Im folgenden werden beispielhaft einige interessante Basissysteme aufgegriffen

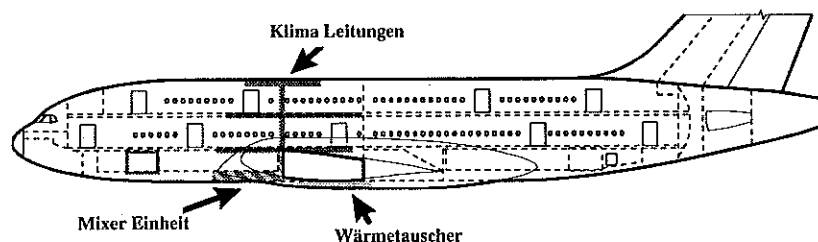
-Klimasysteme	Zusammenspiel des Raumbedarfes mehrerer Disziplinen
-Roll-Leit-System	Ermöglicht Umgestaltung des Rumpfmittelbereiches
-Laminarisierung	Einsparungen durch Einsatz eines neuen Systemes
-künstliche Stabilisierung	Abhängigkeit von der absoluten Ausfallsicherheit
-Trimmsystem	möglicher Fortfall eines angestammten Systemes

3 Beispiele für einflußreiche Basissysteme: Klimasysteme

Aufgrund des relativ großen Volumenbedarfes und der Forderung nach einer zentralen Unterbringung der Klimasysteme bedarf es eines sorgfältigen Abwägens zwischen den Belangen der Nutzlastunterbringung (Frachtraum und Kabine), der Kraftstoffunterbringung (Flügelmitteltank) und der aerodynamisch günstigen Gestaltung der Flügel-Rumpfverkleidung.

So muß bei günstiger und wartungsfreundlicher Integration der Wärmetauscher und Mischereinheiten darauf geachtet werden,

- daß der Frachtraum nicht beeinträchtigt wird (Wärmetauscher, Mischer)
- die Kabinennutzung nicht beeinträchtigt wird (Steigleitungen, Fensterflächen)
- die Flügel-Rumpfverkleidung im aerodynamisch sensitiven Bereich möglichst nicht aufgedickt werden muß.



Volumenbedarf des Klimasystems

4 Beispiele für einflußreiche Basissysteme: Rolleitsystem

Ein besonders komplexer Bereich bei Verkehrsflugzeugen ist der Flügel-Rumpf-Übergang, wo im allgemeinen der Fahrwerksschacht liegt.

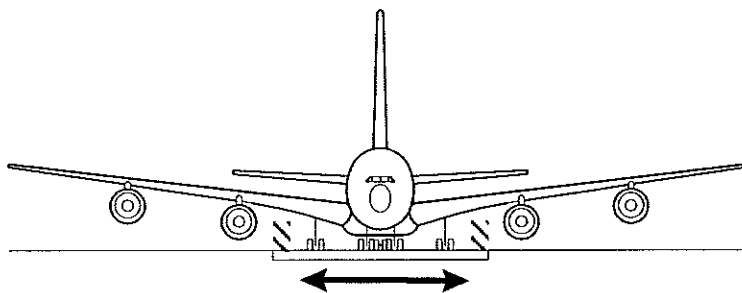
Bei den großen Abmessungen des A3XX wäre es von Vorteil, wenn die Gesamtspurweite des Fahrwerkes anwachsen würde, und so einen kompakten Fahrwerksschacht erlaubte.

Derzeit ist aber die Spurweite des Fahrwerkes durch die Breite existierender Rollbahnen scheinbar eingeschränkt.

Bei detaillierterer Betrachtung zeigt sich jedoch, daß von der Rollbahnbreite von derzeit 23m durch historisch gewachsene Sicherheitstoleranzen volle 9m "verbraucht" werden, so daß nur 14m für die Flugzeugspurweite nutzbar bleiben.

Angesichts bereits existierender hochgenauer Leitsysteme in anderen Verkehrsbereichen erscheint es nicht mehr zeitgemäß, daß das hochwertigste aller Verkehrsmittel nach automatischer Landung (Toleranz: 1m!) manuell gesteuert mit erheblichen Abweichungen in die Parkposition rollt.

Die Einführung moderner Rollführungstechniken in das A3XX erlaubte primär die Einhaltung geringerer Rollbahnabweichungen, der Haupteffekt wäre aber die mögliche komplette Umgestaltung der Fahrwerks- und Frachtraumanordnung, mit Vorteilen für Nutzlastunterbringung, Struktur und Fahrwerksanlage sowie Vorteile bei der Integration des Flügels an den Rumpf.



Rollbahn- und Spurbreite

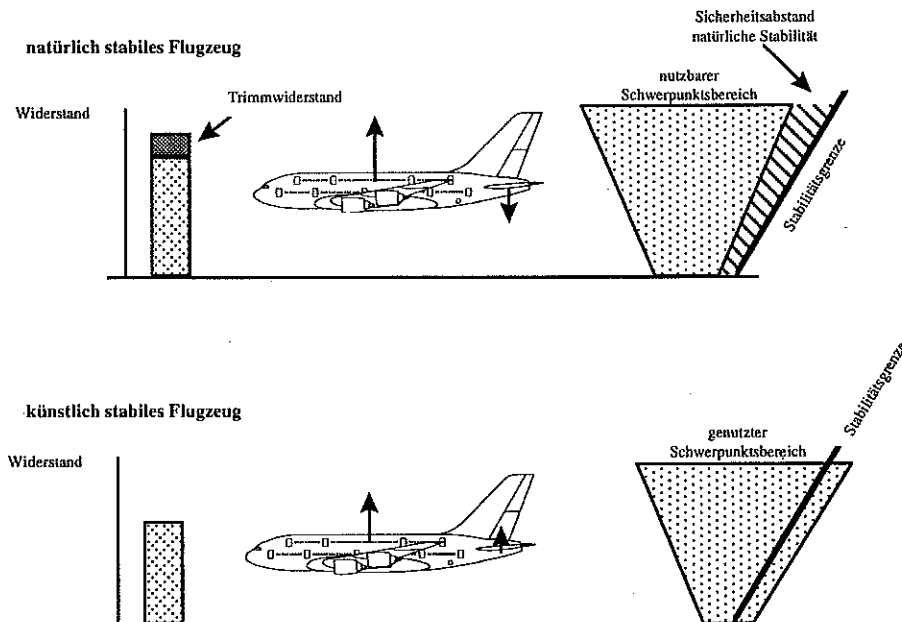
5 Beispiele für einflußreiche Basissysteme: künstliche Stabilisierung

Ebenso wie der Reibungswiderstand bietet auch der sogenannte Trimmwiderstand zumindest in der Theorie ein Einsparpotential.

So erhalten alle bisherigen Verkehrsflugzeuge die geforderte Richtungs- und Geschwindigkeitsstabilität durch die Stabilisierungsflächen am Rumpfheck abgestimmt auf verschiedene Lagen des Flugzeugschwerpunktes.

Die Einhaltung des Momentengleichgewichtes um diese Schwerpunktlagen mit "natürlicher Stabilität" erfordern in der Regel, daß am Höhenleitwerk, zumindest begrenzt, ein Abtrieb erzeugt wird, den der Tragflügel in Form von "Mehrauftrieb" wieder kompensieren muß.

Kann nun das ohnehin vorhandene Flugsteuerungssystem erweitert und dazu genutzt werden, neben der Steuerung- auch eine aktive Stabilisierungsfunktion auszuüben, so lassen sich in vielen Fällen Leistungsverbesserungen erzielen.



Einfluß der Schwerpunktsituation auf den Trimmwiderstand

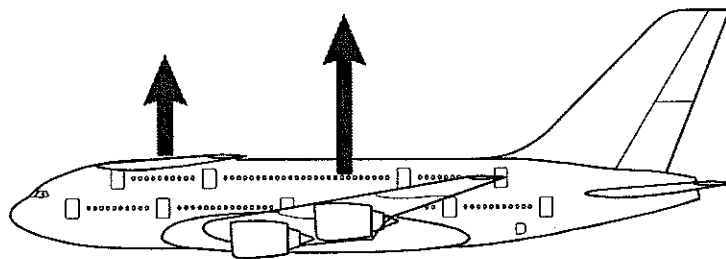
5 Beispiele für einflußreiche Basissysteme: künstliche Stabilisierung (Fortsetzung)

Die besondere Problematik eines solchen Systemes beruht zum einen in den wesentlich höheren Anforderungen an die Sensorik und Stellgeschwindigkeiten, sowie an die unbedingt erforderliche Ausfallsicherheit, da ein instabiles Flugzeug nicht mehr kontrollierbar wäre.

Neben dem Sicherheitsnachweis für die Verkehrszulassung ist sicher auch ein erheblicher Nachweisaufwand für die zukünftigen Betreiber erforderlich.

Während solche Systeme im militärischen Flugzeugbau schon eingesetzt werden, stellt die Anwendung im Verkehrsflugzeugbau eine weitere große Herausforderung dar.

Im übrigen erfordert auch die Anordnung einer Höhenleitwerksfläche vor dem Hauptflügel (Enten- sowie Dreiflächenkonfiguration) eine künstliche Stabilisierung, um deutliche Leistungsvorteile zu bieten.



Anpassung der Konfiguration an ein noch zu entwickelndes System
birgt Entwicklungsrisiken

6 Beispiele für einflußreiche Basissysteme: HLW-Trimmsystem

Ebenso wie sich zuweilen Einsparungen durch den Einsatz neuer Systeme aufzeigen lassen, so können sich auch Verbesserungen durch Entfall bisher angestammter Systeme ergeben.

Ein Beispiel hierfür kann die Trimmung der Höhenleitwerksflosse darstellen, die historisch gewachsen, ihren angestammten Platz in fast allen Verkehrsflugzeugen hat.

Bei elektronisch gesteuerten Flugzeugen ist die Geschwindigkeitstrimmung auch mit fester HLW-Flosse durch Verstellung der Höhenruder-Mittelposition zu erreichen.

Neben dem Entfall der Wartungsintensiven Trimspindel ermöglicht dieses eine strukturell günstigere Rumpfhecksektion durch den Fortfall des für die Trimmbewegung nötigen Ausschnittes.

Eine besonderer Anreiz für eine feststehende HLW-Fläche ergibt sich aus den Lufttüchtigkeitsforderungen, in denen u.a. der Nachweis der Manövrierfähigkeit bei ungünstiger Trimstellung des Leitwerkes verlangt wird.

Ein nicht trimbares Leitwerk kann aber auch nicht ungünstig getrimmt sein, so daß dieser Auslegungsfall erheblich entschärft würde.

Neben diesen zahlreichen Anreizen für einen Entfall der Flossentrimmung gibt es aber natürlich auch gute Gründe für ein trimbares Höhenleitwerk.

Diese sind insbesondere die Möglichkeit, die Leitwerksfläche jederzeit bestmöglich auf die individuellen Bedingungen einstellen zu können, während eine feste Montage des Leitwerkes für fast alle Fälle eine ungünstige Stellung ergibt.

7 Beispiele für einflußreiche Basissysteme: Grenzschichtabsaugung

Einen großen Anteil der Abflugmasse von Langstreckenflugzeugen stellt die Kraftstoffmasse für den Reiseflug, sowie die mitzunehmenden Reserven dar.

Von diesem Kraftstoff wird ein Großteil dafür benötigt, den Reibungswiderstand der Flugzeugoberfläche mit der Außenluft zu überwinden (ca 53%).

Weitere Widerstands- und Verbrauchsanteile sind der induzierte Widerstand (ca 40%) und die kompressiblen Effekte bei hoher Machzahl (ca 7%).

Aufgrund des großen Kraftstoffbedarfes resultierend aus der Luftreibung erscheinen Maßnahmen zur Widerstandsreduktion besonders lohnend.

Eine derartige Maßnahme stellt die sogenannte Hybrid-Laminarisierung dar.

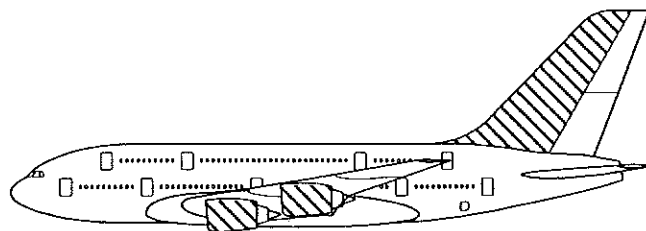
Gegenüber der herkömmlichen Umströmung kann durch besondere Formgebung sowie eine Absaugung der Grenzschicht in ausgewählten Bereichen des Flugzeuges eine deutliche Verringerung der Oberflächenreibung erzielt werden.

Dieser Widerstandsreduktion stehen Mehraufwände für Struktur und Systeme entgegen, so daß eine Gesamtbilanz erstellt werden muß.

Die Laminarisierung stellt besondere Systemanforderungen dadurch...

- daß ein solches System völlig neu entworfen werden muß
- die Tauglichkeit im rauen Alltagsflugbetrieb nachgewiesen werden muß
- die Wirkung während des Betriebes kontrolliert werden muß, da bei etwaiger Fehlfunktion der resultierende Mehrverbrauch zu Reichweiteinbußen führt, die rechtzeitig erkannt werden müssen.

Bei der Entscheidung, ein solches System in die Basisdefinition eines Flugzeugprojektes aufzunehmen, muß lange vor dem tatsächlichen Einbau des Systems die zuverlässige Funktion sichergestellt sein, um vor unausbesserlichen Leistungseinbrüchen sicher zu sein.



Absaugung der Grenzschicht an Seitenleitwerk
und Triebwerksgondeln

Remote Aircraft Maintenance

-ein Beitrag zur Qualitätsverbesserung und Effizienzsteigerung im Flugzeug-Instandhaltungsprozess

*Andreas Kaden
Technischer Betriebsleiter
Deutsche Lufthansa AG
Abt. FRA OB, 60546 Frankfurt*

1 Überblick

Ich bedanke mich für die Gelegenheit, Ihnen heute die Erfahrungen der Lufthansa mit der Einbindung moderner elektronischer Datenverarbeitungsmöglichkeiten in den Flugzeugwartungsprozeß vorstellen zu können.

Mein Vortrag wird vier Teile umfassen:

- Eine kritische Wertung gegenwärtiger Flugzeugwartungssysteme
- Die Beschreibung der Lufthansa BISAM Erprobung
- Die Zusammenfassung der erzielten Ergebnisse und Erfahrungen
- Unsere Empfehlungen für das weitere Vorgehen

2 Das gegenwärtige Flugzeugwartungssystem

Das Geschäftsfeld der Luftfahrtunternehmen ist derzeit wie nie zuvor geprägt von wachsendem Wettbewerb und außerordentlichem Kostendruck. Gleichzeitig nimmt der erzielbare Ertrag aus dem Verkauf von Flugtickets ständig ab. Es ist daher lebensnotwendig, jede sich bietende Möglichkeit einer Betriebskostensenkung zu nutzen.

Mit etwa zehn Prozent der Gesamtkosten einer Luftverkehrsgesellschaft zählt das Flugzeugwartungssystem zu den wesentlichen Kostenblöcken. Die Effizienz heutiger Wartungssysteme wird durch eine Reihe von Beschränkungen beeinträchtigt: Das konventionelle Verfahren handschriftlicher Reports auf Papierformularen ist uneffektiv und fehlerträchtig. Informationen über aufgetretene Flugbeanstandungen werden dem Wartungspersonal in der Regel erst nach der Landung zugänglich. Erst wenn das Flugzeug bereits am Boden steht beginnt die mühsame manuelle Korrelation der wesentlichen Fehlerinformationen aus verschiedenen Informationsquellen, die Zusammenstellung der notwendigen Dokumentation, oft in Papierform, usw.

Es ist offensichtlich, daß effizientere und zeitsparendere Arbeitsmethoden dringend entwickelt werden müssen. Das "gewachsene" konventionelle Flugzeugwartungssystem bedarf einer grundlegenden Überarbeitung. Von besonderer Bedeutung ist dabei die systematische Nutzung moderner Datenverarbeitungs- und Datenkommunikationstechnologien.

3 Die BISAM Erprobung der Lufthansa

BISAM steht für Broadband Integrated Services For Aircraft Maintenance. BISAM ist ein zukunftsweisendes Wartungskonzept, das von Lufthansa, Lufthansa Systems und der Deutschen Telecom entwickelt und vom 1. Mai bis 30. November 1996 in einem Feldversuch erprobt wurde. Die B 747-400 Flotte mit damals 18 Flugzeugen und die damals 15 Flugzeuge

unserer A 340 Flotte waren an der Erprobung beteiligt. Die zentrale BISAM Bodenstation und eine Anzahl von Terminals befinden sich in Frankfurt. Weitere Terminals wurden in Düsseldorf und in München eingerichtet, waren jedoch erst gegen Ende des Erprobungszeitraumes einsatzbereit.

Zielsetzung von BISAM ist die Verbesserung der Effizienz und der zeitlichen Synchronisation des Flugzeugwartungssystems. Dies soll erreicht werden durch eine Optimierung des Gesamtprozesses von der Generierung des Fehlerreports an bis hin zum Abschluß der Korrekturmaßnahme durch die Wartung und der Flugklarschreibung des Flugzeugs.

Als ein Ergebnis des BISAM Feldversuchs sollten Anzahl und Dauer von technischen Verspätungen signifikant abnehmen.

Ein weiteres Ziel war die Bereitstellung von Wartungshandbüchern und anderen notwendigen Unterlagen in elektronischer Form. Dabei sollte eine automatische Korrelation zwischen der berichteten Beanstandung und den relevanten Seiten in den Wartungsunterlagen erprobt werden.

Die Beurteilung größerer Beschädigungen, die unterwegs auftreten, erfordert einen umfangreichen Informationsaustausch mit der Heimatbasis. BISAM sollte eine hierfür geeignete Kommunikationskomponente beinhalten, einschließlich E-mail und Übertragung von Photos.

Nun zur BISAM Architektur im einzelnen:

Flugzeugseitig wurde die bestehende Bordsystem-Infrastruktur verwendet: ACARS, MCDU und CMC. Fehlercodes werden manuell in die MCDU eingegeben und über ACARS und die Service Provider SITA/ARINC an den Lufthansa Host in Frankfurt-Kelsterbach gesendet. Der Host ist über eine Bodenleitung mit der BISAM Station verbunden. Das BISAM Zentralsystem besteht aus einem Server und einem ATM Netzwerk, das den Server mit fünf auf der Basis Frankfurt verteilten Terminals verbindet. Zwei zusätzliche Stationen, Düsseldorf und München, sind über ISDN an den Server angeschlossen. Eine drahtlose Spread Spectrum LAN Verbindung mit einem Mobilterminal ist auf der Frankfurter Basis erprobt worden. Eine Erweiterung auf eine drahtlose Spread Spectrum Verbindung zu Flugzeugen für zukünftige Gatelink Anwendungen ist möglich.

BISAM bietet über eine zentrale Nutzeroberfläche den Zugriff auf mehrere Funktionen. Eine Bildschirmseite zeigt alle verfügbaren wartungsrelevanten Informationen an. Jede BISAM Funktion ist auf dieser Seite in Form eines eigenen Control Desks verfügbar. Funktionsstart und -ende sowie der Datenaustausch zwischen Funktionen werden von hier gesteuert. Eine flexible Konfigurierbarkeit kann den Zugang je nach Autorisation des Nutzers auf ausgewählte Funktionen beschränken. BISAM ermöglicht die folgenden Funktionen (Anwendungen) :

History: Die Fault History Funktion basiert auf einem elektronischen Fault Reporting System, das bei Lufthansa bereits in der Flugzeugüberholung eingeführt ist. Neu ist die automatische Aufzeichnung (am Boden) von standardisierten Crew Reports und CMC Daten. Hinweise auf CMC Reports, zugehörige Wartungsunterlagen oder zusätzliches Photomaterial werden automatisch erzeugt und angezeigt.

Reports: Diese neu entwickelte Funktion verwaltet die per Datalink am Boden empfangenen Daten. Auch bei Mehrfachübertragung wird pro Fehler und Flugstrecke nur ein standardisierter Fault Report und ein CMC Report in der BISAM Datenbank gespeichert. Die Reports Funktion nimmt auch die Zuordnung von Crew und CMC Reports wahr.

Manuals: BISAM unterstützt die elektronische Darstellung von Maintenance Manual, Troubleshooting/Fault Isolation Manual und Illustrated Parts Catalogue. Nach der Markierung

eines Elements in der Fault History erfolgt automatisch die Anzeige der relevanten Seiten in den entsprechenden Handbüchern.

Photo, Mail and Conference: Diese Funktion erlaubt die photographische Dokumentation und elektronische Speicherung hauptsächlich mechanischer Schäden. Photos können zwischen Linienstationen und Heimatbasis ausgetauscht und in einer Konferenzschaltung hinsichtlich erforderlicher Reparaturmaßnahmen begutachtet werden.

Rückgrat des BISAM Konzepts ist das Standardisierte Fault Reporting Verfahren. Für seine Einführung mußten zunächst Cockpit und Kabine der B 747-400 und A 340 Flotten mit Fault Report Handbüchern ausgestattet werden. Die existierenden FIM bzw. TSM Manuals dienten als Basis für den Cockpit Part. Die TSM Daten wurden strukturiert und in Kapitel gruppiert. Für die A 340 mußte eine 8stellige Kodierung zugeordnet werden, Boeing nutzt bereits eine Standardkodierung. Das Fault Report Handbuch für die Kabine wurde von Lufthansa entwickelt.

4 Ergebnisse und Erfahrungen

Die BISAM Erprobung begann am 1. März 1996. Das Diagramm (Bild 8) zeigt die Entwicklung der durchschnittlichen Anzahl von Reports pro Tag während der 38wöchigen Erprobung. Es schließt Cockpit und Kabinen Reports ein. Ein Report kann dabei mehrere voneinander unabhängige Fault Reports enthalten.

Die geringere Anzahl von A 340 Reports hat mehrere Gründe. Nur 15 A 340 Flugzeuge waren an der Erprobung beteiligt, gegenüber 18 B 747-400. A 340 Zielflughäfen schließen Düsseldorf und München ein, und aufgrund der sehr späten Verfügbarkeit von BISAM Terminals auf diesen Stationen lag die Report-Rate über lange Zeiträume der Erprobung sehr niedrig. Ein weiterer wichtiger Faktor: 340 ECAM Wartungsstatusanzeigen werden in A 340 Flugzeugen - im Gegensatz zur B 747-400 - während des Fluges nicht automatisch der Cockpit Crew angezeigt. Damit ergibt sich für den Piloten kein Anlaß, einen Fault Report zu senden.

Die Beteiligung von Crewseite wurde untersucht für Landungen in Frankfurt als größter Station. Die Anzahl von Anflügen mit BISAM Reports wurde bezogen auf die Gesamtzahl von Anflügen mit Beanstandungen im konventionellen Bordbuch. 70 % der B 747-400 und 40 % der A 340 Cockpit Crews nutzten die standardisierte Fault Report Funktion von BISAM. Die Beteiligung der Kabinencrews betrug 30-40% für A 340 und 20-30% für B 747-400. Obwohl das standardisierte Fault Report Verfahren auch kabinenseitig unterstützt wurde, litt die praktische Anwendung unter der noch unzulänglichen Eingabemöglichkeit für Beanstandungen: Alle Daten mußten manuell auf ein Formblatt geschrieben und an die Cockpit Besatzung weitergereicht werden, die schließlich die Eingabe in die ACARS MCDU vornahm. Ein eigenes Terminal in der Kabine würde die Akzeptanz sicher erhöhen.

Zwischen 1. Mai und 30. November 1996 betrug die durchschnittliche tägliche Anzahl von BISAM Fault Reports, die im Bodenterminal vor der Flugzeuglandung verfügbar waren, 36 für die B 747-400 und 19 für die A 340 Flotte. Relativ hoch ist der Anteil an Fault Reports mit fehlerhafter FRM Kodierung. Gründe hierfür waren Irrtümer bei der manuellen Eingabe der Kodierung, aber auch bei der Heraussuche des korrekten Codes für Kabinenbeanstandungen; der Kabinen FRM Code setzt sich zusammen aus einer Fehlerbeschreibung und einer separaten Kodierung für den Einbauort des betroffenen Gerätes. Häufig war die Kombination beider Teile unkorrekt, oder aber der Lokalisierungscode fehlte ganz. Grundlegende Abhilfe

ist hier nur von einem rechnerunterstützten Kodierungsverfahren zu erwarten, das derzeit zusammen mit Boeing in der Entwicklung ist.

Automatische Korrelation von Crew und CMC Reports: Nach dem Empfang eines Fault Reports antwortet die BISAM Bodenstation automatisch mit einem Triggersignal an das Flugzeug, was den CMC an Bord veranlaßt, vorhandene CMC Reports an die BISAM Station zu senden. Die Korrelation von Fault Reports und zugehörigen CMC Reports durch BISAM gelang erfolgreich in 92 - 98 % aller Fälle. Weitere Verbesserungen könnten mit einer Systemlösung erreicht werden, die ohne die Notwendigkeit einer separaten Abfrage der CMC Daten funktioniert.

Effizienzsteigerung in der Wartung: Sie sehen hier (Bild 11) den gegenwärtig üblichen zeitlichen Ablauf einer Reparaturmaßnahme durch die Wartung. Die frühzeitige Verfügbarkeit der Fehlerinformation am Boden ist ein Schlüsselement, um diesen Prozeß zu beschleunigen und effizienter zu gestalten. In der Erprobung wurde der Zeitgewinn von BISAM Fault Reports überprüft durch Gegenüberstellung des Report Zeitpunktes und der geplanten Ankunftszeit. Basierend auf einer Zufallsauswahl von etwa 440 Flügen zeigte sich, daß die BISAM Reports in beiden teilnehmenden Flotten durchschnittlich schon 1 Stunde 36 Min vor der Landung am Boden vorlagen.

Fehlersuche, Vorbereitung der Reparatur sowie Bereitstellung von Material und Ersatzgeräten können bereits erfolgen während das Flugzeug sich noch in der Luft befindet. Spezielle notwendige Hilfsmittel oder Werkzeuge können rechtzeitig bereitgestellt werden. Der erforderliche Personalbedarf (Menge und Qualifikation) kann im voraus individuell an die bevorstehende Wartungsmaßnahme angepaßt und eingeplant werden. Unmittelbar nach Eintreffen des Flugzeugs kann die Verifikation und Korrektur der Beanstandung beginnen. Die erforderliche Bodenzeit für Wartungsmaßnahmen läßt sich um etwa 35 bis zu 65 Minuten verringern.

Die Auswirkungen von BISAM zur Reduzierung technisch bedingter Verspätungen wurde auf Basis der Verspätungsstatistik von September bis November 1996 analysiert. In diesem Zeitraum wurden 118 technikbedingte Verspätungen in der B 747-400 Flotte und 76 Verspätungen in der A 340 Flotte gezählt. Für etwa ein Viertel der B 747 Verspätungen wurde das technische Problem der Wartung rechtzeitig vor der Landung durch BISAM Reports angekündigt. Bei weiteren 39 % der Verspätungen hätte zeitig genug ein Fault Report übermittelt werden können, wäre BISAM benutzt worden. Damit könnte BISAM für insgesamt 64 % der aus technischen Gründen verspäteten Flüge dazu beitragen, die Verspätungsdauer zu reduzieren oder ganz zu vermeiden. In der A 340 Flotte könnte sich BISAM in etwa 50 % der technikrelevanten Verspätungsfälle positiv auswirken, 16 % nachgewiesen in der Erprobung und weitere 34 %, die potentiell über BISAM Reports abdeckbar gewesen wären.

Zu erwähnen ist auch die systematische Abfrage des CMC Fault Speichers durch BISAM. Fehler ohne direkte Cockpit-Auswirkungen, die aber durchaus die Systemredundanz verringern können, werden im CMC zwar gespeichert, der Crew jedoch normalerweise nicht angezeigt. Damit werden sie nicht im Bordbuch oder einem Fault Report beanstandet. Mit den gegenwärtigen Wartungsverfahren bleibt diese Fehlerkategorie häufig unerkannt, obwohl ein weiterer auftretender Ausfall schnell MEL Grenzen erreichen und damit den Start zum nächsten Weiterflug verhindern kann. Frühzeitige Kenntnis solcher Defekte und damit entsprechende Abhilfemöglichkeiten tragen maßgeblich dazu bei, diese Art von Verspätungen oder gar Flugstreichungen zu verhindern.

Die Ergebnisse der 6-monatigen BISAM Erprobung waren vielversprechend und sehr zufriedenstellend. Unser Versuch, die diversen für Wartungszwecke existierenden Datenbasen und Informationswerkzeuge wie Fault Reports, Fault History, photographische Dokumentation, Handbücher usw. zu integrieren und in Korrelation zu bringen verlief erfolgreich. Das Potential von BISAM zur Erhöhung der Transparenz, zeitlichen Verfügbarkeit, Qualität und Wirtschaftlichkeit des Wartungsprozesses konnte nachgewiesen werden. Sowohl Cockpit- und Kabinbesatzungen als auch das Wartungspersonal unterstützten die BISAM Erprobung. In zahlreichen Fällen bestätigte sich die Nützlichkeit frühzeitig verfügbarer Fault Reports und umfassender Fault History Daten für eine Reduktion oder Vermeidung von Verspätungen. Aufgrund der positiven Erfahrungen wurde beschlossen, auch zukünftig die BISAM Entwicklung zu unterstützen. Boeing und Airbus haben ihr Interesse am BISAM Konzept geäußert und eine Kooperation bei seiner Weiterentwicklung angeboten.

Natürlich hat der Erprobungsaufbau auch noch einige Limitierungen aufgezeigt. Besonders die standardisierte Fault Report Funktion als Kernelement des Konzeptes weist noch Schwächen auf. Die derzeitig praktizierte Methode rein manueller Fehlerkodierung hat sich als unbequem, zeitaufwendig und fehlerträchtig erwiesen. Fault Report Referenz-Handbücher, die während der Erprobung zur Kodierung von Cockpit- und Kabinenbeanstandungen dienten, mußten von uns erst erstellt werden, ausgehend von einer Herstellerdokumentation mit recht unterschiedlichem Entwicklungsgrad. Die erwähnte indirekte Eingabemöglichkeit von Fault Reports der Kabine über die Cockpit MCDU wurde kritisiert und verlangt nach einem eigenen Kabinenterminal.

5 Empfehlungen

Um die Entwicklung fortschrittlicher Unterstützungssysteme für die Flugzeugwartung voranzutreiben sehen wir eine Reihe von Maßnahmen, mit denen in nächster Zukunft begonnen werden sollte. Unsere Empfehlungen gründen sich auf die Erfahrungen aus BISAM, können jedoch angesichts der Breitbandigkeit des Themas nicht alle Aspekte vollständig abdecken.

Der Bereich des standardisierten Fault Report Verfahrens muß grundlegend verbessert werden. Ein vollständiger und konsistenter Standard zur klaren und eindeutigen Kodierung von Cockpit- und Kabinenbeanstandungen muß sichergestellt werden. Für diesen Zweck ist die ATA 100 Spezifikation geschaffen worden. Flugzeughersteller sollten sie bei der Entwicklung der Referenz-Dokumentation zur Fehlerkodierung nutzen, nicht nur für zukünftige Flugzeugmuster, sondern auch für bereits existierende Flotten. Die Mensch-Maschine Schnittstelle in der Fault Report Kette muß entscheidend verbessert werden. Moderne Datenverarbeitungstechniken bieten hier vielversprechende fortschrittliche Lösungsmöglichkeiten. Eine Option etwa wäre die Nutzung eines graphischen Interfaces. Ausgehend von einer Symboldarstellung des gesamten Flugzeugs könnte sich die Crew per Mausclick durch Aufeinanderfolge geeigneter Bildsequenzen bis zur betroffenen Flugzeugsektion, dem System und Untersystem bis letztlich hin zur defekten Komponente und ihrem Einbauort (Position 1, 2, ...) vortasten. Der Fehlercode sollte dem Fault Report der Crew dann automatisch angefügt werden. Selbstverständlich ist für eine Lösung auf Bordsystemebene die Standardisierung durch ARINC erforderlich..

Eine weitere Funktion, die der Verbesserung bedarf, ist die Handhabung und Übermittlung von CMC Daten. Methoden zur automatischen Korrelation von Crew und CMC Reports sowie für interaktive, vom Boden getriggerte CMC Abfragen müssen definiert und standardisiert

werden. Zur Übertragung von CMC Daten per Datalink sind die erforderlichen Protokolle zu entwickeln und in den ACARS Standard zu integrieren.

Ziel sollte letztendlich die Schaffung eines voll elektronisch gestützten Wartungssystems sein, das weitgehend ohne Papierdokumentation auskommt. Nur eine solche Lösung bietet genügend Flexibilität und Leistungsfähigkeit, um das gesamte Potential an Verbesserungsmöglichkeiten auszuschöpfen. Auch erlaubt dieser Ansatz eine nahtlose Ankopplung an die bodenseitige EDV Infrastruktur einer Luftfahrtgesellschaft.

Bordseitig wäre eine neue zentrale File Server Unit notwendig. Diese koordiniert die Fault Report Generierung und stellt automatisch den Bezug zu den verschiedenen weiteren, aus einem Massenspeicher abrufbaren Dokumenten her. Darüber hinaus steuert der File Server ein LAN, welches an verschiedenen Stellen im Flugzeug den Anschluß von Peripheriegeräten wie Laptops für Cockpit- und Kabinencrews oder für Wartungszwecke am Boden gestattet. Konzepte für elektronisch gestützte Wartungssysteme sind bereits von namhaften Geräteherstellern vorgestellt worden. Eine weitere enge Zusammenarbeit mit Flugzeugherstellern und Luftfahrtgesellschaften ist unerlässlich. Der File Server benötigt eine ARINC Standardisierung.

Für Peripheriegeräte sollte standardmäßig verfügbare Hardware benutzbar sein, was eine Zulassung dieser Art Geräte für die Ein- und Ausgabe von Daten ohne schädliche Auswirkungen auf flugkritische Avioniksysteme voraussetzt. Galvanische Trennung oder Infrarotkopplung mögen geeignete Lösungswege sein.

Des weiteren sind auch legale Aspekte im Umfeld einer Wartung ohne Papierdokumentation zu untersuchen und zugehörige Verfahren zu entwickeln und standardisieren. Beispiele sind u. a. die eindeutige Nachvollziehbarkeit von durchgeführten Wartungsmaßnahmen, die Flugklarschreibung eines Flugzeugs ohne Papierformular, und die elektronische Unterschrift.

Lassen Sie mich zusammenfassen:

Die Luftfahrtgesellschaften benötigen das neue, elektronisch gestützte Wartungssystem dringend! Die Zeit für seine Entwicklung in einem gemeinsamen industrieweiten Vorgehen ist reif!

Remote Aircraft Maintenance

Ein Beitrag zur Qualitätsverbesserung und Effizienzsteigerung im Flugzeug-Instandhaltungsprozess

Andreas Kaden
Technischer Betriebsleiter
Deutsche Lufthansa AG

 Lufthansa

Überblick

- Das gegenwärtige Flugzeugwartungssystem
- Die BISAM Erprobung der Lufthansa
- Ergebnisse und Erfahrungen
- Empfehlungen

2 2. Symposium Flugzeug-Systemtechnik der DGLR
Hamburg, 15. September 1997  Lufthansa

Das gegenwärtige Flugzeugwartungssystem

- Wesentlicher Kostenblock bei den Betriebskosten:
Kostensenkung durch verbesserte Effizienz!
- Zeitkritischer Flaschenhals:
Kürzere Reaktionszeiten!
- Ein "gewachsenes" System:
Grundlegende Überarbeitung und systematische Nutzung moderner EDV Werkzeuge!

3 2. Symposium Flugzeug-Systemtechnik der DGLR
Hamburg, 15. September 1997  Lufthansa

Die BISAM Erprobung der Lufthansa

- Broadband Integrated Services For Aircraft Maintenance
- Dauer: 1. März bis 30. November 1996
- Beteiligte Flotten: B 747-400 und A 340
- 33 teilnehmende Flugzeuge (18 B 747, 15 A 340)
- 3 Bodenstationen: FRA, DUS, MUC

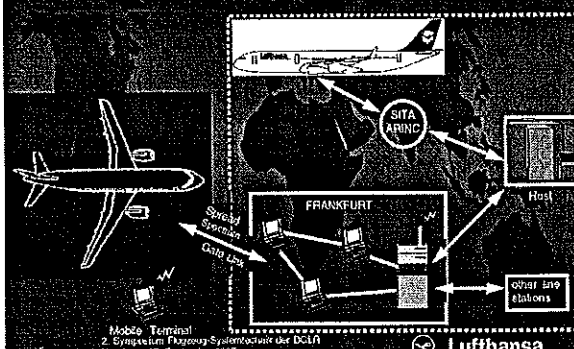
4 2. Symposium Flugzeug-Systemtechnik der DGLR
Hamburg, 15. September 1997  Lufthansa

Ziele der BISAM Erprobung

- Verbesserung der Effizienz und zeitlichen Synchronisation in der Flugzeugwartung
- Reduzierung technisch bedingter Verspätungen
- Verbesserte Dokumentationsunterstützung in der Wartung
- Bessere Schadensabschätzung, auch auf Außenstationen

5 2. Symposium Flugzeug-Systemtechnik der DGLR
Hamburg, 15. September 1997  Lufthansa

Die BISAM Architektur



6 2. Symposium Flugzeug-Systemtechnik der DGLR
Hamburg, 15. September 1997  Lufthansa

Die BISAM Funktionen

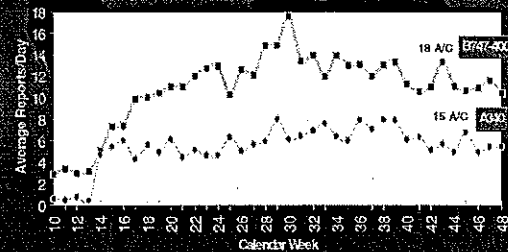
- Integration aller wartungsrelevanter Informationen auf einer zentralen Nutzoberfläche
- Standardisierte Fault Reports und automatische Korrelation mit CMC Daten
- Datalink zur frühzeitigen Informationsübertragung
- Fähigkeit für E-mail und Video Konferenz
- Photographische Dokumentation und elektronische Speicherung mechanischer Schäden

7

2. Symposium Flugzeug-Systemtechnik der DGLR
Hamburg, 15. September 1997

Lufthansa

Crew Reports (Cockpit und Kabine)

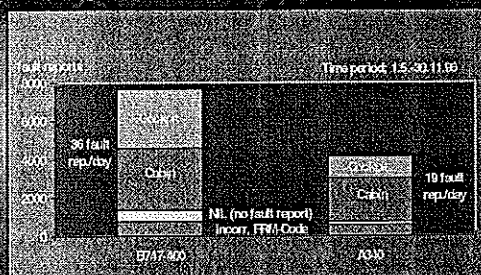


8

2. Symposium Flugzeug-Systemtechnik der DGLR
Hamburg, 15. September 1997

Lufthansa

Fault Reports über BISAM



9

2. Symposium Flugzeug-Systemtechnik der DGLR
Hamburg, 15. September 1997

Lufthansa

Automatische Korrelation von Crew und CMC Reports

- Gegenwärtiger BISAM Funktionsablauf:
 - Empfang des Crew Reports am Boden
 - Automatisches Triggersignal an den CMC
 - Automatische Rücksendung des CMC Reports, Korrelation mit Crew Report durch BISAM Bodenstation
- Verfügbarkeit erfolgreich korrelierter CMC Daten: 92 - 97,5 % (B 747-400) bzw. 93 - 96,5 % (A 340)
- Funktionsablauf muß weiter verbessert werden

10

2. Symposium Flugzeug-Systemtechnik der DGLR
Hamburg, 15. September 1997

Lufthansa

Effizienzsteigerung in der Wartung

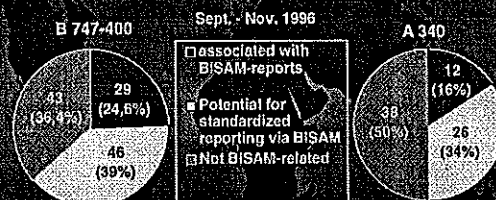
	without BISAM	with BISAM	
A/C still in-flight		Review Crew Fault Report, Check CMC data, Check A/C Fault History, Prep. related maint. docs, Define corrective action, Provision of spare parts	
A/C on ground	Review TLB and CMC data, Check A/C Fault History, Prep. related maint. docs, Define corrective action, Fault verification, Provision of spare parts, Corrective action	Review TLB and CMC data (for very late arrivals only), Fault verification, Corrective action	35-65 min.

11

2. Symposium Flugzeug-Systemtechnik der DGLR
Hamburg, 15. September 1997

Lufthansa

Auswirkungen auf technisch bedingte Verspätungen



about 64 % of B 747-400 delays and 50 % of A 340 delays can be shortened by BISAM

12

2. Symposium Flugzeug-Systemtechnik der DGLR
Hamburg, 15. September 1997

Lufthansa

Was wir aus der BISAM Erprobung lernen konnten

- **Positiv:**
 - Vielversprechende Erfahrungen
 - Potential für maßgebliche Verbesserungen und Kosteneinsparungen auf dem Wartungssektor
 - LH unterstützt die weitere Systementwicklung
- **Aber auch:**
 - Noch bestehende Schwächen, besonders beim standardisierten Fault Report Verfahren
 - Weiterentwicklung zum voll elektronisch gestützten Wartungssystem notwendig

13

2. Symposium Flugsicherungs-Systemtechnik der DGLR
Hamburg, 15. September 1997



Empfehlungen

- Verbesserte Mensch-Maschine Schnittstelle für standardisierte Fault Reports
- Datalink Protokolldefinition für CMC Daten und Fault Reports
- Spezifikation eines bordseitigen File Servers
- Zulassung kommerzieller Peripheriegeräte (Laptops usw.) für den Bördeinsatz
- Klärung legaler Aspekte der Wartung ohne Papierdokumentation
- Gemeinsames industrieweites Vorgehen zur Entwicklung des voll elektronisch gestützten Wartungssystems

14

2. Symposium Flugsicherungs-Systemtechnik der DGLR
Hamburg, 15. September 1997



Empfehlungen

- Verbesserte Mensch-Maschine Schnittstelle für standardisierte Fault Reports
- Datalink Protokolldefinition für CMC Daten und Fault Reports
- Spezifikation eines bordseitigen File Servers
- Zulassung kommerzieller Peripheriegeräte (Laptops usw.) für den Bördeinsatz
- Klärung legaler Aspekte der Wartung ohne Papierdokumentation
- Gemeinsames industrieweites Vorgehen zur Entwicklung des voll elektronisch gestützten Wartungssystems

15

2. Symposium Flugsicherungs-Systemtechnik der DGLR
Hamburg, 15. September 1997



Teil B:

Systeme und Flugzeug-Nutzung

KABINENSYSTEMTECHNOLOGIEN

*Dipl.-Ing. Heiko Lütjens
Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH
21129 Hamburg*

Einleitung

Die zukünftige Marktsituation im Luftverkehr ist gekennzeichnet durch den deutlich schärferen Wettbewerb der Luftfahrtgesellschaften untereinander. Naturgemäß wird sich diese Tendenz bei der Auswahl des Fluggerätes widerspiegeln. Neben den Betriebskosten der angebotenen Flugzeuge gewinnen zunehmend andere Kriterien bei der Kaufentscheidung der Luftfahrtgesellschaften an Bedeutung. Der größte Stellenwert dabei wird der Einsatzflexibilität zukommen. Das bedeutet variable Gestaltung des Transportvolumens, optimale Ausnutzung der Kabine und des Frachtraumes bei gleichzeitig attraktivem Komfortniveau sowie die Möglichkeit, das Fluggerät mit wenig Aufwand veränderten Kundenbedürfnissen, Passagierauslastungen oder Einsatzprofilen anpassen zu können. Die Forderungen nach mehr Funktionalität und Effizienz der Systeme führen dazu, daß die Abhängigkeiten zwischen Konfiguration, Kabinenlayout und Systemarchitektur deutlich enger werden.

Aus diesem Grund haben wir bei der Daimler-Benz Aerospace Airbus die kabinenbezogenen Technologieaufgaben in einem Verbundvorhaben Passagiersysteme zusammengefaßt.

Der Vorteil ist, daß auf diese Weise ein abgestimmtes Anforderungsprofil und Bewertungsschema entworfen werden kann, das die gegenseitigen Abhängigkeiten der Einzelaufgaben und -ziele angemessen berücksichtigt. Nur so wird verhindert, daß lediglich lokal optimiert wird, das Gesamtergebnis aber suboptimal bleibt.

Aus diesem Verbundvorhaben Passagiersysteme finden Sie in den nachfolgenden Kapiteln zusammengefaßte Ergebnisdarstellungen und Erläuterungen zu den Themen:

- Fortschrittliches Wassersystem
- Kabinenluftaufbereitungssystem
- Zukunftsgerechte Isolationssysteme.

Fortschrittliches Wassersystem

Die Entwicklung eines Wassersystems einer A3XX bringt eine Vielzahl von Herausforderungen mit sich. Das System muß 900 Passagiere in einem Zeitraum von bis zu 15 Stunden mit Frischwasser versorgen und das entstehende Abwasser entsorgen. Diese Funktionen müssen unter extremen Randbedingungen, wie z.B. große Temperaturbereiche, geringes Einbauvolumen, geringes Gewicht, etc., sichergestellt werden. Grundsätzlich gelten für die Systemauslegung Designziele wie:

- Hohe Zuverlässigkeit
- Senkung der Systembetriebskosten
Senkung der Herstellungskosten
- Hohe Flexibilität für den Betreiber

Frischwassersystem

Für das Frischwassersystem sollen die Ziele mit folgenden Ansätzen erreicht werden:

- Verzicht auf dezentrale Beheizung des Systems
- zentrale Wasserbehandlung (Desinfektion/
Härtestabilisierung)
- Frischwassertank mit integrierter Beheizung und Füllstandsmessung
- Frischwasserrohre aus Verbundmaterialien

Die heute in Flugzeugen eingebauten Frischwasserleitungen müssen durch spezielle Heizleiter auf und in den Rohren gegen Eisbildung geschützt werden. In einem fortschrittlichen Wassersystem wird auf diese aufwendige Methode des Frostschutzes verzichtet.

Die Frischwasserrohre werden in den warmen Bereichen des Flugzeuges (Mindestabstand zur Außenhaut des Flugz. = 0,5m) verlegt. Aus konstruktiven Gründen hat dies eine parallel zur Längsachse des Flugzeuges verlaufende Verrohrung (ohne Gefälle) zur Folge.

Entsprechende, heute nicht übliche, Drainageprozeduren mußten untersucht werden.

Eine weitere Maßnahme zur Verhinderung von Eisbildung in den Frischwasserleitungen stellt die zentrale Beheizung in einem Ring- bzw. Umwälzsystem dar.

Ein Umwälzsystem bietet den Vorteil, daß weitere Maßnahmen zur Wasserbehandlung wie eine zentrale Desinfektion oder eine physikalische Wasserbehandlung an zentraler Stelle leicht zu integrieren sind. Verfahren zur Desinfektion von Frischwasser oder zur Härtestabilisierung sind aus vielen Anwendungsbereichen bekannt. Allerdings sind die meisten Verfahren nicht direkt auf den Anwendungsfall „Flugzeug“ übertragbar, so daß hier viele Detailuntersuchungen und Tests notwendig sind.

Gespeichert wird das zur Verfügung stehende Wasser in zentralen Tanks, die in der „Wickeltechnik“ aus CFK gefertigt werden. Diese Tanks werden heute mit nachträglich installierten Heizmatten beheizt.

Zur Füllstandsmessung werden Sensoren installiert, die einen direkten Kontakt zum zu messenden Medium benötigen.

Um die Fertigung und den Installationsaufwand zu verringern, wurden Tanks entwickelt, bei denen die Beheizung während des Wickelvorganges mit aufgebracht wird. Außerdem wird der Füllstand über Ultraschallsensoren gemessen, die keinen direkten Kontakt zum zu messenden Medium haben. Aus diesem Grund müssen im Tankkörper keine Öffnungen berücksichtigt werden, was den Fertigungsprozess maßgeblich vereinfacht.

Grauwassersystem

Heute ist es üblich, das Abwasser aus den Waschbecken der Toiletten und Küchen (Grauwasser) während des Fluges abzulassen.

Ein fortschrittliches Wassersystem wird ein „geschlossenes Wassersystem“ sein, was bedeutet, daß das gesamte Abwasser gesammelt werden muß.

Der Transport und die Speicherung des Grauwassers wird, als eine weitere Funktion, vom Vakuum Toilettensystem übernommen.

Besonders im Hinblick auf hygienische Aspekte muß der Anschluß der Galleys an das Vakuum Toilettensystem durch Versuche analysiert werden.

Der Ansatz ein geschlossenes System zu realisieren, bedeutet natürlich auch, das erheblich größere Mengen Abwasser zu bewältigen sind.

Um die resultierenden Speicherkapazitäten klein zu halten, wird an der Verwendung des Abwassers als Spülwasser für die Toiletten gearbeitet.

Grauwasseraufbereitung

Durch die Realisierung einer Grauwasseraufbereitung besteht die Möglichkeit bis zu 34% des heute benötigten Frischwassers einzusparen.

Das ist der Anteil des Frischwassers, der zur Spülung der Toiletten benötigt wird und in Zukunft aus dem anfallendem Grauwasser gewonnen werden kann. Auch hier gilt, daß die prinzipiellen Verfahren der Wasseraufbereitung bekannt sind.

Allerdings ist besonders bei der Thematik „Grauwasseraufbereitung“ auf das geringe verfügbare Installationsvolumen und die Realisierung eines wartungsfreien Systems zu achten.

Vakuum Toilettensystem

In einer A3XX wird es nötig sein Fäkalien und Abwässer über eine Strecke von ca. 60m durch das Flugzeug zu transportieren. Desweiteren wird, durch den geschlossenen Systemansatz, eine größere Anzahl von „Verbrauchern“ an das Vakuum Toilettensystem angeschlossen sein. Aus der Erfahrung mit den heutigen Systemen ist bekannt, daß es in den Vakuum Toilettensystemen zu Ablagerungen und, in Extremfällen, zu Blockagen kommen kann. Diese werden im wesentlichen durch einen unzureichenden pneumatischen Transport des Fördergutes verursacht.

Blockagen und Ablagerungen müssen durch aufwendige Wartungsmaßnahmen entfernt werden.

In einem fortschrittlichen System wird durch die Optimierung des pneumatischen Fördervorganges das Entstehen von Ablagerungen vermindert.

Um dies zu erreichen, werden, neben der Simulation des Fördervorganges, ausgiebige Versuche an Testständen durchgeführt.

Kabinenluftaufbereitungssystem

Im Rahmen des Verbundvorhabens Passagiersysteme wird das fortschrittliche Klimasystem erarbeitet und optimiert. Folgende Technologien werden für die zukünftigen Anforderungen untersucht:

- Luftverteilsystem für zwei Passagierdecks mit Luftmanagement (DA)
- CFD - optimierte Kabinenbelüftung (DA)
- CFD - optimierte Klimakomponenten (DA)
- Packs mit hocheffizienter Wasserabscheidung und hoher Durchlässigkeit (LLI)
- Intelligente drehzahlgezielte Gebläse für Luftmanagement (AOA)
- Kabinenabluftventile mit großem Volumenstromregelbereichen (Nord Micro)
- Zusatzkühlung für erhöhte Wärmelasten (LLI / DA)

Der Megaliner verfügt aufgrund seiner Konfiguration nur über sehr eng bemessene Systemeinstallationsräume. Die Integration des Klimasystems, die einen hohen Platzbedarf hat, ist daher eine große Herausforderung. Dies sei beispielhaft am Luftverteilsystem näher erläutert. Im Gegensatz zur A320/A340 mit zentraler Mischung im Unterflur wird bei dem Megaliner ein dezentrales Konzept mit lokalen Rohrmischstellen im Hauptdeckdeckenbereich verfolgt. Die Steigleitungen für die Frischluftversorgung führen entlang der Spanten an den Fenstern vorbei in die Decks. Die Rezirkulationsfilter für beide Decks befinden sich im Oberdeck unterhalb der Fenster. Darunter, im Hauptdeckdeckenbereich, sind alle lokalen Rezirkulationsgebläse angeordnet.

Folgende Eigenschaften des neuen Klimakonzepts sind herauszustellen:

- Niedrige Platzbedarfsanforderungen
- Minimierter Energiebedarf (Zapfluft- und elektrische Energie)
- Kein Verlust von Fenstern
- Große Komponentenanzahl (Gebläse, Filter,...)

Für den Kabinenkomfort genügt es nicht, nur gut temperierte Luft hoher Qualität in die Decks zu fördern. Ebenso wichtig für die Behaglichkeit ist eine gleichmäßige Verteilung von Temperatur und Luftgeschwindigkeit in der Kabine.

Dies wird bei der DA durch Berechnung der Raumluchtströmung mit CFD realisiert. Dies erfordert eine enge Zusammenarbeit mit den Kabinendesignern, da die Ausblaspositionen das Raumluchtströmungsprofil entscheidend beeinflussen.

Die dazu notwendige Vorarbeit ist die Vernetzung des zu untersuchenden Kabinenausschnittes. Dabei wird der Raum in finite Volumenelemente unterteilt.

Die Abhängigkeiten jedes finiten Volumens lassen sich durch die Navier Stokeschen Gleichungen beschreiben, die über numerische Verfahren iterativ berechnet werden.

Die Berechnung einer Lösung dauert mit einer Alpha 500 Maschine 3 - 5 Tage.

Ziel ist es, im Sitzbereich der Passagiere eine möglichst gleichmäßige Strömungsgeschwindigkeit zu erreichen, die nicht größer als 0,25 m/s betragen soll.

Durch Klimaversuche im Technologiedemonstrator in 1998 werden die Berechnungsergebnisse überprüft.

Ebenso werden die Schlüsselkomponenten des Klimasystems, speziell die Kabinenluftausblaskästen und die Vormischkammer mithilfe von CFD optimiert.

Zukunftsgerechte Isolationssysteme

Wesentliche Voraussetzungen für hohen Passagierkomfort sind ein gut temperiertes Raumklima sowie ein als angenehm empfundener Geräuscheindruck. Beides hängt entscheidend von der Qualität der Isolierung des Rumpfes ab.

Die thermische Behaglichkeit wird nicht allein durch die Lufttemperatur und die Temperatur der Wände, sondern auch durch die Kabinenluftfeuchte und durch die Luftgeschwindigkeit beeinflusst. Anhand dieser Parameter wird ein Maßstab zur Beurteilung des Klimakomforts bestimmt.

Die Kabinenluftfeuchte in Flugzeugen wird allgemein als zu niedrig empfunden, was zur

Austrocknen der Schleimhäute, Staubentwicklung und elektrischen Aufladungen führt

Bei einer variablen Gestaltung der Kabinenisolierung kann mit minimalem Gewichtsaufwand über die gesamte Flugzeuglänge ein gleichmäßiges thermisches und akustisches

Komfortniveau erzielt werden. Hierzu sind Untersuchungen zur Klimakomfort- und Geräuschempfindung (Psychoakustik) unter Flugbedingungen nötig.

Der zur Zeit verwendete Isolationswerkstoff Glaswolle ist als krebserregend verdächtig und kann eventuell in naher Zukunft durch die Behörden verboten werden. Im Rahmen des Vorhabens Passagiersysteme muß dieser Tendenz durch die Definition geeigneter Isolationskonzepte entsprochen werden.

In dem Teilprojekt Zukunftsgerechte Isolationssysteme sind zur Zeit folgende Ergebnisse erarbeitet wurden:

Einteilung des Megaliners in unterschiedliche Isolierbereiche. Aus heutiger Sicht kommen als

Werkstoffe für diese Isolierbereiche nur offenzellige Weichschaumstoffe (Polyimid-

schaum) und organische Faserstoffe in die engere Auswahl. Bei der Werkstoffgruppe der

anorganischen Faserstoffe ist das Ziel mit einer KI 40 Faser (Kanzerogenitätsfaktor (KI) > 40 keine krebserzeugende Einstufung aufgrund der Biolöslichkeit) zur Zeit national wie auch international produktionstechnisch nicht realisierbar.

Parallel zur Materialuntersuchung sind bei der DASA Basis-Isolationssysteme ausgearbeitet worden. Auf Grundlage dieser Ausarbeitungen finden bei der TUHH mit Hilfe numerischer Simulationsrechnungen thermische Bewertungen, insbesondere hinsichtlich Kondenswasserbildung, statt.

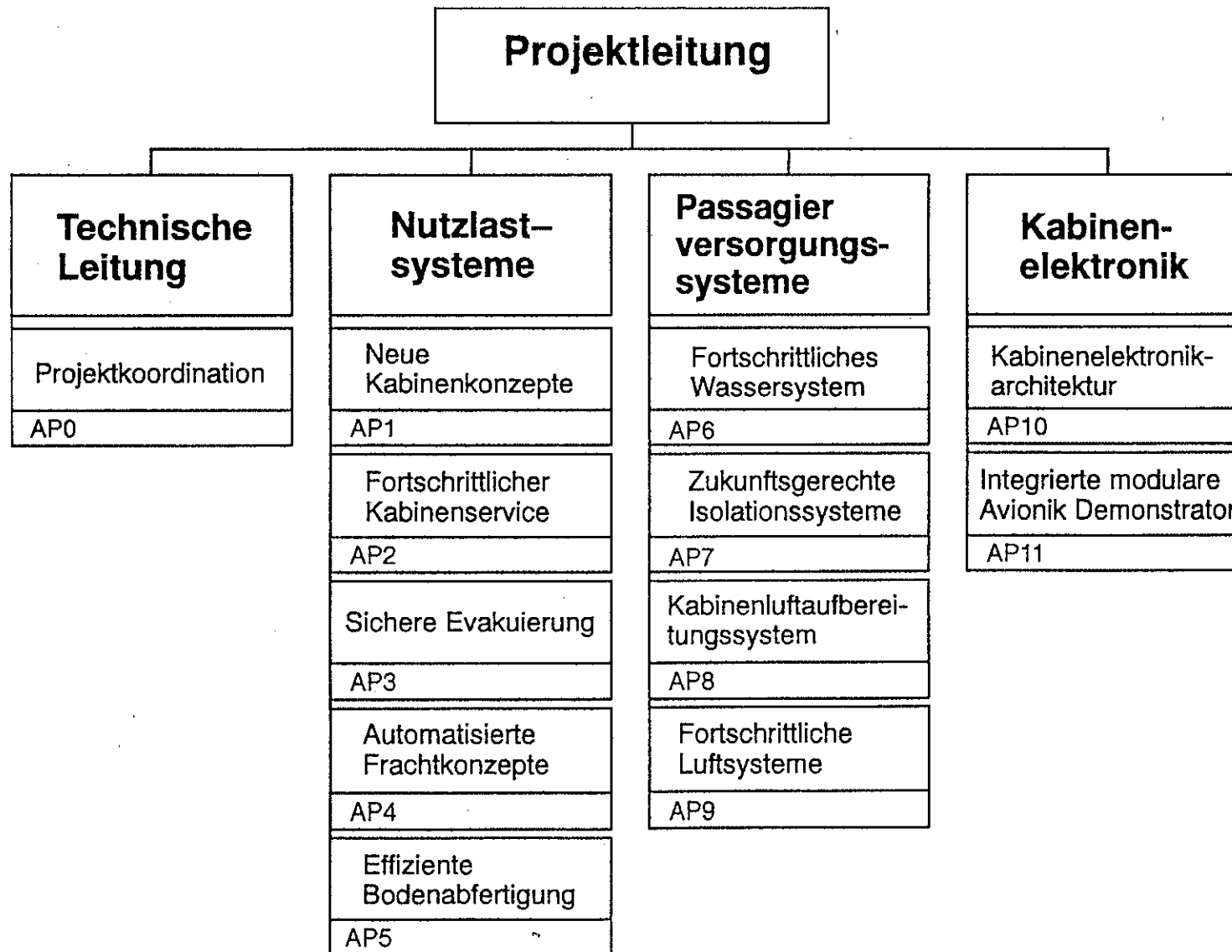
Erste Rechnungen im Vergleich mit Realdaten haben ergeben, daß die relativen Feuchten vom Simulationsprogramm gut wiedergegeben werden, während die errechneten Temperaturen zur Zeit noch ca. 4K zu hoch liegen.

Für die Ermittlung von Realdaten ist eine Lufthansamaschine A340-300 mit neuen Isolierungskonzepten partiell ausgerüstet worden.

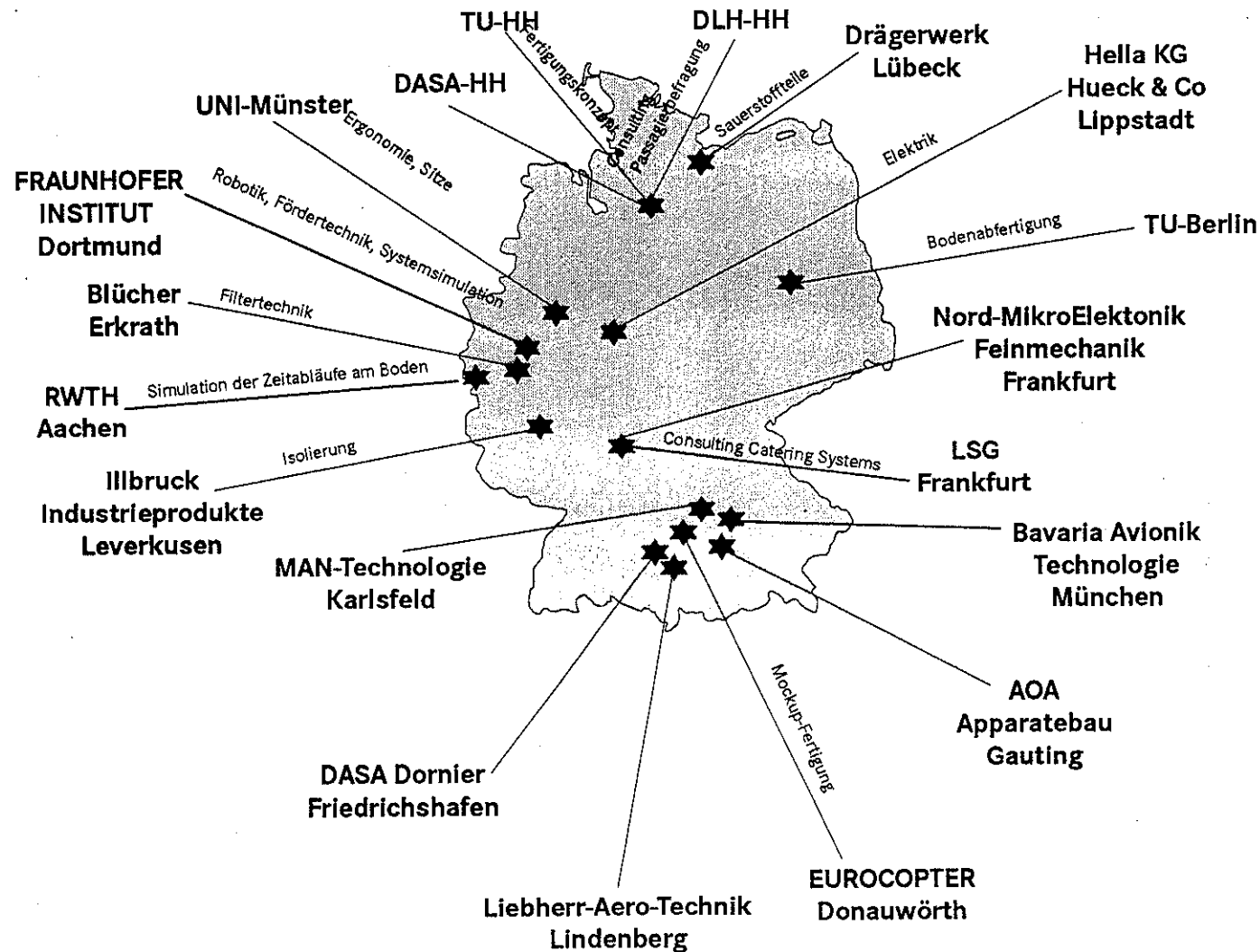
Für die qualitative und quantitative Bestimmung der akustischen Verhältnisse in einem Passagierflugzeug sind Anteile von Körperschall, Luftschall und Leckschall im Labor gemessen worden. Hierbei wurde festgestellt, daß erhebliche Teile der Kabinengeräusche durch Körperschall entstehen. Dieser Körperschall wird überwiegend durch Verkleidungs- oder Hatrackteile übertragen.

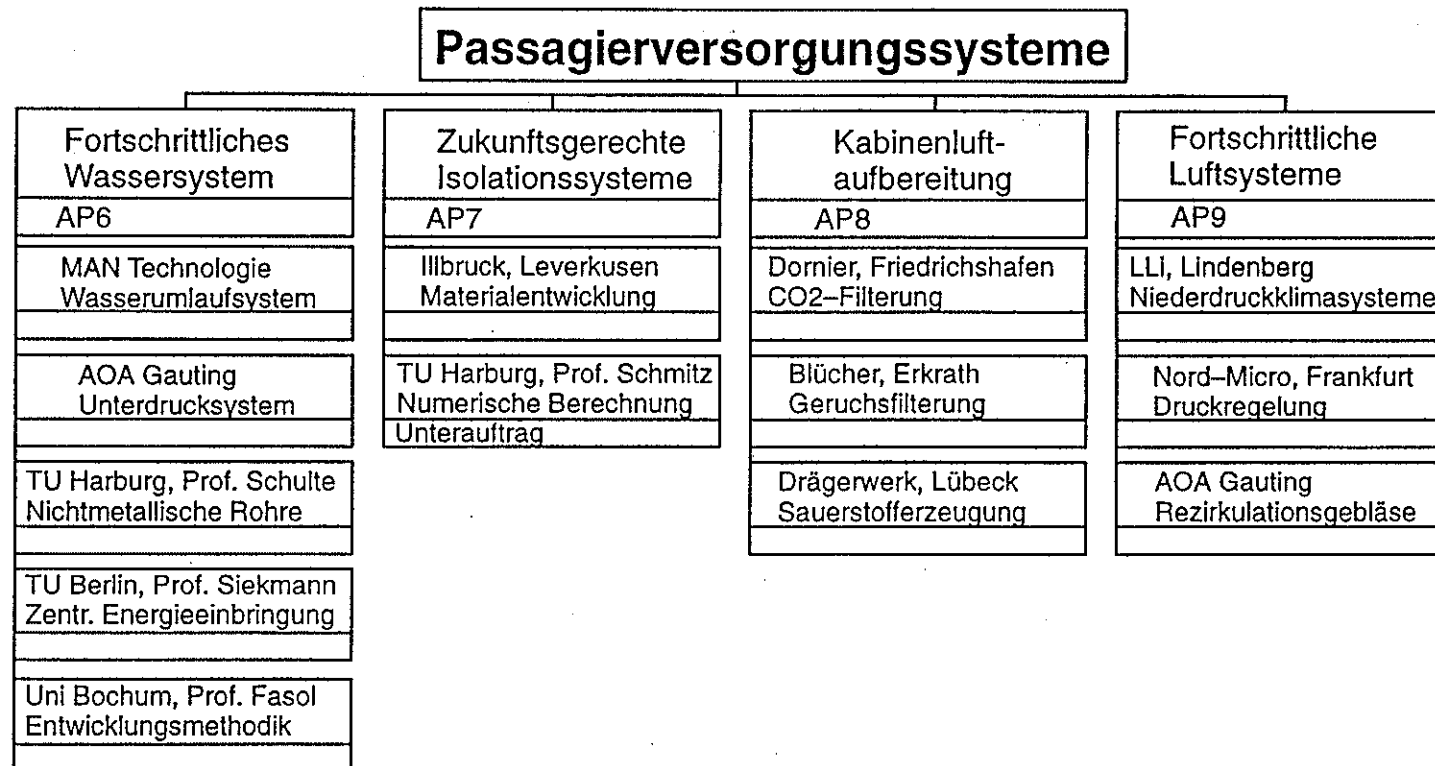
Ziel der weiteren Untersuchungen ist es nun, die Ursache dieses Körperschalls zu identifizieren, um dann mit geeigneten Dämpfungsmaßnahmen die Akustik im Flugzeug zu verbessern, ohne die Leistung der Akustik-Isolierung zu erhöhen. Die akustischen Nachteile einer Polyimid-Schaumstoff-Isolierung können damit umgangen werden.

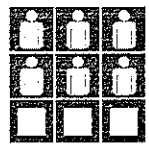
Die hier aufgeführten Beispiele zeigen Lösungsansätze, wie in Zukunft die Anforderungen an Kabinensysteme gelöst werden könnten.



Verbundpartner





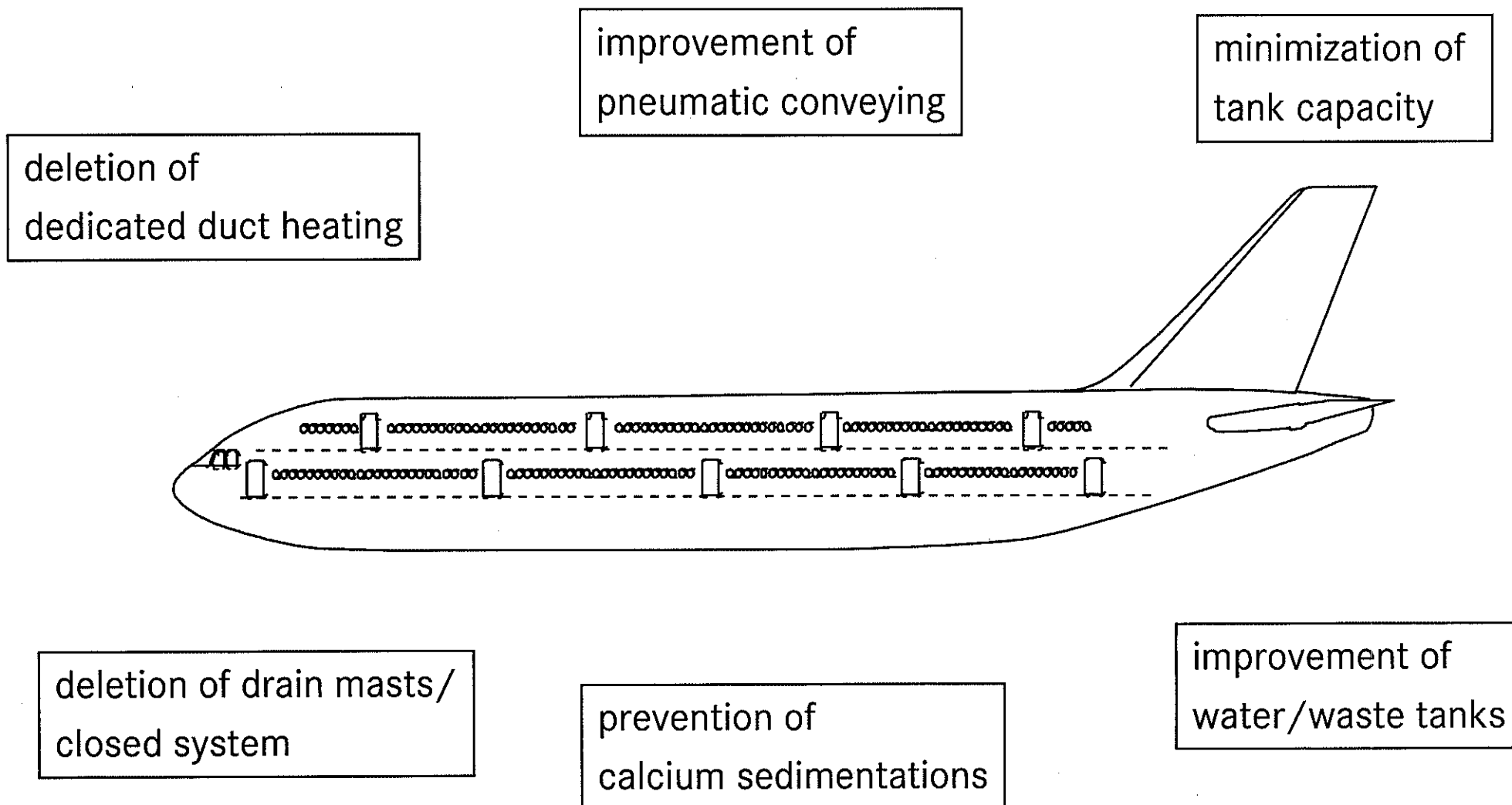


Passagiersysteme

AP6 Fortschrittliches Wassersystem



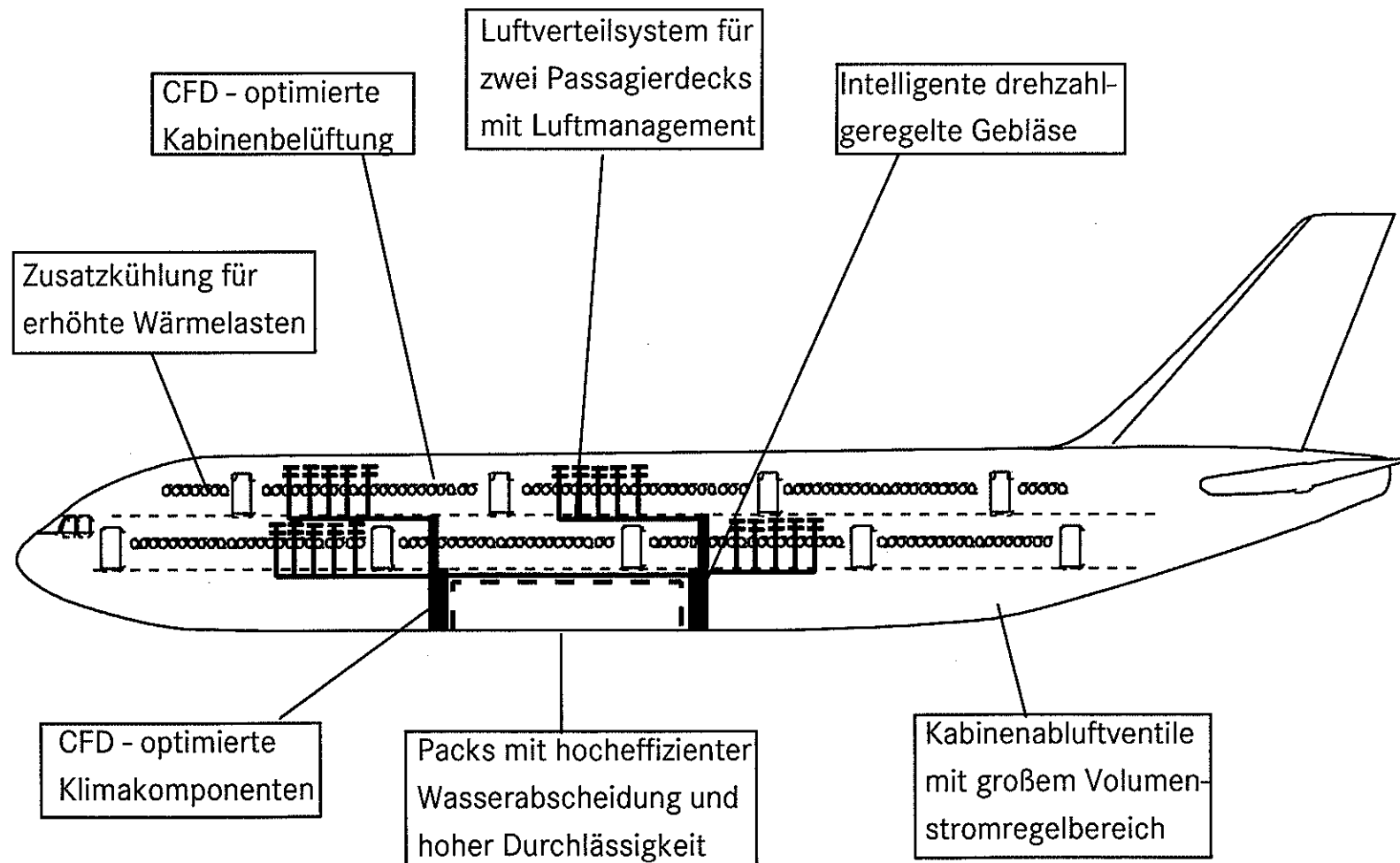
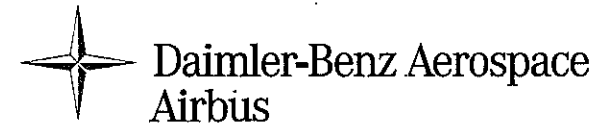
Daimler-Benz Aerospace
Airbus





Passagiersysteme

AP9 Fortschrittliche Luftsysteme

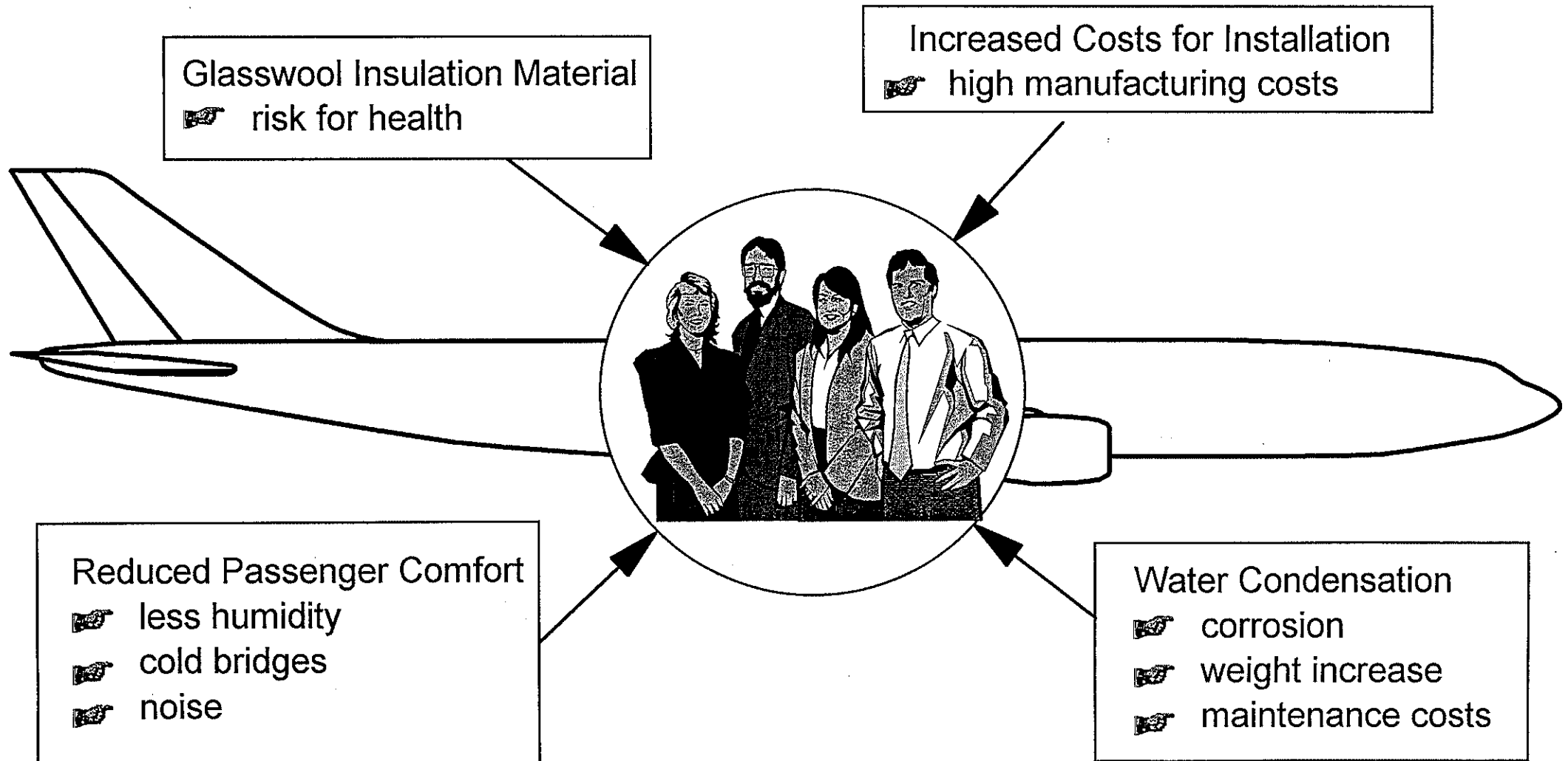


Advanced Insulation Systems



Daimler Benz Aerospace
Airbus

CURRENT SITUATION



Workshop des DGLR-Fachausschusses Starrflügelsysteme

“ Airbus Cabin Communication System für A3XX Kommunalität und Evolution versus Revolution”



Inhalt

1. Einführung CID-System
2. Ausgangssituation
3. Stand Januar 1997
4. Zukunftsszenarien
5. Bewertung
6. Fazit

1. Einführung

CIDS System Funktionen

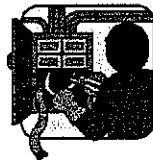
Pax related functions



Flight Crew related
functions



Maintenance
functions



Passenger Address

Passenger Lighted Signs

Passenger Call

Cabin Illumination

Passenger Reading Light Control/Test

Prerecorded Announcement and Boarding Music Control

Air Conditioning Control

Passenger Entertainment System Configuration

Cabin and Flight Crew Interphone

Evacuation Function

Cabin Ready Function

Slide/Door Status

Cabin Configuration

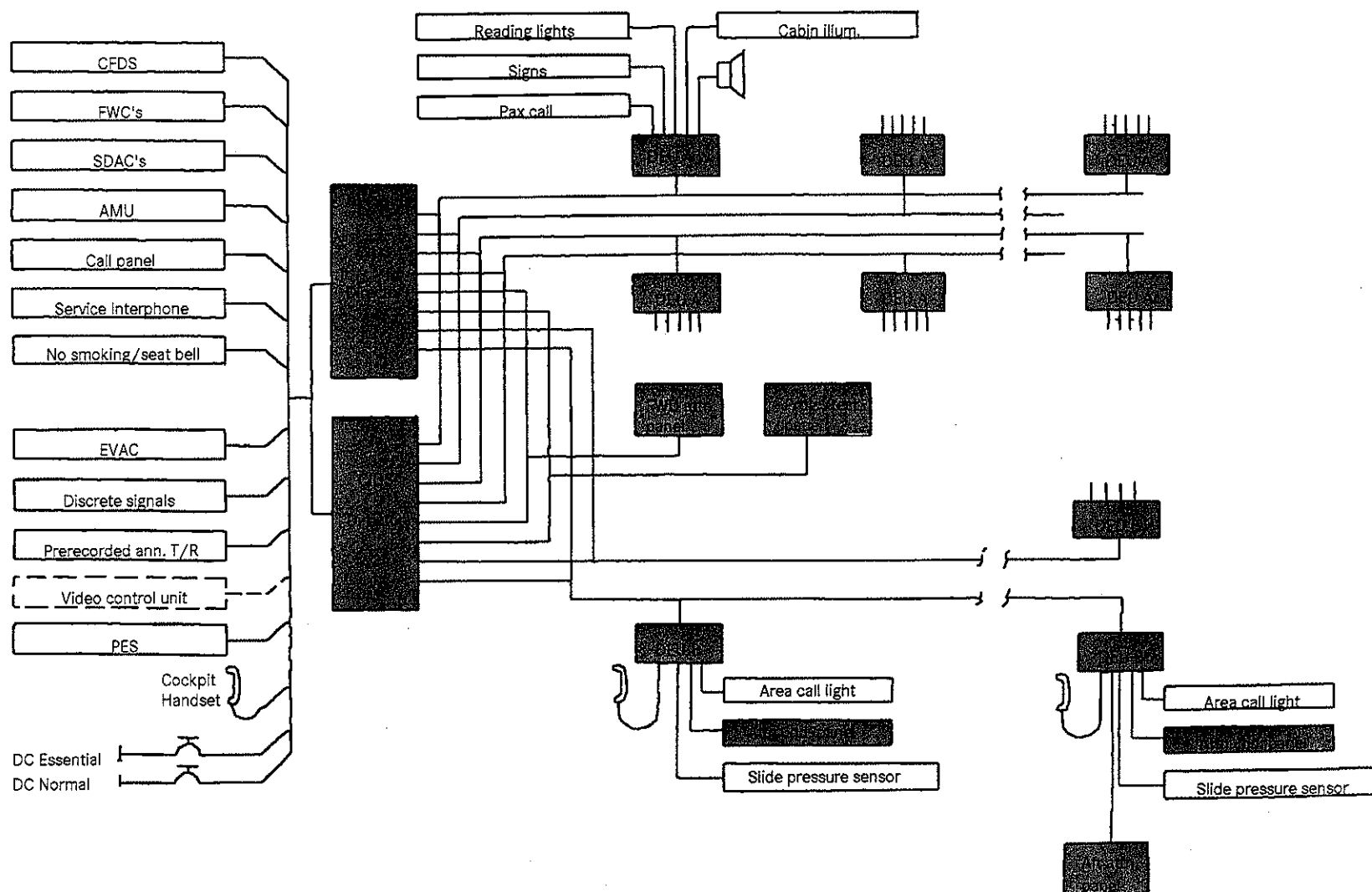
Service Interphone

Water/Waste Quantity Indication and Preselection

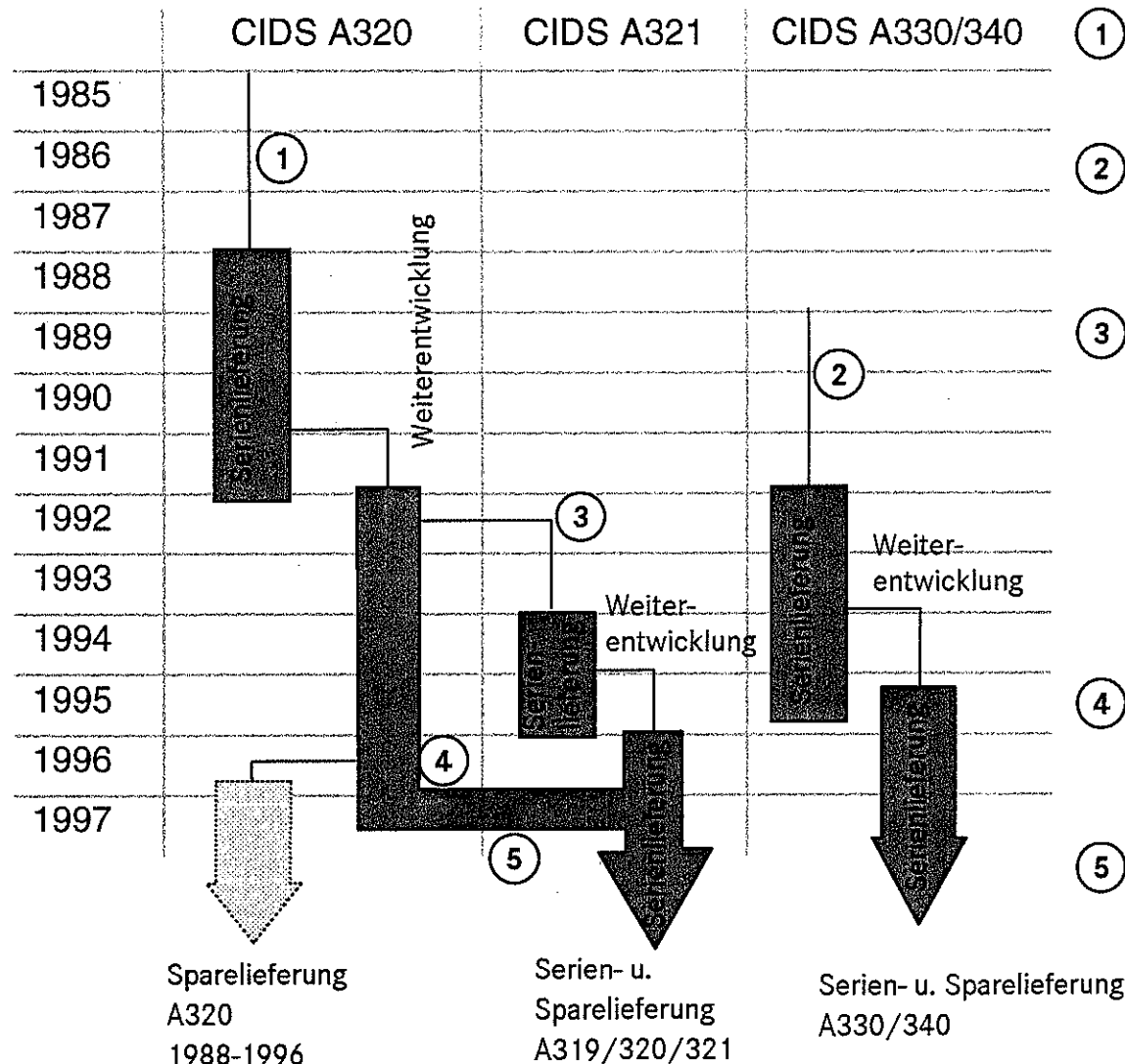
Slide/Door Bottles Pressure Signalling

System Test

Cabin Intercommunication Data System



2. Ausgangssituation



- ① "Erfindung", Spezifikation und Realisierung des CID-Systemes für den Airbus A320.
- ② Spezifikation und Realisierung eines CID-Systemes für den Airbus A330/340. Dieses System ist nicht im AIRBUS A320 anwendbar.
- ③ Weiterentwicklung des CID-Systemes A320 für den Einsatz in die A321, um
 - dem größeren Flugzeug Rechnung zu tragen.
 - neue Funktionen der A330/340 zu integrieren.
 Die Weiterentwicklung ist ohne Änderungen in der A320 nicht einsetzbar.
- ④ Weiterentwicklung der AIRBUS A320 SW, um Teile der A321-Funktionalitäten zur Verfügung zu stellen (+Bug-Bereinigung).
- ⑤ Das weiterentwickelte A321-System wird auch in die A320 Serie eingeführt.

3. Stand Januar 1997

Es wurden 3 Systeme entwickelt.

Alle Systeme sind gleichzeitig in der Produktion.

Die System-Funktionalitäten sind annähernd identisch.

Die Entwicklungskosten sind dreimal angefallen.

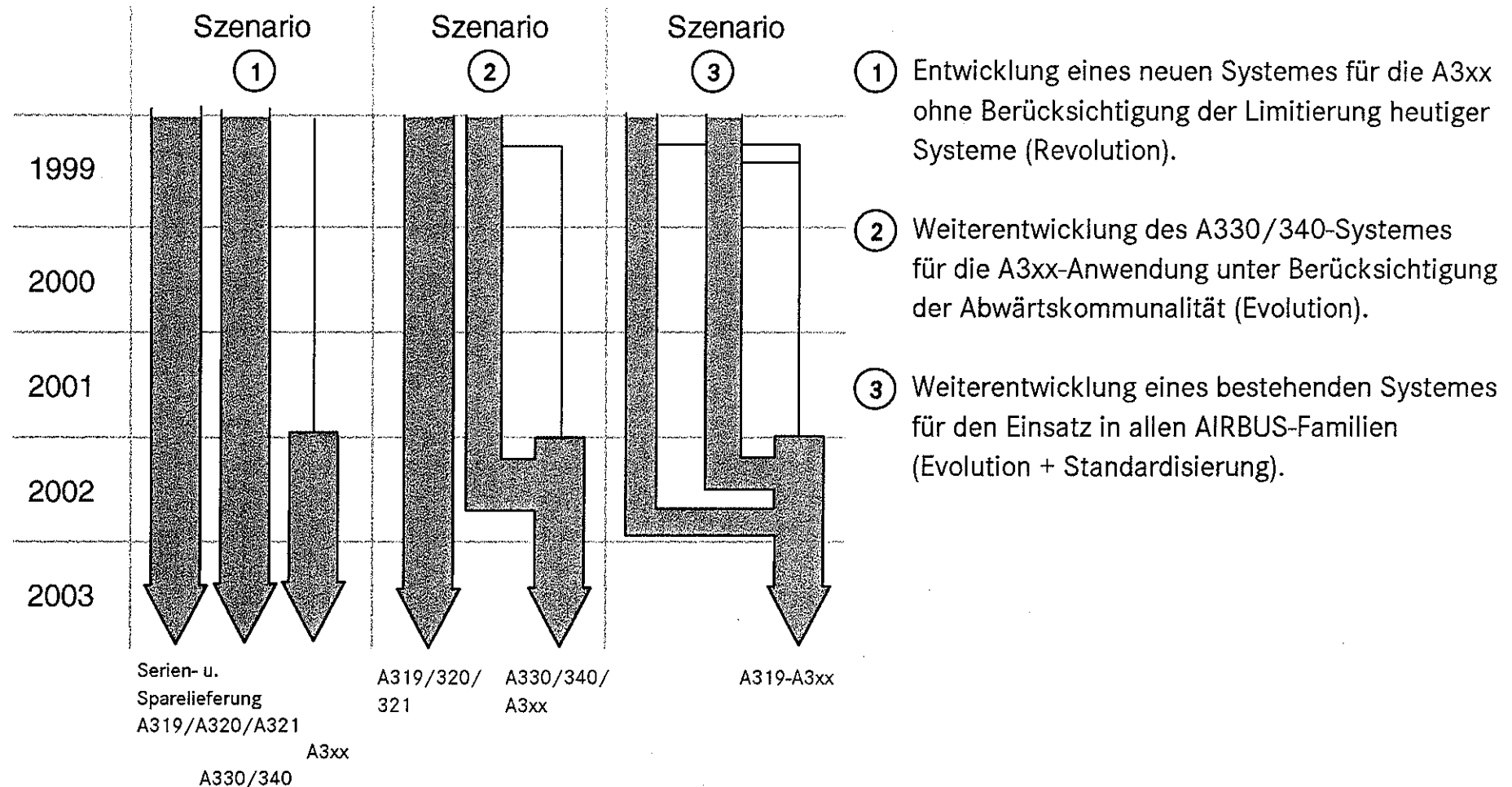
Eine Amortisation erfolgt über jeweils nur eine AIRBUS-Familie.

Alle Systeme werden gleichzeitig betreut und weiterentwickelt.

Keines der Systeme erfüllt heute schon die A3XX-Anforderungen.



4. Zukunftsszenarien



5. Bewertung

Szenario 1 (Revolution)

Vorteile:

- Das System kann auf die A3XX-Anforderungen optimal zugeschnitten werden.
- Es bestehen keine Restriktionen für die Spezifikation und Entwicklung aus "Altprogrammen".

Nachteile:

- Die Entwicklungskosten können nur aus der A3XX-Serie amortisiert werden.
- Die zu erwartenden Serienstückzahlen sind nicht groß.
- Die Systeme der A319-A340 sind parallel zu betreuen.
- Die neuen A3XX-Funktionalitäten werden mit hoher Wahrscheinlichkeit von den Kunden auch für die anderen Airbus-Programme gefordert und sind dafür zu realisieren.
- First time right ist besser bei einer Neuentwicklung nicht zu erreichen.

Szenario 2 (Evolution)

Vorteile:

- Die Weiterentwicklung des bestehenden Systemes kann gleichzeitig als RC-Costimprovement genutzt werden.
- Amortisation der Entwicklungskosten zusätzlich zur A3XX-Serie auch durch das Costimprovement aus der A330/340 Serie.
- Der A330/340 kommen auch die neuen Funktionalitäten der A3XX zugute.
- Die Serienstückzahlen sind größer.
- First time right ist besser erreichbar, da das System vor Fertigstellung der A3XX in bestehende AC's erprobt werden kann.

Nachteile:

- Es bestehen nicht mehr alle Freiheitsgrade für die Definition der A3XX, da eine Erweiterung der heutigen Realisierung auch Limitationen hat.
- Gravierende Änderungen in der Systemarchitektur sind nicht umsetzbar (z. B. IMA, da keine Abwärtskommunalität zur A330/340).
- Das System der A319-A321 ist parallel zu betreuen und weiterzuentwickeln.

Szenario 3 (Evolution + Standardisierung)

Vorteile:

- Die Weiterentwicklung der bestehenden Systeme kann gleichzeitig als RC-Costimprovement genutzt werden.
- Die Entwicklungskosten können über alle AIRBUS-Programme amortisiert werden.
- Alle AIRBUS-Programme bekommen den technologisch neuesten Stand und können die neuen Funktionalitäten der A3XX nutzen.
- Es braucht nur noch ein System betreut und weiterentwickelt werden.
- Die Serienstückzahlen sind groß.
- First time right ist besser erreichbar, da das System vor der Fertigstellung der A3XX in bestehenden ACs erprobt werden kann.

Nachteile:

- Es bestehen nicht mehr alle Freiheitsgrade für die Definition der A3XX, da eine Erweiterung der heutigen Realisierung auch Limitationen hat.
- Gravierende Änderungen in der Systemarchitektur sind nicht umsetzbar (z. B. IMA, da keine Abwärtskommunalität zu bestehenden AIRBUS-Programmen).
- Die Umsetzbarkeit ist partiell nur mit gleichzeitigen AC-Änderungen möglich (Mechanik-Anpassung).
- Der Entwicklungs- und Zulassungsaufwand ist höher für die Erreichung der Kommunalität.

6. Fazit

Die Entwicklung eines neuen A3XX-CID-Systemes ohne Berücksichtigung einer Rückwärtskommunalität ist

- gibt größte Freiheit zur Gestaltung der Lösung für A3XX,
- die entwicklungstechnisch geringste Herausforderung,
- die für das Gesamt-AIRBUS-Programm teuerste Lösung.

Die Entwicklung eines kommunalen CID-Systemes für die ganze AIRBUS-Familie

- ist die kostengünstigste Lösung,
- hält die gesamte AIRBUS-Flotte auf einen technologisch und funktional modernsten Stand (kommunale Features/Bedienung),
- stellt entwicklungstechnisch eine große Herausforderung dar,
- schränkt den Spielraum für Innovationen für die A3XX ein.

Es gibt viele Erfolgsbeispiele für abwärtskompatible Weiterentwicklungen

- komfort-Tel. mit Wählscheibenemulation
- Intel Pentium Prozessoren mit 8086-Befehlssatz
- Microsoft Windows mit DOS-Kompatibilität

Die Betrachtung beschränkt sich auf das CID-System. Übergeordnete ganzeinheitliche AC-Aspekte können die Bewertung beeinflussen.

Entwicklungstrends in der Klimatisierung von großen Verkehrsflugzeugen

Dipl.-Ing. E. Schlagenhaft

Liebherr-Aerospace Lindenberg GmbH

Postfach 13 63

88153 Lindenberg

Zur Auslegung neuer Flugzeuge müssen aus der Erfahrung und aus Visionen zukünftige Anforderungen richtig eingeschätzt werden. Dies betrifft Behördenauflagen genauso wie die Wünsche der Betreiber und Passagiere.

Der beim Programmstart realisierbare Innovationsgrad wird bestimmt durch das Risiko der neuen Lösungen.

Die realisierbare Lösung ergibt sich aus einer Wechselwirkung zwischen der verfügbaren Technologie beim Flugzeughersteller und beim Ausrüster.

Neue Systemkonzepte und die Verfügbarkeit der dazugehörigen Geräte bedingen sich gegenseitig.

An Beispielen aus der Klimatisierung wird dargestellt, welche Lösungen für die Bedürfnisse der Betreiber und Passagiere aus der Zusammenarbeit zwischen DASA und LIEBHERR entstanden sind.

Das Ziel - die Senkung der Treibstoffkosten und Anpassung an moderne Triebwerke mit hohen Bypassverhältnissen - wird durch das Low Pressure Pack und durch die Luftmengenanpassung an die Passagierzahl verfolgt.

Eine Gewichtsreduktion und Einsparung von Bauraum beabsichtigen die Untersuchungen zum vereisungssicheren Betrieb.

Der Flexibilisierung der Anwendung hilft das Flow Management und die Kühlung der Rezirkulation.

Als Komfortsteigerung ist die Befeuchtung geplant.

Eine Integration der Funktionen in weniger Controller wird die Schnittstellen übersichtlicher gestalten.

Der Ausblick zeigt eine Lösung für ein großes Verkehrsflugzeug in naher Zukunft.

Entwicklungstrends in der Klimatisierung von großen Verkehrsflugzeugen

Die Anforderungen

Die kontinuierliche Weiterentwicklung des internationalen Sicherheitsstandards ist bei der Auslegung eines neuen Flugzeuges vorherzusehen.

- Zusätzliche Ausrüstungen wie z.B. Inflight Entertainment erhöhen den Wärmeeintrag in die Kabine wesentlich.

Zur Senkung des Treibstoffverbrauchs sind auch an den Systemgrenzen Optimierungen durchzuführen (steigende Komplexizität).

LIEBHERR

Entwicklungstrends in der Klimatisierung von großen Verkehrsflugzeugen

Die Anforderungen

Zur Senkung der Wartungskosten sind zuverlässige Geräte und treffsichere Diagnosen zu entwickeln (Vereinfachungen).

Die Dispatchability ist besonders für große Langstreckenflugzeuge von Bedeutung (Redundanz ➤ Gewicht).

Aus Platz- und Gewichtsgründen müssen bei der Konfiguration des Flugzeuges eine Vielzahl von Kompromissen gefunden werden.

Die richtige Balance zwischen widersprüchlichen Forderungen muß im Dialog zwischen Betreibern, Flugzeugherstellern und Ausrüstern unter Berücksichtigung der verfügbaren Technologien gefunden werden.

LIEBHERR

Entwicklungstrends in der Klimatisierung von großen Verkehrsflugzeugen

Low Pressure Pack

Die Frischluftmenge pro Person ist durch internationale Vorschriften vorgegeben.

Damit ergibt sich bei gegebener Kühlleistung die geforderte Temperatur am Packaustritt.

Die Kühlleistung des Packs wird durch die Größe der Wärmetauscher und durch das an der Kühlturbine verfügbare Druckverhältnis definiert.

LIEBHERR

Entwicklungstrends in der Klimatisierung von großen Verkehrsflugzeugen

Low Pressure Pack

Zur Reduktion des Treibstoffverbrauchs ist es wesentlich, die Luft am Triebwerk auf einem möglichst niedrigen Druckniveau abzapfen.

Die Folge sind größere Wärmetauscher (Abstimmung mit APU Bodenbetrieb).

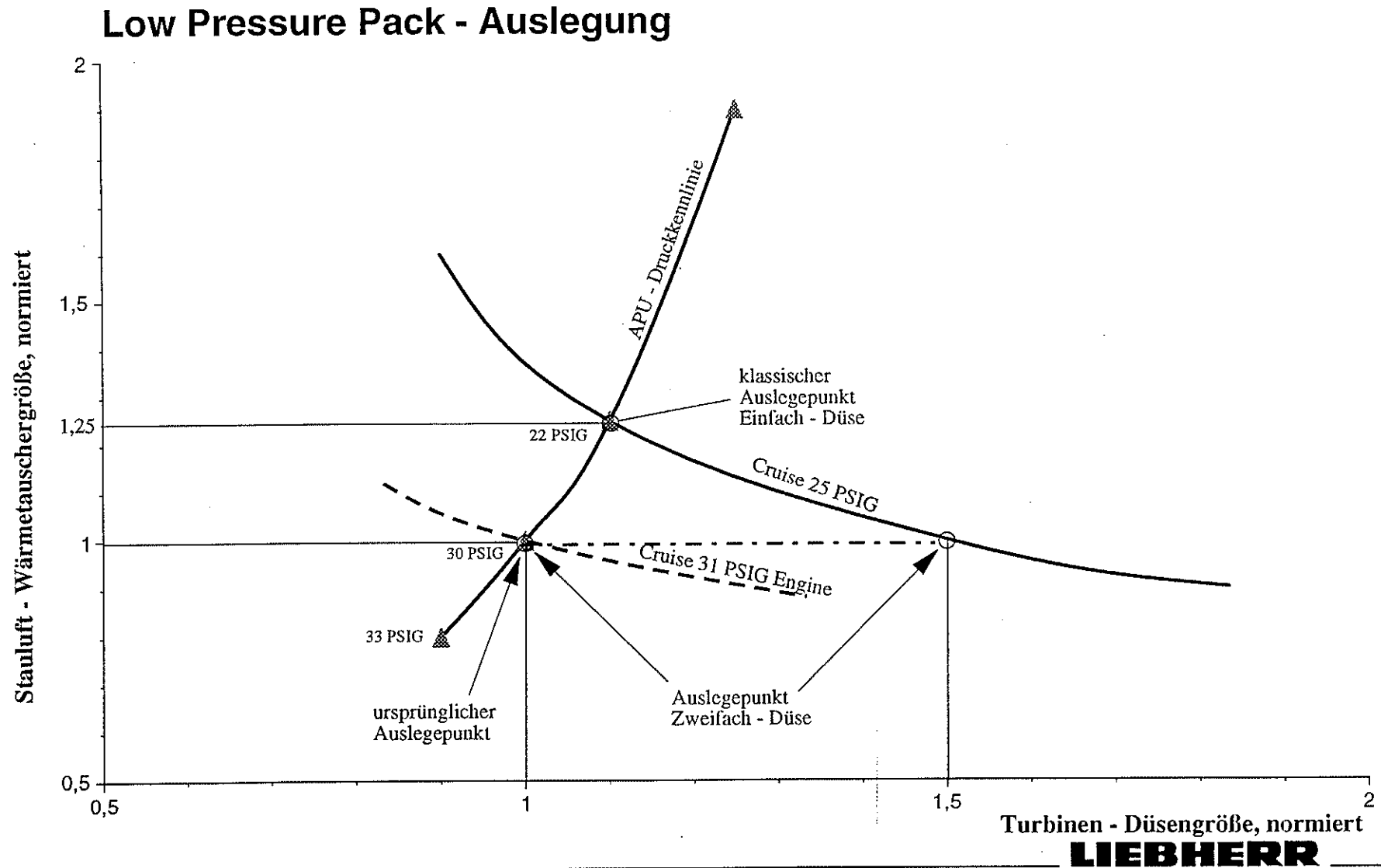
Eine zweifach-Düse an der Turbine erlaubt die getrennte Abstimmung für APU und Flugfall.

Ein Economy Ventil umgeht den Wasserabscheiderkreislauf während des Reisefluges.

Um den Gewichtsanstieg der Wärmetauscher und des dazugehörigen Stauluftkanals zu vermeiden schlägt LIEBHERR die Verwendung einer 2-stufigen Turbinendüse vor.

LIEBHERR

Entwicklungstrends in der Klimatisierung von großen Verkehrsflugzeugen



Entwicklungstrends in der Klimatisierung von großen Verkehrsflugzeugen

Vereisungssicherer Betrieb

Bei Flugzeugen mit Doppelstockkonfiguration fährt das Sammeln der Rezirkulation an einer zentralen Stelle und der Transport der gemischten Luft (Frisch + Rezirkulation) zu einem sperrigen Verteilsystem. Um die Kühlleistung in kleinen Querschnitten befördern zu können, entstand die Forderung nach einer weiteren Entfeuchtung der Frischluft.

LIEBHERR entwickelte Konzepte (Eisfreies Pack, Low Humidity Pack) zur weitgehenden Trocknung.

Welches Konzept zum Einsatz kommt, hängt weitgehend davon ab, ob es gelingt ein Verteilkonzept auszulegen, das unter allen Betriebsbedingungen Eisanhäufungen verhindert.

LIEBHERR

Entwicklungstrends in der Klimatisierung von großen Verkehrsflugzeugen

Automatische Luftmengen Anpassung an die Passagierzahl (1)

Eine Reduktion der dem Triebwerk abgezapften Frischluftmengen reduziert Energieverbrauch.

Boeing versucht sich durch Patente eine geschützte Position aufzubauen.

Die notwendigen Technologien sind:

- Zuverlässige Angaben über die Personenzahl und ihre Verteilung an Bord (CIDS) oder besser noch eine Messung der Luftqualität (CO₂).
- Variable Bleedportumschaltung, um unnötige Drosselverluste im Durchsatzregelventil zu vermeiden.
- Eine Turbomaschine mit Rädern, die über einen weiten Durchsatzbereich akzeptable Wirkungsgrade haben und nicht ins Pumpen geraten.
- Ein Kühlaggregat, das auch unter Vereisungsbedingungen robust arbeitet.

LIEBHERR

Entwicklungstrends in der Klimatisierung von großen Verkehrsflugzeugen

Automatische Luftmengenanpassung an die Passagierzahl (2)

- Modulierbare Rezirkulationsgebläse (Wirkungsgrad, Wechselwirkung, Bordnetz), um eine gleichmäßige Ventilation (Akustik, Luftqualität) der gesamten Kabine sicherzustellen.
- Eine Mischkammer und ein Verteilungssystem das mit unterschiedlicher Beaufschlagung und Differenzen im Besetzungsgrad der Zonen zurecht kommt.
- Eine systemübergreifende Regelung, die die Durchsätze abhängig von Betriebsart, Besetzungsgrad, Kühlbedarf, Luftqualität und möglichen weiteren Kriterien regelt.
- Eine neue Cockpitphilosophie, die es der Regelung erlaubt, die Packs je nach Bedarf automatisch ein und auszuschalten.

Das beschriebene Flow Management beeinflusst die Luftfeuchtigkeit im Flug positiv.

Flow Management bietet das Potential zur Energieeinsparung abhängig von der Passagierzahl.

LIEBHERR

Entwicklungstrends in der Klimatisierung von großen Verkehrsflugzeugen

Kühlung der Rezirkulation zur Abfuhr hoher Wärmelasten

Immer wieder gibt es einzelne Betreiber, die aufgrund von Besonderheiten eine erhöhte Kühlleistung fordern.

Diesen soll zukünftig eine optionale Kühlung der Rezirkulation angeboten werden.

Im Rahmen des Technologieprogramms des BMFT wurde von LIEBHERR eine Anlage konzipiert und die zugehörige Schlüsselkomponente entwickelt.

DASA untersuchte einen geeigneten Einbauort und das Energiemanagement.

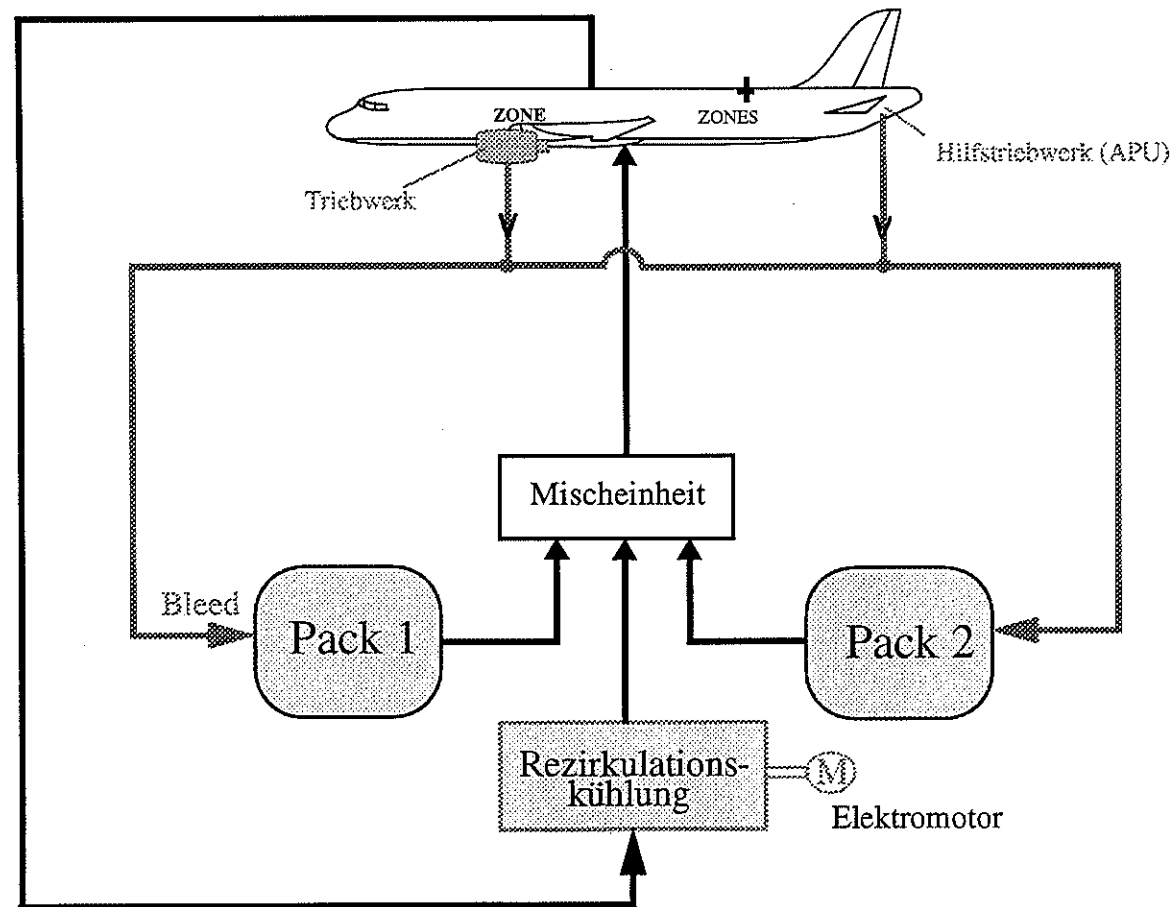
Mit einer derartigen Anlage ist es am Boden trotz Sonneneinstrahlung möglich, die Kabinentemperatur auf 24 °C zu halten, solange keine Passagiere an Bord sind.

Insbesondere die immer schärfer werdenden Auflagen zum APU Betrieb (Abgas) und Nachtbetrieb (Lärm) lassen einen Markt für elektrisch betriebene Kühlaggregate erwarten.

LIEBHERR

Entwicklungstrends in der Klimatisierung von großen Verkehrsflugzeugen

Rezirkulationskühlung - Klimakonzept



LIEBHERR

Entwicklungstrends in der Klimatisierung von großen Verkehrsflugzeugen

Befeuchtung

- Im Reiseflug kann die Umgebungsluft aufgrund der niedrigen Temperatur und des niedrigen Luftdruckes keine Feuchtigkeit halten.
- Somit ist die den Passagieren und der Besatzung zugeführte Frischluft sehr trocken.
- Durch Reduzierung der zugeführten Frischluftmenge wurde die relative Feuchte in der Kabine auf 10 - 20 % angehoben.
- Zur Steigerung des Wohlbefindens ist eine weitere Anhebung der Kabinenfeuchte auf 30 - 60 % wünschenswert.
- Aufgrund der erforderlichen Wassermengen kommt dieser Schritt derzeit allerdings nur für einzelne Zonen - wie Cockpit, Ruheräume, 1. Klasse - in Frage.

LIEBHERR

Entwicklungstrends in der Klimatisierung von großen Verkehrsflugzeugen

Befeuchtung

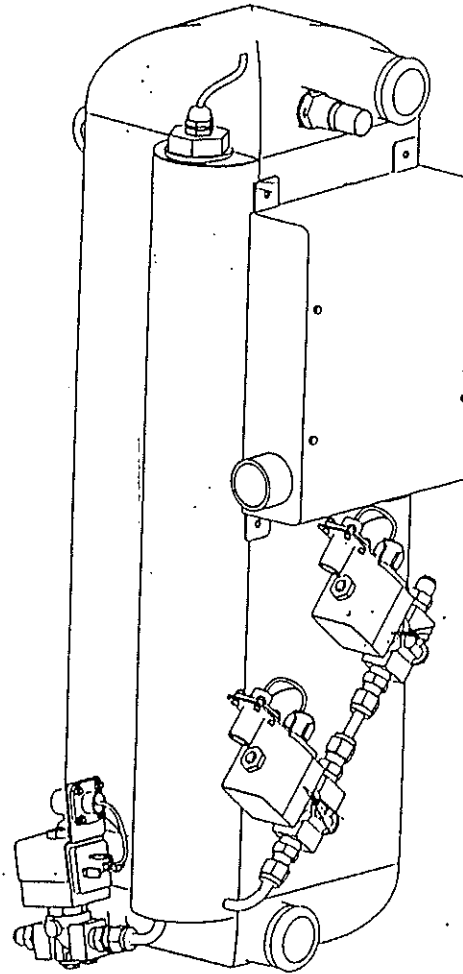
- Dafür sind folgende Voraussetzungen zu schaffen:
 - Vermeidung von Kondenswasserbildung (Korrosion)
 - Neuartige Isolationsmaterialien (Feuchteaufnahme, -durchlässigkeit)
 - Verfügbarkeit von wartungsarmen Verdampfungsgeräten (Reinigung, Ablagerungen)
 - Logistik (Wasserqualität, Gefrierschutz)
 - Schutzmaßnahmen gegen Vereisung (Verteilsystem, Auslaßventil)
- 

Zur Steigerung der Attraktivität wird in zukünftigen Langstreckenflugzeugen optional eine Befeuchtung von einzelnen Zonen vorgesehen.

LIEBHERR

Entwicklungstrends in der Klimatisierung von großen Verkehrsflugzeugen

Befeuchtung



LIEBHERR

For copyright the requirements of DIN 34, in its entire wording shall apply. Copyright only pursuant to our explicit consent.

Entwicklungstrends in der Klimatisierung von großen Verkehrsflugzeugen

Integrierte Controller Architektur

Im Rahmen eines BMFT Vorhabens wird von der DASA mit der Ausrüstungsindustrie eine Integration auf dem Gebiet der Luftsysteme durchgeführt. Insbesondere Modifikations- und Zulassungsprozeduren werden untersucht.

Weitere national und europäische Forschungsvorhaben sind geplant.

Die Integration der Elektronik ist zumindest auf Systemebene, wie z.B. für die Luftsysteme eine Möglichkeit, die Anzahl der Schnittstellen und der Boxen stark zu reduzieren.

LIEBHERR

Entwicklungstrends in der Klimatisierung von großen Verkehrsflugzeugen

Ausblick

Für große zukünftige Flugzeuge zeichnet sich folgende Lösung ab:

- Elektronisch geregeltes Bleed System (Flexibilisierung)
- Kühlaggregate für niedrige Versorgungsdrücke im Flug
- Geregelte Frischluftmenge entsprechend dem Besetzungsgrad
- Befeuchtung einzelner Zonen
- Optionale Kühlung der Rezirkulation
- Höherer Integrationsgrad der Controller

Im Dialog aller Beteiligten müssen die erforderlichen Technologien im Vorfeld neuer Programme definiert und demonstriert werden.

LIEBHERR

Kraftstoffsystem als Wärmesenke für alle Systeme bei Kampfflugzeugen

G. Wagner

Daimler-Benz Aerospace

Willy -Messerschmittstr.

81663 München

Wärmehaushalt

Der Zweck eines Wärmehaushalts ist es, alle im Flugzeug auftretenden Verlustwärmemengen zu erfassen und unschädlich zu machen. Daher muß ein Kühlsystem bei der Auslegung des Flugzeugs vorgesehen werden. Dieses Kühlsystem soll in einem definiertem Bereich für einen ausgeglichenen Wärmehaushalt sorgen, d. h. ein Kühlsystem muß:

- die schnelle Aufheizung der angeschlossenen Systeme auf Betriebstemperatur gewährleisten
- die Betriebstemperaturen in vorgegebenen Grenzen halten
- sprunghafte Temperaturänderungen dämpfen, welche sich aus Belastungsschwankungen in den Systemen ergeben

Ein Kühlsystem verbindet daher Wärmequellen mit Wärmesenken. Als Wärmesenken stehen zur Verfügung:

- der umgebende Luftraum
- der Kraftstoff in den Rumpftanks als kapazitive Speichermöglichkeit.

Die Wärmequellen sind z.B. die Triebwerke, Getriebe, Pumpen, elektrische und elektronische Geräte aber auch kinetische Aufheizung infolge der Luftumströmung und Sonneneinstrahlung. Jedes Kampfflugzeug hat zwei Kühlsysteme (Bild 1):

- das Kraftstoff/Öl/-Kühlsystem
- die Klimaanlage

Bei dem heutigen Stand der Technik sind diese beiden Systeme getrennt. Die Koppelung zu einem gemeinsamen Kühlsystem ist der Gegenstand meines Vortrags.

Kraftstoffsystem

Das Kraftstoffsystem ist der Teil des Flugzeugs der den Kraftstoff aufnimmt und unter allen Flugbedingungen bedarfsgerecht an das Triebwerk liefert. Die von den anderen Systemen erzeugte Verlustwärme sowohl auf der Triebwerksseite als auch auf der Zellenseite wird über Wärmetauscher an den Kraftstoff abgegeben.

Der Kraftstoff gibt die Wärme an die Umgebung weiter, entweder über Stauluftkühler oder nach seiner Verbrennung im Triebwerk über den Abgasstrahl.

Gelegentlich dienen auch relativ kühle Flugzeugoberflächen, z.B. Flügel bei F18 und F15 zur Wärmeabgabe. Diese Möglichkeit ist aber stark abhängig von Material und Aufgaben des Flugzeugs.

Wenn man das kraftstoffseitige Kühlsystem korrekt nach allen beteiligten Wärmeträgermedien benennen wollte, müßte man von einem Kraftstoff/Öl/Luft-Kühlsystem sprechen. Eine realisierte Auslegung des Kraftstoff/Öl/Luft-Kühlsystems zeigt Bild 2 (vereinfachtes Schema TORNADO). Der Kraftstoff als Wärmesenke ist allerdings durch mehrere Faktoren begrenzt. Eine Grenze sowohl auf der Zellen- als auch der Triebwerkseite ist die maximale Temperatur der zu kühlenden Systeme. Im Kraftstoffsystem selbst muß der Dampfdruck der verschiedenen Kraftstoffe als Funktion der Temperatur beachtet werden. Durch Druck-beaufschlagung mit Zapfluft wird die Verdampfung des Kraftstoffs bei hohen Umgebungs-temperaturen und/oder großen Flughöhen verhindert. Die maximale Temperatur des Kraftstoffs an den Einspritzdüsen der Brennkammer beträgt ca. 160° C. Über dieser Temperatur beginnt der Kraftstoff zu verkoken. Daher ist die Wärmeabfuhr durch das Kraftstoffsystem nur innerhalb der genannten Grenzen möglich. Die Erwärmung des Kraftstoffs kann zum Überschreiten der zulässigen Temperaturen sowohl des Kraftstoffs als auch der zu kühlenden Medien führen.

Die häufig genutzte Möglichkeit der Wiederabkühlung bei zu hohen Kraftstofftemperaturen ist die temperaturgesteuerte Rezirkulation eines Teils des Kraftstoffs zurück in die Tanks. Damit wird der Gesamtstrom erhöht und die Wärme auf eine größere Menge verteilt. Die Tanks dienen somit als Wärmepuffer. Allerdings ist auch hier die maximale Temperatur durch das Tankmaterial sowie die Einlaßbedingungen der Tankpumpen zur Vermeidung von Kavitation begrenzt. Die Absenkung der Rezirkulationstemperatur kann durch die Nutzung der Umgebungstemperatur über einen Luft/Kraftstoff-Wärmetauscher erreicht werden.

Der Kraftstoff nimmt also bei diesem Beispiel auf dem Weg zum Triebwerk an Wärme auf:

- Verlustwärmen der verschiedenen Kraftstoffpumpen (11 - 47 KW)
- Hydraulikwärme (2 - 16 KW)
- Generator-und Getriebeölwärme (7 - 21 KW)
- Triebwerksölwärme (10 - 100 KW)

Die typische Nutzung eines Kraftstoffsystems als Wärmesenke ist die Anordnung von Wärmetauschern für die zu kühlenden Subsysteme in Serie. Diese Anordnung wird bestimmt durch die jeweilige Kraftstofftemperatur am Eintritt des Wärmetauschers. Die Austrittstemperatur des ersten Wärmetauschers ist damit die Eintrittstemperatur des zweiten Tauschers. Die zulässigen Betriebstemperaturen der zu kühlenden Subsysteme legen daher die Reihenfolge in der Wärmetauscherkette fest. Die Reihenfolge ist dann z.B. Hydraulik > Generator > Geräteträger. Wenn die Kühler in der Triebwerksversorgungsleitung liegen, sind die Tank-pumpen zur Triebwerksversorgung nicht mehr ausreichend. Aufgrund des hohen Druckverlusts in den Kühlern ist eine zusätzliche „Mitteldruckpumpe“ (aufgrund der hohen Leistungs-anforderung mechanisch oder hydraulisch angetrieben) in der Versorgungsleitung

zum Triebwerk notwendig. Diese Pumpe ist nicht notwendig bei Nutzung einer zur Versorgungsleitung parallelen Anordnung.

Als Erfahrungswerte haben sich, unabhängig von verschiedenen Auslegungen, mehr oder weniger gleiche Begrenzungen an den verschiedenen Stellen eines Kraftstoffsystems herausgebildet:

- Maximale Temperatur in den Tanks: ca. 80-90° C
- Maximale Temperatur an der Schnittstelle Zelle/Triebwerk: ca. 90-95° C
- Maximale Temperatur hinter der Hochdruckpumpe am Triebwerk : ca. 150° C

Die bisherigen Kraftstoffsysteme haben die zusätzliche Funktion als Wärmesenke erfüllt, allerdings teilweise mit Beschränkungen in Flugdauer oder Minimaltankinhalt. Die kapazitive Speichermöglichkeit von Wärme im Kraftstofftank ist in diesen Fällen am Limit.

Klimaanlage

Die Klimaanlage hat die Aufgabe, die physikalischen Umgebungsbedingungen für die Besatzung und die elektronische Ausrüstung so einzustellen, daß deren Funktionstüchtigkeit bei allen Flugzuständen gewährleistet ist. Außerdem sind einige Untersysteme von der Klimaanlage aus mit Druckluft zu versorgen (z.B. Atemgaserzeugung, Anti-g und Kabinendachabdichtung). Den größten Einfluß auf die Auslegung der Klimaanlage hat die Verlustwärme der Avionik mit steigender Tendenz. Näherungsweise sind die typischen Wärmelasten in der folgenden Tabelle für ein heutiges Kampfflugzeug gelistet:

- | | |
|-------------------------|---------------|
| - kinetische Aufheizung | -5 - +15 kW |
| - Sonneneinstrahlung | +2 - +8 kW |
| - Pilot | ca. + 0.12 kW |
| - Avionik und Radar | +10 - +25 kW |

Wichtigstes Wärmetransportmedium ist die Luft. Da der Stauluftbedarf über einen eigenen direkten Einlauf nicht für alle Flugkonditionen abgedeckt werden könnte (z.B. $Ma < 0.6$), wird Triebwerkszapfluft (Hochdruckabzapfung) benutzt, die auf dem Weg zu Kabine und Avionik entspannt, gekühlt und getrocknet werden muß. Zur Abschätzung der notwendigen Leistungen beim Betrieb der Klimaanlage hier die Daten eines Beispiels (abhängig von Höhe, Machzahl, Umgebung etc.):

- | | |
|----------------------|---------------|
| - Zapflufttemperatur | ca. 530° C |
| - Zapfluftdruck | ca. 900 kPa |
| - Zapfluftmenge | ca. 0.45 kg/s |

Diese Werte zeigen die vom Triebwerk aufzubringende Leistung. Hinzu kommt der Leistungs-aufwand zum Umwandeln der Luft auf die geforderten Bedingungen. Die erforderlichen hohen Kühlleistungen der Klimaanlage sowie die Abführung der Verlustwärmen haben bisher die Nutzung des Kraftstoffs als Kühlmedium auch für die Klimaanlage verhindert.

Koppelung der beiden Kühlsysteme Klima- und Kraftstoffsystem

Theoretisch bietet die Stauluft eine nahezu unbegrenzte, sich ständig regenerierende Kühlkapazität zur Abführung aller unerwünschten Wärmemengen. In der Praxis benötigen Stauluftkonzepte Staulufteinläufe, Stauluftwärmetauscher und Warmluftaustritte, die einen schnell wachsenden aerodynamischen, energieschluckenden Widerstand darstellen und sind im Bodenbetrieb und bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten nicht nutzbar. Zusätzlich sollen zukünftige Kampfflugzeuge aus Sicherheitsgründen mit einer möglichst geringen Signatur ausgelegt werden. Aufgrund der großen Öffnungen von Stauluftkühlern sowie der hohen Temperaturen sind sowohl die Radar- als auch die Infrarot-Signatur betroffen. Als Folge muß ein neues Kühlkonzept entwickelt werden. Da der Kraftstoff schon als Wärmesenke für die anderen Subsysteme benutzt wird, liegt es nahe, auch die Klimaanlage mit Kraftstoff zu kühlen. Andererseits ist ein konventionell ausgelegtes Kraftstoffsystem nicht fähig, eine zusätzliche beträchtliche Wärmequelle zu kühlen. Damit muß auch das Kraftstoffsystem anders ausgelegt werden um diese zusätzliche Anforderung zu erfüllen. Zusätzlich müssen alle Systeme so verändert werden, daß die Verlustleistung und damit der Wärmeeinfall möglichst gering wird.

Bei Flugzeugen wie TORNADO oder EF 2000 werden die Triebwerke durch konstant auf Höchstleistung laufende, redundante Elektropumpen versorgt. Die Kühlung des zu heißen Kraftstoffs erfolgt durch temperaturgesteuerte Rezirkulation. Damit ist die erhöhte Anforderung an das Kraftstoffsystem als allgemeines Kühlsystem nicht zu erfüllen.

Im Rahmen einer Studie werden die Möglichkeiten der folgenden Koppelung untersucht:

Klimasystemkonzept

Die Klimaanlage besteht im wesentlichen aus vier Hauptgruppen:

- Subsystem-Versorgungslinie
- Zapfluftaufbereitungslinie
- Klimaluft-Zirkulationskreislauf
- Kältemittelkompressionssystem

Der Kondensator im Kältemittelkompressionssystem arbeitet mit Kraftstoff als Wärmesenke. Die Summe aus Kühlleistung und Leistungsaufnahme ergibt die über den Kondensator an den Kraftstoff übertragene Wärmeleistung. Zur Reduzierung der Gesamtwärmemenge werden verschiedene Varianten des Systems oder eine von den Missionsphasen abhängige Steuerung des Klimasystems untersucht.

Kraftstoffsystemkonzept

Da zur Zeit bei der Fa. AOA ein Technologieprogramm für drehzahlgeregelte elektrische Pumpen läuft, wurde als erster Ansatz ein Triebwerksversorgungssystem mit drehzahlgeregelten Pumpen untersucht (s. Bild 3). Die, zumindest teilweise, Abführung der Wärme der Klimaanlage ist nur möglich über ein Regelsystem, das in allen Flugphasen möglichst alle

Wärme über das Triebwerk an die Umgebung abgibt. Die kapazitive Speicherung in den Tanks führt immer zu Problemen am Ende einer Mission, wenn kein kalter Kraftstoff mehr zum Mischen vorhanden ist.

Unser Kraftstoffsystemkonzept besteht darin, daß nicht nur die Temperatur sondern auch der Durchfluss und der Druck im System überwacht und gesteuert werden. Dieses System ist nur mit regelbaren Pumpen möglich, wobei die Parameter Druck, Durchfluß und Temperatur nicht nur die Pumpen sondern auch Regelventile steuern. In konventionellen Kraftstoffkühlssystemen ist der einzige Steuerparameter für das Öffnen und Schließen von Rezirkulationsventilen die Temperatur des Kraftstoffs.

Das Konzept geht von einem zweistrahligem Kampfflugzeug mit Nachbrenner aus. Jedes Triebwerk hat seine eigene Tankgruppe und Triebwerksversorgung sowie den entsprechenden Kühler. Es wird angenommen, daß die Wärmelast der Klimaanlage symmetrisch auf die beiden Versorgungsleitungen verteilt werden kann. Damit wird jede Seite mit ca. 20 - 50 kW zusätzlich belastet. Nach unseren Simulationen kann das Kraftstoffsystem zumindest zeitweise diese Wärmemengen abführen. Im ersten Konzept wird die Rezirkulation noch auf der Zellen­seite vor der Schnittstelle zum Triebwerk in die Tanks zurückgeführt.

Dieses Konzept setzt sich aus folgenden Teilen (Bild 3) zusammen:

- geregelte Pumpe für den Kühlkreislauf
- geregelte Triebwerksversorgungspumpe für Nachbrennereinsatz sowie, wenn nötig, Beimischen bei zu heißem Kühlkreislauf
- Notversorgungsventil um im Fehlerfall der Kühlerpumpe die Versorgungspumpe für den Kühlkreislauf zu nutzen
- Kühler in Reihenschaltung
- druckgesteuertes Ventil zur Öffnung des Nebenstroms bei zu großen Durchsätzen
- Steuerventile
- Luftgekühlter Kraftstoffkühler

Bei diesem Konzept hat sich herausgestellt, daß im Leerlauf mit sehr geringem Verbrauch die Wärme des triebwerksseitigen Ölkühlers die Kraftstofftemperatur weit über die zulässigen Werte ansteigen lässt. Darauf wurde die triebwerksseitige Rezirkulation untersucht (Konzept 2/Bild 4), die eine genaue Ansteuerung zulässt und weiter verfolgt wird.

Temperaturseitig sind die folgenden Maximalwerte einzuhalten:

- Tanktemp. max., je nach Material 80°–90 ° C
- Max Kraftstofftemp. ECS-Kühler Auslaß: 90° C
- Max Kraftstofftemp. Hydraulikkühler Auslaß: 110° C
- Max Kraftstofftemp. Generatorkühler Auslaß: 130° C
- Max Kraftstofftemp. Getriebeölkühler Auslaß: 135° C
- Max Kraftstofftemp. an der Schnittstelle zum Triebwerk: 95° C oder 150 ° C hinter dem Triebwerksölkühler

Von der Durchflußseite sind die Steuergrößen:

- Triebwerksverbrauch
- Möglichst wenig Rezirkulation; d.h. möglichst große Wärmeabfuhr über das Triebwerk

Die Drucküberwachung ist abhängig von den Anforderungen der triebwerksseitigen Pumpe, z.B. selbstansaugend, Druck um einen gewissen Betrag über dem Dampfdruck oder Druck um einen gewissen Betrag über Umgebungsdruck.

Ausblick

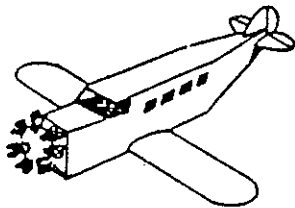
Unsere Studie beinhaltet die Simulation sowohl des Klima- als auch des Kraftstoffsystems, die Entwicklung eines Steuerprogramms für Pumpen und Ventile, Versuche zum Nachweis der Konzepte und als Endziel die Verifikation in einem vorhandenen Flugzeug. Auf der Kraftstoff-seite sind daran beteiligt:

AOA

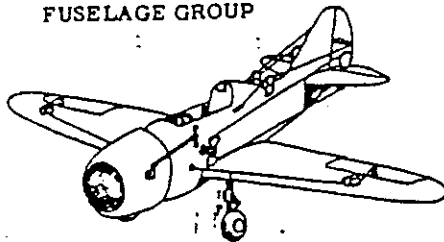
STN ATLAS ELEKTRONIK

Dasa Militärflugzeuge

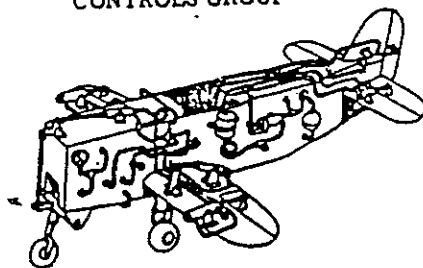
DREAM AIRPLANES



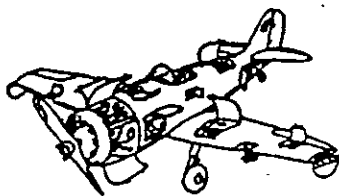
FUSELAGE GROUP



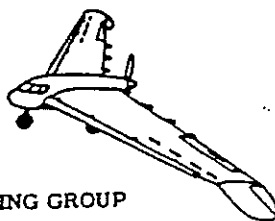
CONTROLS GROUP



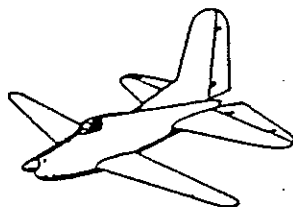
HYDRAULICS GROUP



SERVICE GROUP

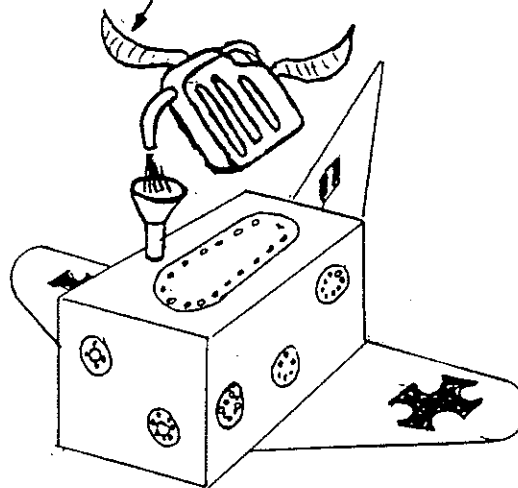


WING GROUP

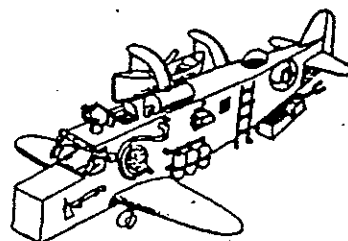


EMPENNAGE GROUP

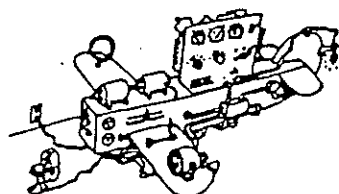
INFLIGHT REFUELLING



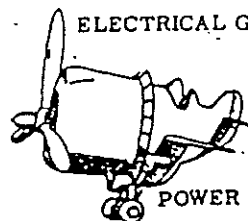
FUEL GROUP



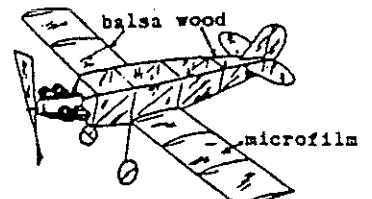
EQUIPMENT GROUP



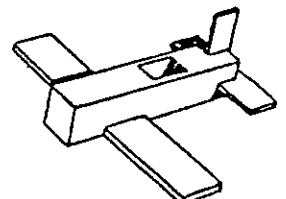
ELECTRICAL GROUP



POWER PLANT GROUP



WEIGHT GROUP



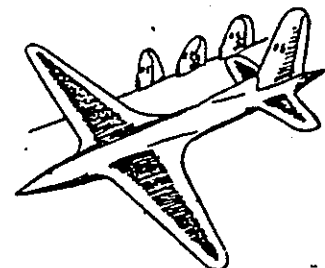
LOFT GROUP



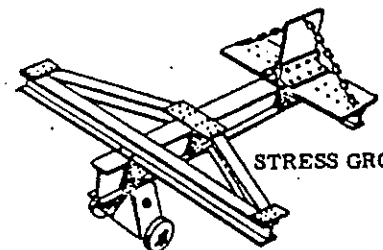
PRODUCTION ENGINEERING GROUP



ARMAMENT GROUP

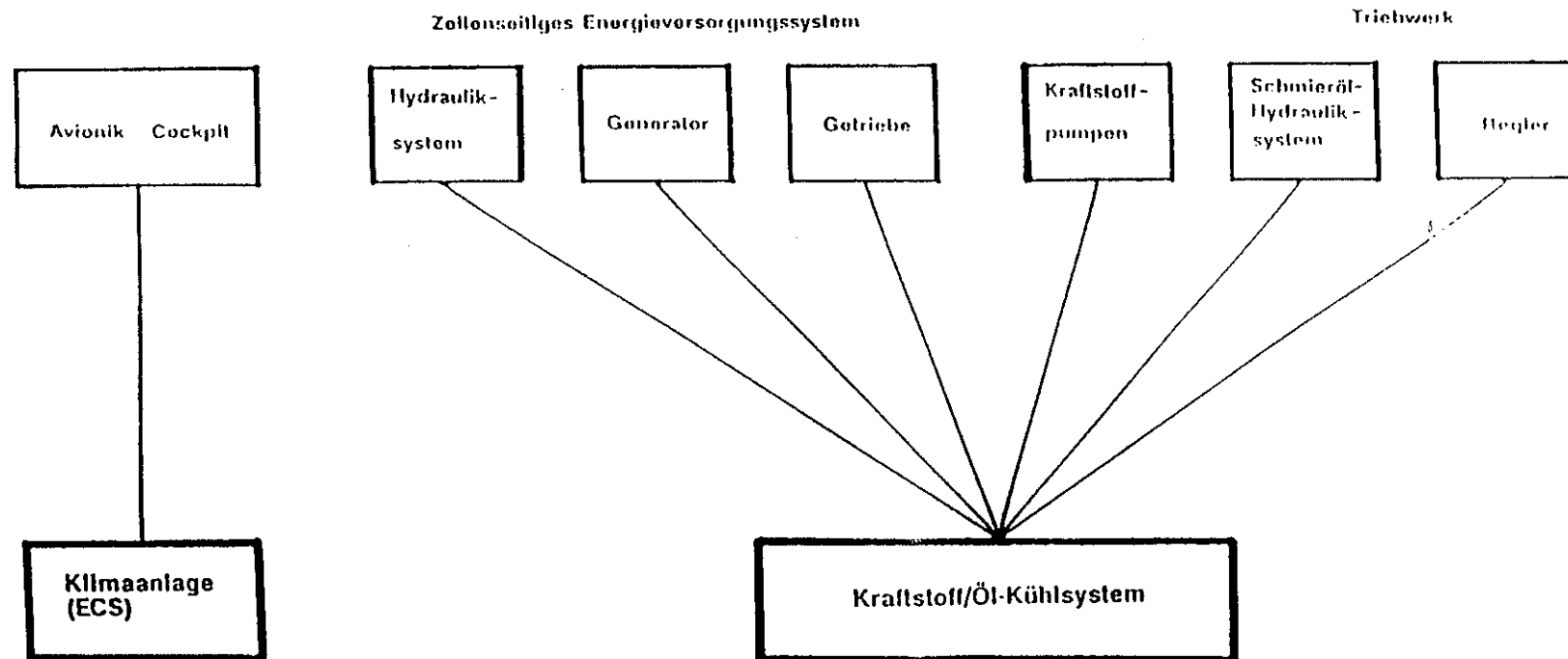


AERODYNAMICS GROUP



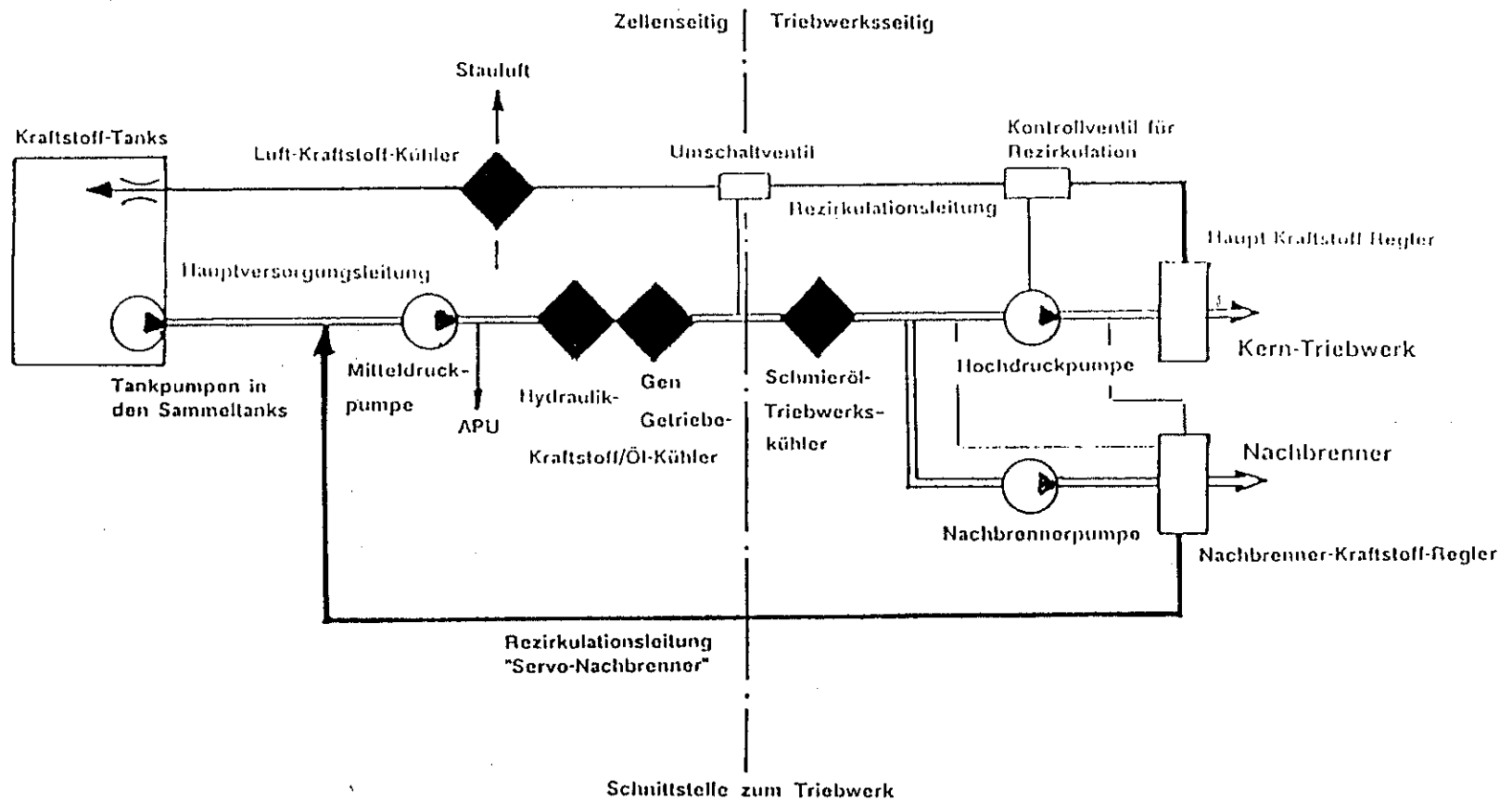
STRESS GROUP

THERMALHAUSHALT - VERKNÜPFUNGEN

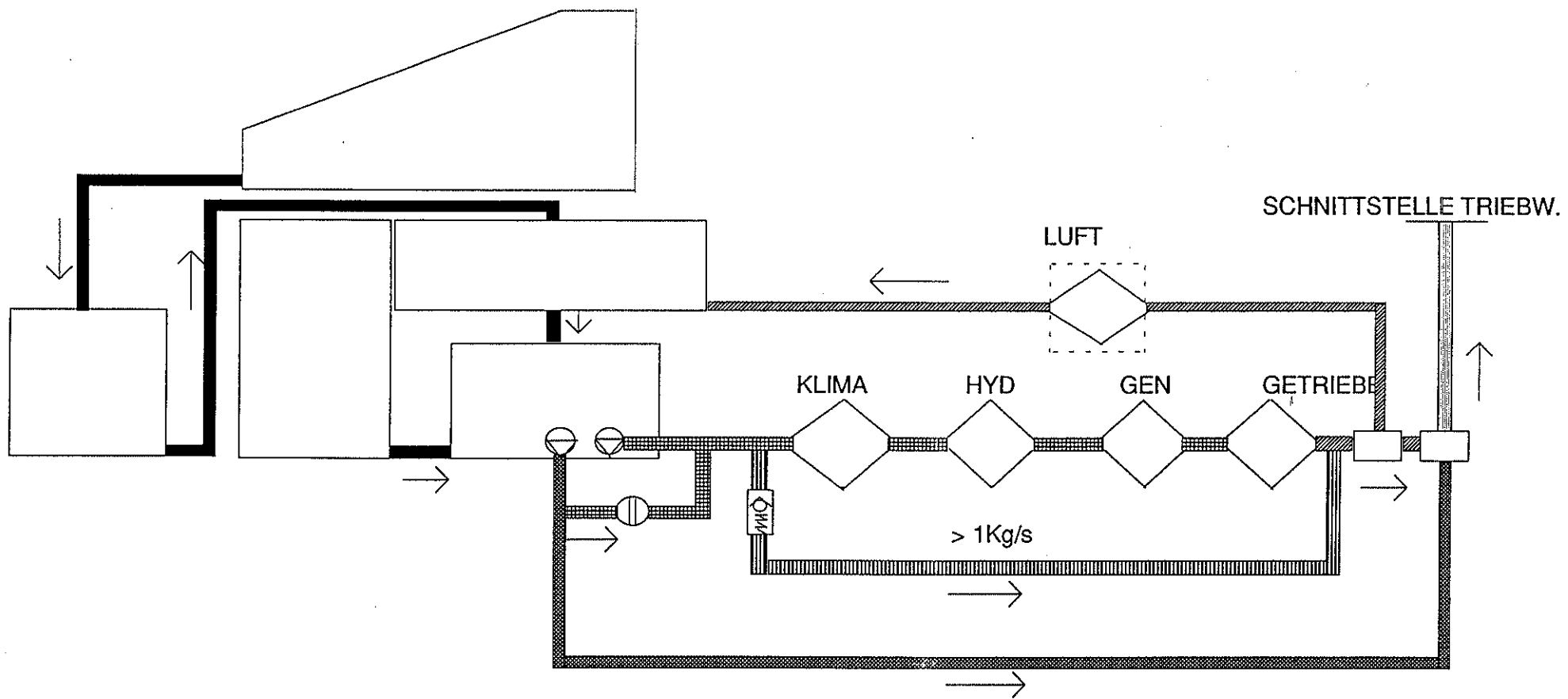


KRAFTSTOFF/ÖL-KÜHLSYSTEM - TORNADO

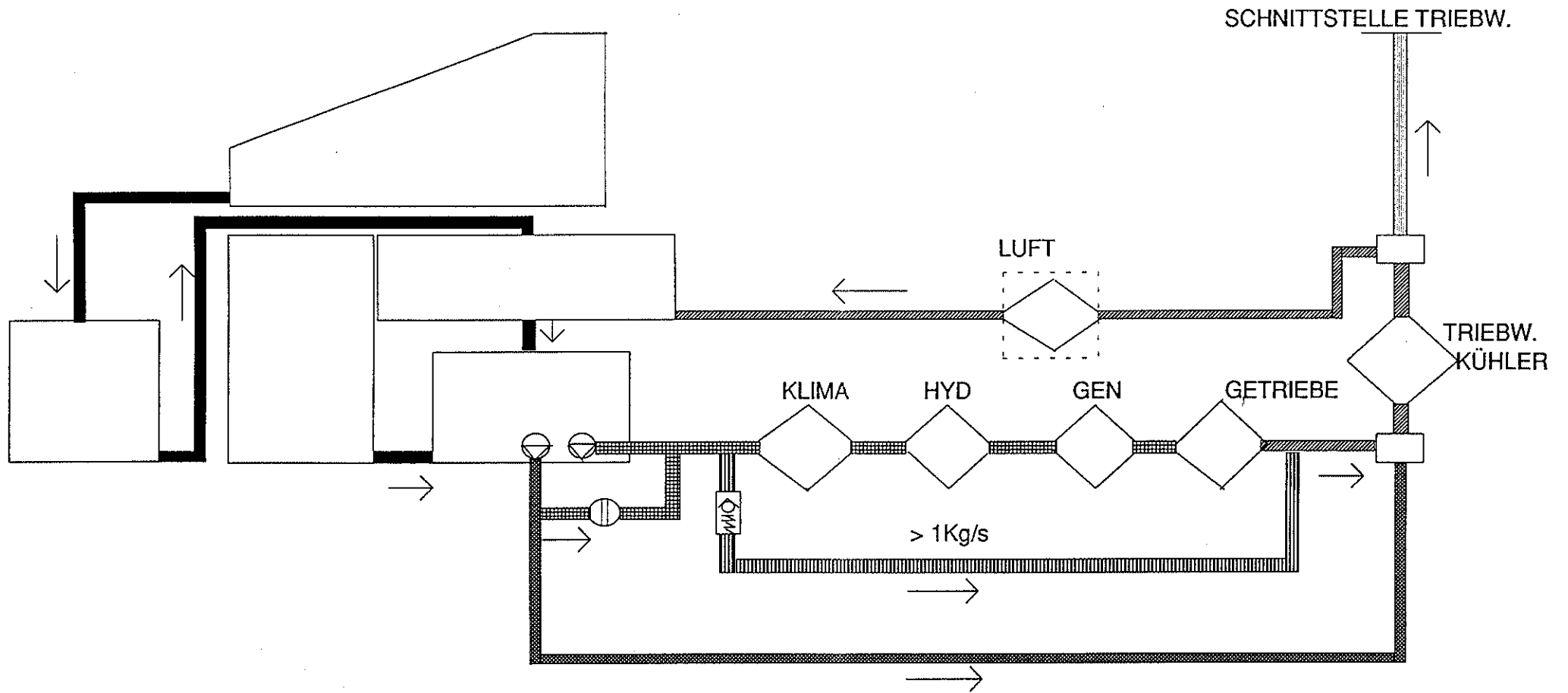
Prinzipschema



Kühlkreislauf



Kühlkreislauf Konzept 2



DREIPHASENSTRÖMUNG IN VAKUUM-TOILETTEN-SYSTEMEN

von

*K. Karlsson, U. Wollenweber
AOA apparatebau gauting gmbh
Ammerseestrasse 45-49
D-82131- Gauting*

Gauting, September 1997

INHALT

Zunächst werden die systemtechnischen Merkmale heutiger Vakuum-Toiletten-Systeme (VTS) für Flugzeuge dargestellt.

Über Alternativen zum VTS als Entsorgungssystem für die in den Toiletten vorkommenden Fördergüter (Schwarzwasser) wird berichtet.

Die Hauptgründe, die für VTS sprechen, und die wichtigsten Anforderungen künftiger VTS werden aufgelistet. Die charakteristischen Merkmale der Dreiphasenströmung in VTS verdeutlichen die Komplexität der Aufgabe, ein solches System auszulegen.

Weiter wird die Vorgehensweise der Firma AOA apparatebau gauting gmbh (AOA) beschrieben, um diesen Anforderungen gerecht werden zu können.

Untermauert durch Beispiele wird dargestellt, wo das Verbesserungspotential heutiger VTS zu sehen ist und wie ein schrittweise optimiertes System entsteht.

EINFÜHRUNG

Das Vakuum-Toiletten-System stellt einen wichtigen Bestandteil der Passagiersysteme dar. Ein sicherer Abtransport des Schwarzwassers muß sowohl im Flug wie am Boden gewährleistet sein.

In heutigen Systemen wird dazu die Toilette mit einer geringen Menge Frischwasser gespült. Anschließend wird das Schwarzwasser aus der Toilette in den Aufbewahrungstank befördert, wobei dieser Transport wesentlich durch einen Differenzdruck zwischen Kabine und Tank unterstützt wird.

1. AUFBAU VON VAKUUM-TOILETTEN-SYSTEMEN

Ein typisches VTS ist in Abbildung 1 dargestellt. Merkmale der Toiletten sind ein Wasserventil für die Zufuhr von Frischwasser bei der Spülung sowie ein Spülventil am Ausgang der Toilette zum Schwarzwassersystem (s. Abbildung 2).

Weiter sind die Sammel tanks mit Fest-/Flüssigabscheider spezifisch für VTS.

Weitere Komponenten wie Ventile und Sensoren sowie ein Vakuumgenerator, sind für die Systemfunktion erforderlich. Das VTS wird von einem Vakuum System Controller gesteuert und überwacht.

2. WARUM VAKUUM-TOILETTEN-SYSTEME?

Eine Analyse mit Bewertung alternativer Systeme zur Entsorgung des Schwarzwassers im Flugzeug führte zu folgenden Ergebnissen:

Die klassischen Toilettensysteme, die auf Gravitation basieren, erfordern eine große Menge Spülwasser. Dies ist im Hinblick auf die großen Nutzlastanforderungen künftiger Flugzeuge nicht akzeptabel.

Die früher verwendeten Rezirkulationstoiletten werden bei neu entwickelten Flugzeugen aus Umweltgründen nicht mehr eingesetzt [1].

In mechanischen Systemen, die z.B. auf Pumpen basieren, kann eine effiziente Entleerung der Toilette nur sehr schwer erreicht werden. Dies führt zu noch höherer Systemkomplexität als bei VTS.

Im übrigen stellen die luftfahrtspezifischen Anforderungen kaum zu überwindende Hürden für alternative Systemkonzepte dar.

Somit ist das Konzept des VTS auch für zukünftige Flugzeuge als die wirtschaftlichste Lösung anzusehen.

3. TYPISCHE PROBLEME VON VAKUUM-TOILETTEN-SYSTEMEN

Die Toilettenspülzeit beträgt standardmäßig z. Zt. 4 Sekunden unabhängig vom Abstand der Toilette bis zum Tank. Dies ist meist nicht ausreichend, um das Fördergut bis zum Tank zu befördern. Dies trifft insbesondere auf weit vom Tank entfernte Toiletten zu. Die ungesättigte Luft streift über das am Rohrboden lieengebliebene Fördergut und verursacht eine Verdunstung und somit eine Konzentrationserhöhung der in der Flüssigkeit vorhandenen Salze. Wenn die Löslichkeitsgrenze überschritten wird, werden die Salze in Form von Aerosolen mit der Luftströmung transportiert. Die Salze bilden die im Rohr auftretenden Magnesium- und Kalziumphosphatablagerungen [2].

Die dadurch entstandenen sog. Harnsteinablagerungen setzten die Systemfunktionalität stark herab.

Dieser Prozeß wird auch durch den sog. "Backflow" verstärkt. Vor dem Öffnen des Toilettenspülventils herrscht der gleiche Unterdruck auf beiden Seiten der Eintrittsverbindung in der Hauptförderleitung. Nach der Spülung füllt sich das Rohr stromaufwärts mit Kabinendruck auf. Dies führt dazu, daß eine Förderung des Schwarzwassers nicht nur in Richtung zum Tank, sondern auch stromaufwärts stattfindet. Das Fördergut, das durch den "Backflow" in die falsche Richtung transportiert wird, bleibt größtenteils liegen und wird erst wieder transportiert, wenn eine weiter stromaufwärts liegende Toilette gespült wird.

Die Entfernung der Ablagerungen ist mit großem Aufwand verbunden und trägt somit zu einem erheblichen Anteil der Wartungskosten heutiger VTS bei.

4. ANFORDERUNGEN AN KÜNFTIGE VAKUUM-TOILETTEN-SYSTEME

Obwohl die jetzigen VTS-Toiletten einen Frischwasserverbrauch von weniger als 0,2 l pro Spülung aufweisen, wird ca. ein Drittel des gesamten Frischwasservorrates im Flugzeug nur für die Toilettenspülung genutzt [3]. Eine Verringerung der Spülmenge führt zu einer erheblichen Gewichtsreduzierung.

Um den Passagierkomfort zu erhöhen muß die Geräuschbildung bei der Toilettenspülung verringert werden.

Weiterhin muß die Strömungsmechanik optimiert werden, um die Gefahr von Ablagerungen oder gar Verstopfungen zu verringern.

Darüber hinaus sollen präventive Maßnahmen zur Vermeidung von Ablagerungen entwickelt werden.

Schließlich müssen die Komponenten des VTS der Zukunft extrem wartungsfreundlich sein, um die Betriebskosten möglichst gering zu halten.

5. VORGEHENSWEISE BEI AOA

Zur Erfüllung dieser Anforderungen sind nach unserer Meinung drei Grundvoraussetzungen erforderlich:

- Erfahrung
- Theorie
- Versuch

AOA stützt sich auf über 50 Jahre erfolgreiche Arbeit als Luftfahrtausrüster. Seit mehr als 15 Jahren beschäftigt sich AOA intensiv mit VTS.

Die Erarbeitung einer umfassenden Theorie der Strömungsvorgänge ist erforderlich, um künftige VTS optimal auslegen zu können. Nur dadurch können Einsatzgrenzen bestimmt und Systemfunktionen optimiert werden. Die Simulation erlaubt auch eine erhebliche Reduktion der aufwendigen Versuche.

Die Dreiphasenströmung in VTS ist dadurch charakterisiert, daß die drei Zustandsformen Gas-, Flüssig- und Festform gleichzeitig in einem nicht homogenen Mischungsverhältnis auftreten.

Andere charakteristische Merkmale der Dreiphasenströmung in VTS wie das vollkommen instationäre Verhalten und die Überlagerung verschiedener thermodynamischer Vorgänge erschweren zusätzlich die theoretische Simulation.

Noch dazu kommt, daß das Fördergut im VTS einen nicht linearen Zusammenhang zwischen der Schubspannung und der Schergeschwindigkeit (nicht-Newtonisch) aufweist.

Ein typischer Spülvorgang kann in drei aufeinander folgende Schritte aufgeteilt werden (s. Abbildung 3).

Die theoretische Beschreibung erfolgt nach der Ähnlichkeitstheorie. Dabei werden die drei Schritte, durch dimensionslose Kennzahlen getrennt, erfaßt. Die größte Schwierigkeit besteht in der Auswahl der relevanten Kennzahlen. Eine versuchstechnische Verifizierung des theoretischen Modells ist erforderlich, um die Gültigkeitsgrenzen festzulegen.

Die Fa. AOA arbeitet auf diesem Gebiet mit der Universität Karlsruhe, Institut für Fördertechnik, Abteilung Strömungsfördertechnik unter Leitung von Prof. Dr. Ing. Weber zusammen.

Aufgrund der großen Bandbreite in der Konsistenz des Fördergutes und wegen der schlechten Reproduzierbarkeit experimenteller Ergebnisse sind Versuchsergebnisse nur dann aussagekräftig, wenn sie in wirklichkeitsnahen und damit aufwendigen Prüfständen erarbeitet werden.

Hierfür ist die Firma AOA hervorragend ausgerüstet. Folgende Prüfstände sind vorhanden (s. Abbildung 4):

- ein auf der Welt einmaliger kompletter Nachbau des Airbus A330/A340 VTS
- ein VTS mit 67 Meter Rohrleitungslänge und 2-Deck-Anordnung zur Simulation eines VTS für einen Megaliner
- diverse Prüfanordnungen für Detailuntersuchungen
- Prüfstand zur Verifikation des theoretischen Modells für die Dreiphasenströmung

Die gesamte Versuchstechnik ist computergesteuert. Massenströme, statische Druckmessungen, Temperaturen und Massenanteile können simultan gemessen werden. Für schwer zu erfassende Vorgänge wird Videotechnik eingesetzt.

6. ERREICHTE ERGEBNISSE BEI AOA

Durch die Entwicklung und Erprobung des AOA-alternativen VTS für den Airbus A330/A340 (s. Abbildung 1) konnten sehr wichtige Kenntnisse sowohl auf der System- wie auch der Komponentenebene gewonnen werden.

Im Rahmen des BMBF-Forschungsvorhabens "Passagiersysteme" hat AOA verschiedene Konzepte für das VTS eines Megaliners untersucht und ist derzeit dabei, das ausgewählte System weiter zu definieren und aufzubauen.

Wesentliche Innovationen betreffen eine optimierte Regelung der Ventilöffnungszeiten mit einem zusätzlichen Ventil am Anfang der Leitung, verbesserte Komponenten sowie ein weiter integriertes System durch Anbindung des aus den Waschbecken und Bordküchen stammenden Grauwassers.

Die Firma AOA hat durch die Arbeit zur Theoriebildung der Dreiphasenströmung in VTS einen wichtigen Beitrag zur Ermöglichung einer theoretischen Simulation geleistet.

7. AUSBLICK

Basierend auf der bei AOA vorhandenen Erfahrung in der Luftfahrt, der Arbeit zur Theoriebildung der Dreiphasenströmung sowie der im Hause vorhandenen versuchstechnischen Möglichkeiten leitet sich folgende Vorgehensweise im Hinblick auf VTS ab:

- ein kontinuierlicher Verbesserungsprozeß der Toiletten vor allem im Hinblick auf den Spülwasserverbrauch sowie Geräuschbildung
- Erarbeitung eines vollständigen Modells zur Simulation der Dreiphasenströmung in VTS unter Berücksichtigung der langfristigen chemischen und physikalischen Einflüsse
- Technologienachweis eines VTS für einen Megaliner

Durch diese Schritte wird AOA ein optimiertes VTS der Zukunft bereitstellen und damit einen wichtigen Beitrag für den Erfolg zukünftiger Airbus-Flugzeuge leisten können.

A330/A340 VACUUM TOILET SYSTEM

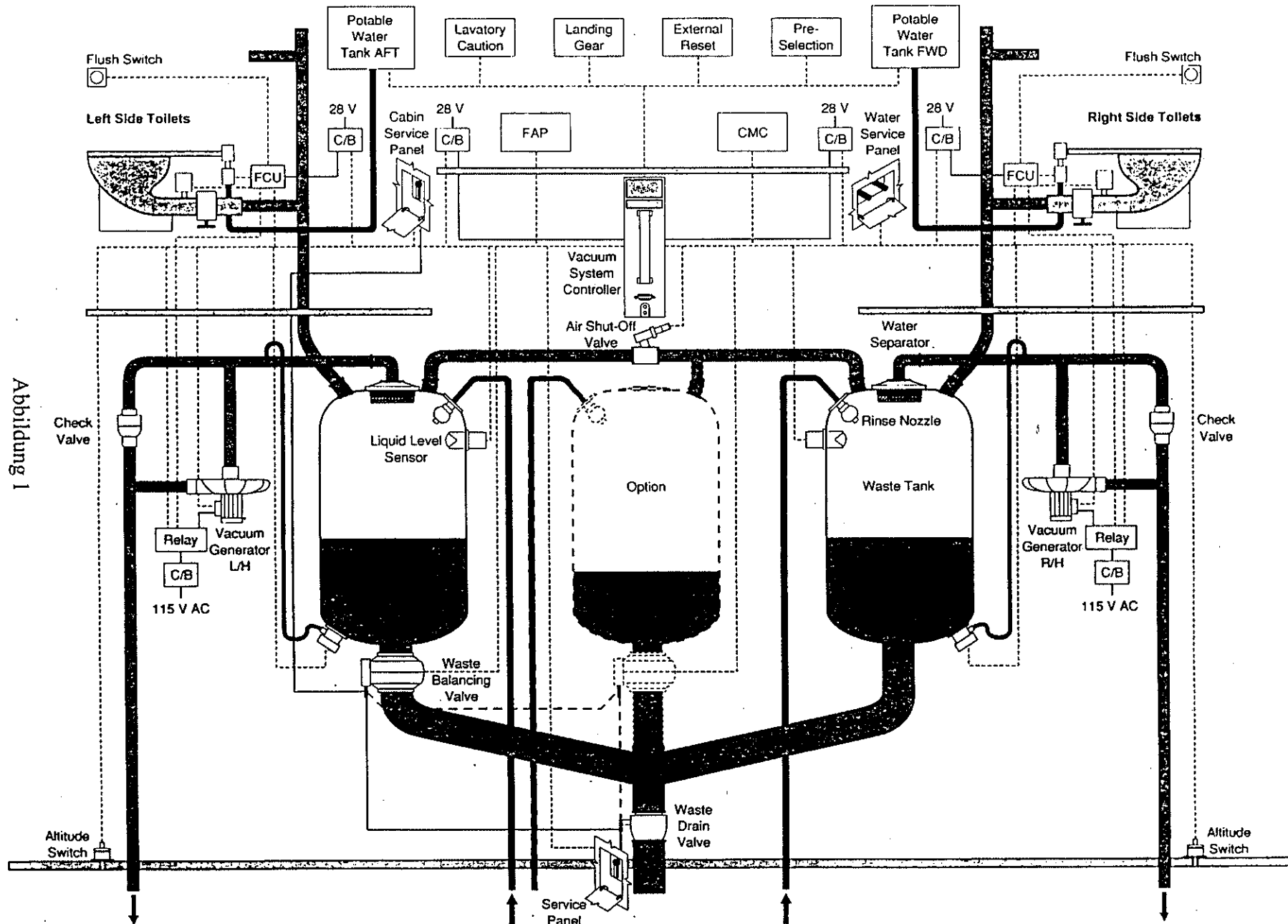


Abbildung 1
AOA alternatives VTS für Airbus A330/A340

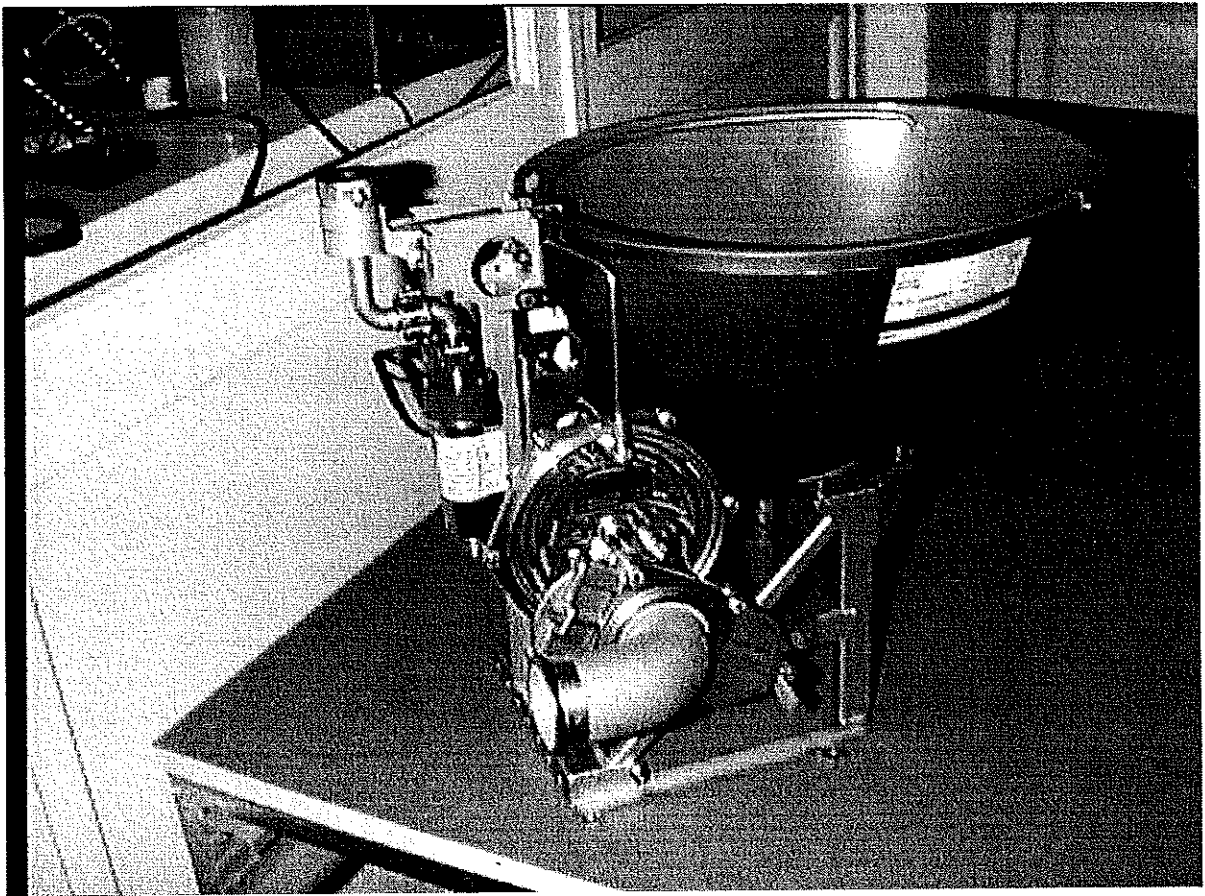


Abbildung 2
AOA alternative Toilette für Airbus A330/A340

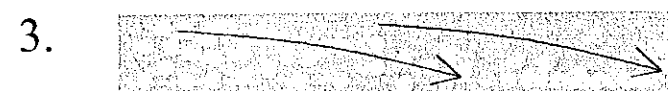
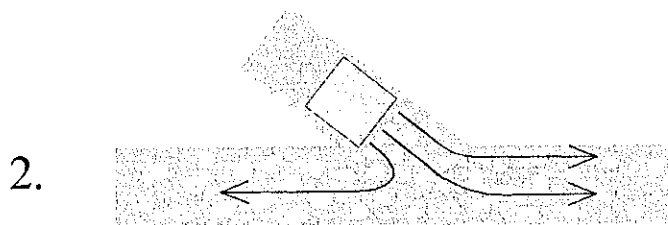
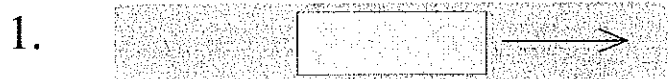
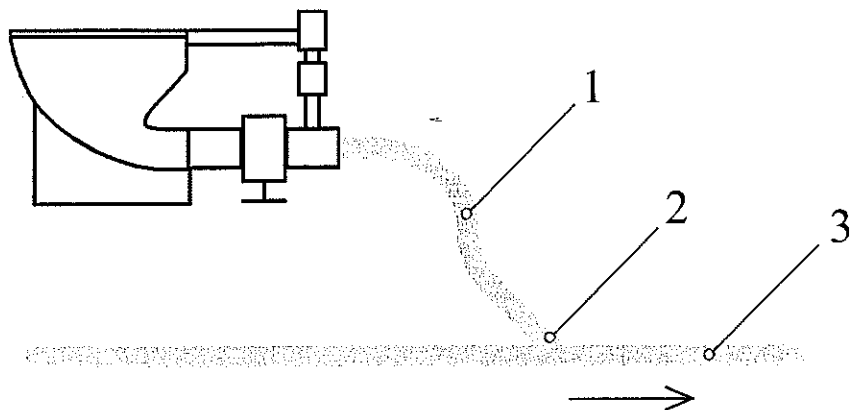


Abbildung 3
Schematische Darstellung eines typischen Spülvorgangs

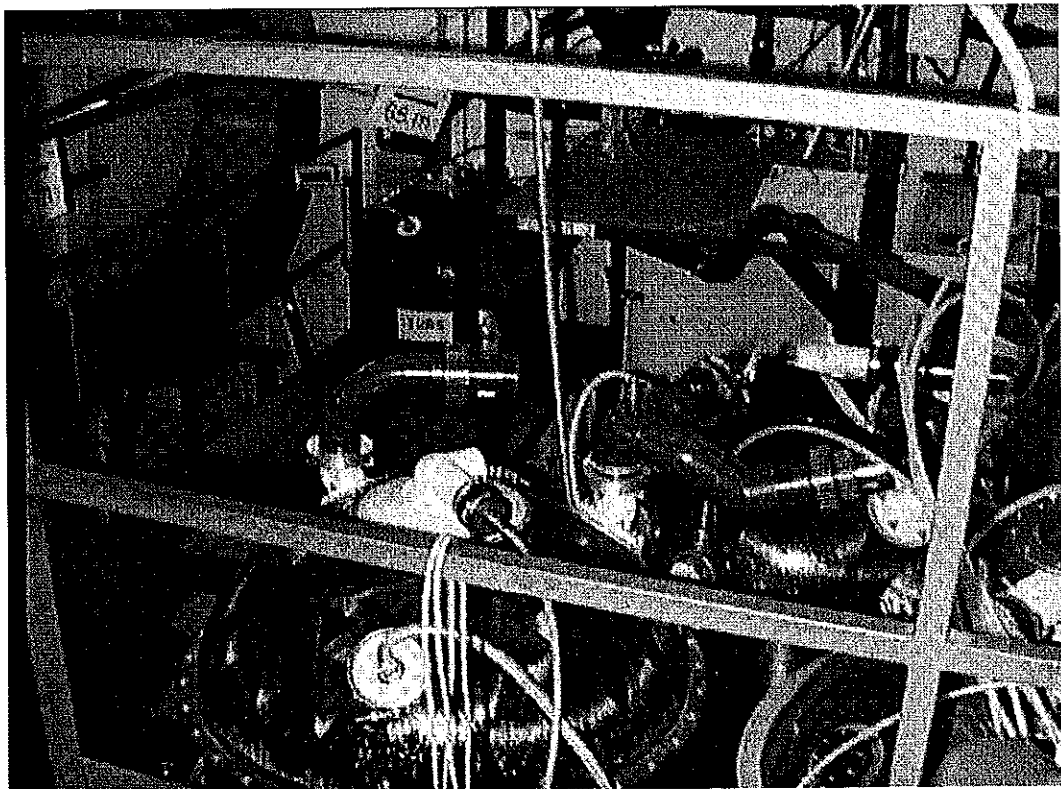
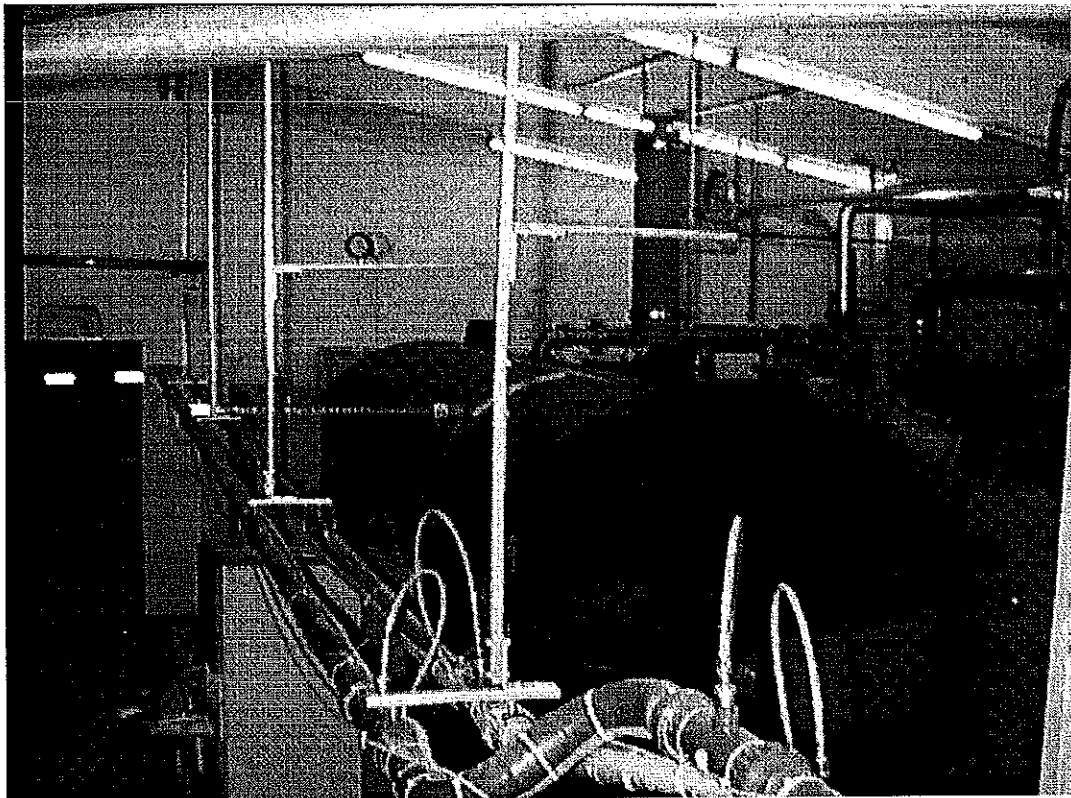


Abbildung 4
Übersicht der bei AOA vorhandenen Versuchseinrichtungen

LITERATURNACHWEIS

- [1] VDI-Nachrichten Nr. 13 / 31. März 1971
- [2] Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH, "Analyse von Ablagerungen in einer Vakuumleitung des A330/A340 Wassersystems"
- [3] Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH,
Technical Note No.: EX-P/AP6-002/03/96

Water- und Wastesysteme im modernen Flugzeugbau

*Dieter Muser
MAN Technologie AG
Liebigstr. 5a, 85757 Karlsfeld*

Das Wasser- und Abwassersystem eines Flugzeuges ist ein komfortrelevantes System - bei Mittel- und Langstreckenflügen jedoch unabdingbar. Die komplexen Systeme bestehen im wesentlichen aus Speichertanks, Transportsystem sowie Meß- und Regeleinheit.

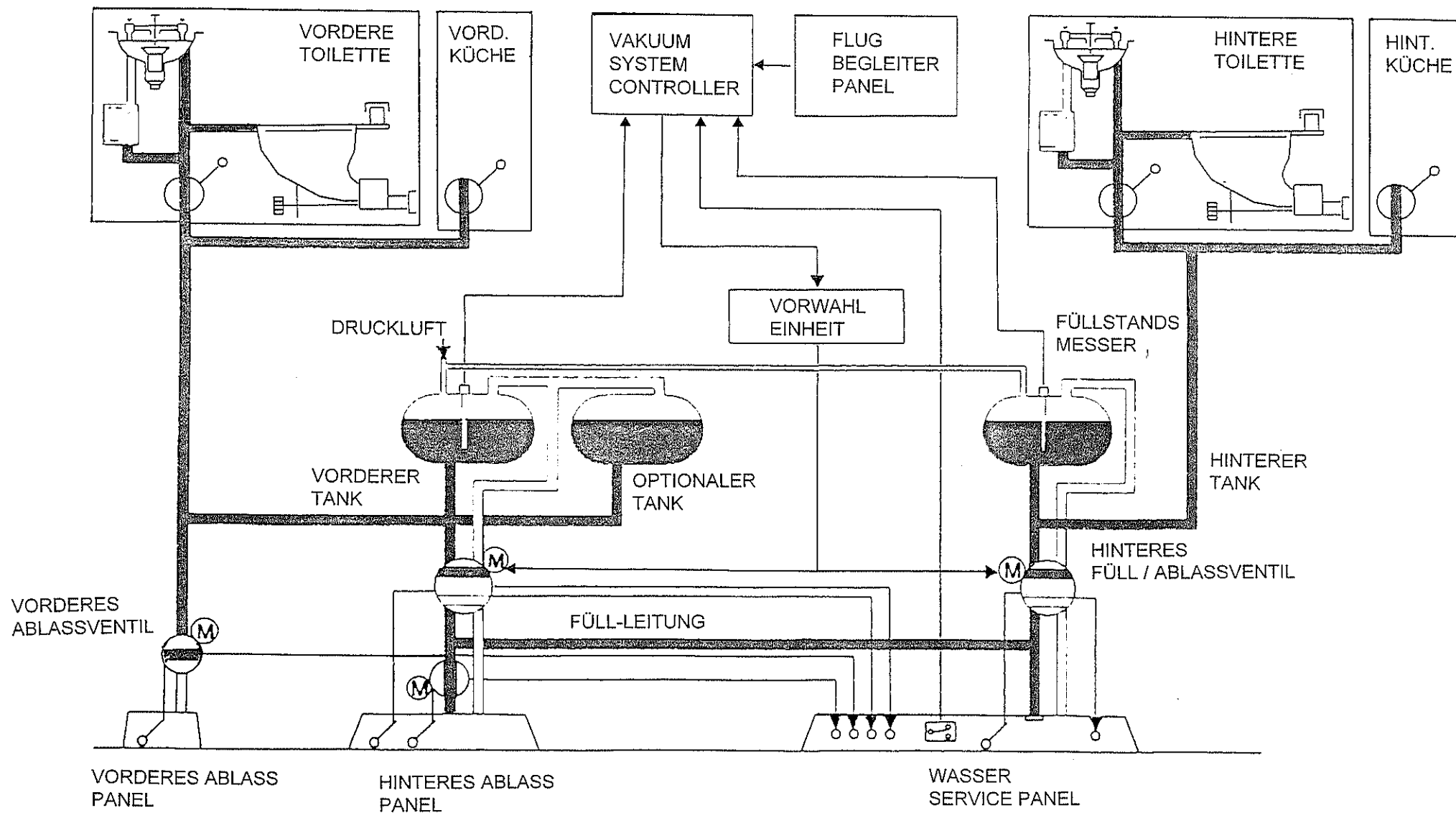
Der Frischwasservorrat von 2,5 bis 3,5 Litern pro Passagier wird in gewickelten kohlenstoffaserverstärkten (CFK) Tanks mit Kunststoffliner bereitgestellt. Bleed Air oder ein Kompressor stellen den Betriebsdruck von 1,8 bis 2,1 bar sicher, der das Frischwasser über Edelstahlleitungen zu den Verbrauchern bringt. Je nach Verlegung der Leitungen sind diese beheizt. Über mechanische, federbelastete Wasserhähne und elektrische Ventile in der Toilette wird das Wasser entnommen.

Im Abwassersystem sorgt ein Unterdruck von ca. 0,5 bar in Tank und Leitungen für den Medien-Transport in die Abwassertanks. Aus Korrosions- und Gewichtsgründen sind die Leitungen aus Titanlegierungen. Die Tanks besitzen einen dünnen Edelstahlliner, der mit CFK umwickelt ist. Der Vakuum Systems Controller sorgt für eine geregelte Betätigung der Spülventile, damit ausreichend Unterdruck zur Verfügung steht. Dieser wird in den Reiseflughöhen durch die Differenz zum Außendruck der Kabine und in niedrigen Flughöhen durch einen schnellanlaufenden Vakuumgenerator dargestellt.

Zukünftige Grauwassersysteme ermöglichen durch die Nutzung von aufbereitetem Handwaschwasser zur Toilettenspülung geschlossene Systeme ohne Drain Mast bei gleichen Gesamtkosten und niedrigeren Betriebskosten.

Die Anwendung von BUS-Systemen führt zu intelligenten Baueinheiten, deren Elektronik dezentral die Messung und Regelung von Füllständen und Ventilpositionen übernimmt, den Aufwand für Verkabelungen reduziert und die Verfügbarkeit der Einzelsysteme erhöht. Ein zentraler Rechner wird nicht mehr erforderlich.

FRISCHWASSER SYSTEM



Wassersysteme

Daten

Wasserverbrauch

Toilettenspülung 0.25 Liter

Waschbecken 0.35 Liter

Wasservorrat

2,5 bis 3,5 Liter pro Passagier (Langstrecke)

Tankvolumen

Airbus A 320 / A 321 216 Liter

Airbus A 330 / A 340 740 Liter / Option 1100 Liter

Boeing 757 480 Liter / 720 Liter

Boeing 747-400 720 Liter

Boeing 777 720 Liter

Canadair RJ 54 Liter

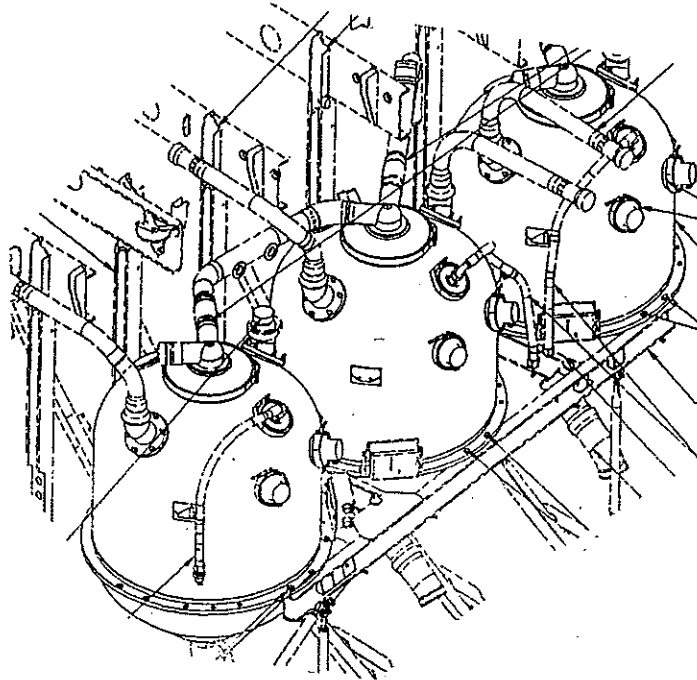
Betriebsdruck

Airbus / Boeing 2 - 3 bar

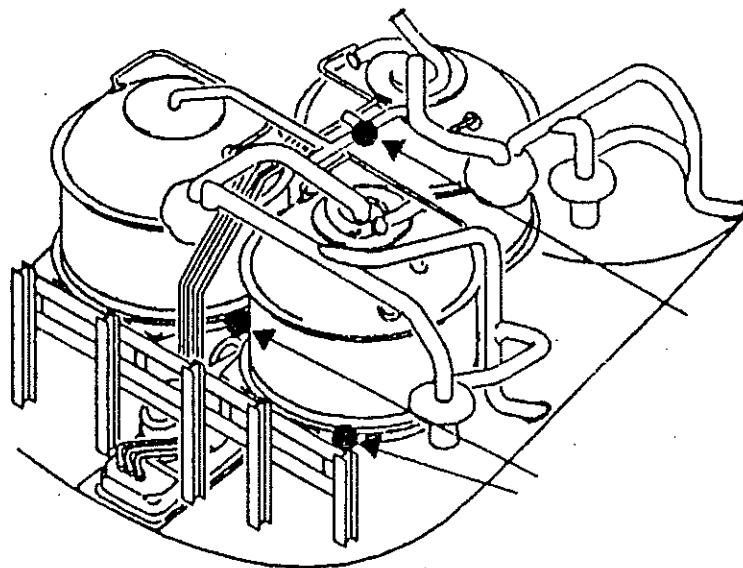
Canadair 4 bar

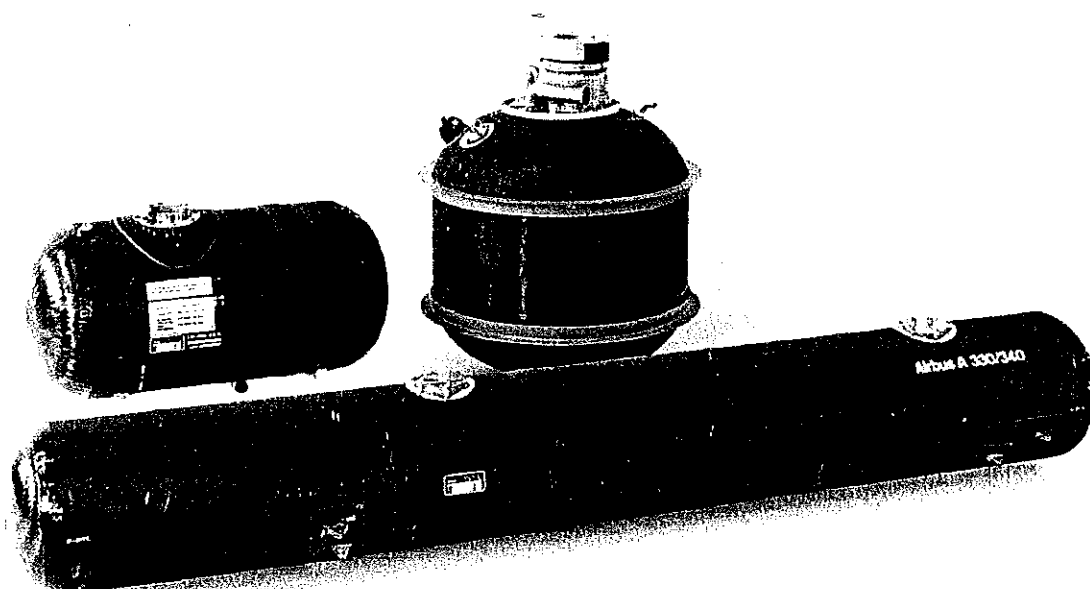
Wassersysteme Tankanordnung

Boeing 777



Airbus A 340





Airbus 319 / 320 / 321

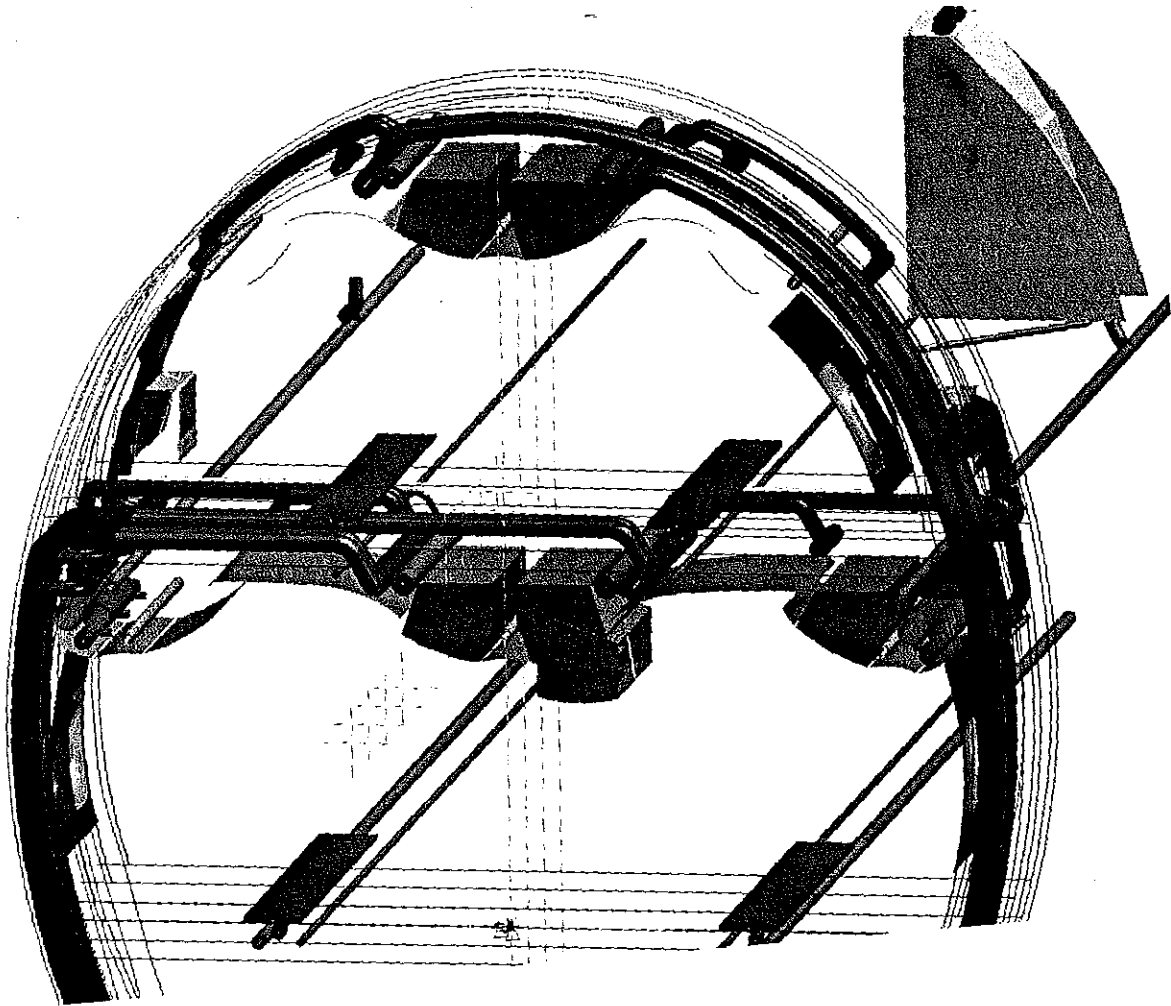
**Trinkwassertank
216L / 57 US gal**

Airbus 330 / 340

**Trinkwasser-Tanksystem
370L / 98 US gal**

**Abwasser-Tanksystem
380L / 100 US gal**

Megaliner Wassersystem Rohrleitungen



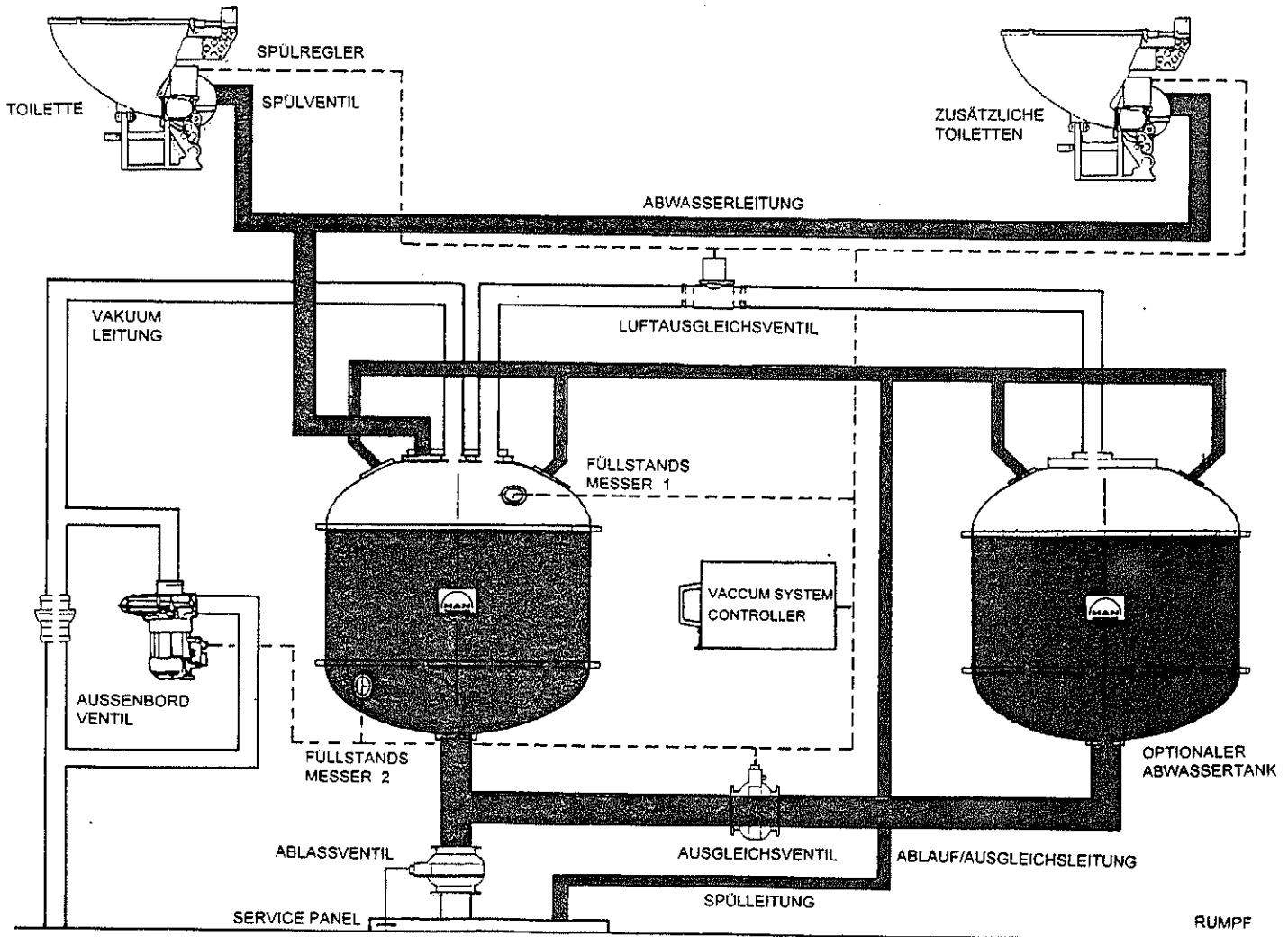
Frischwasser

Abwasser

Entwickelt mit CADD5 von Deutsche Aerospace Airbus

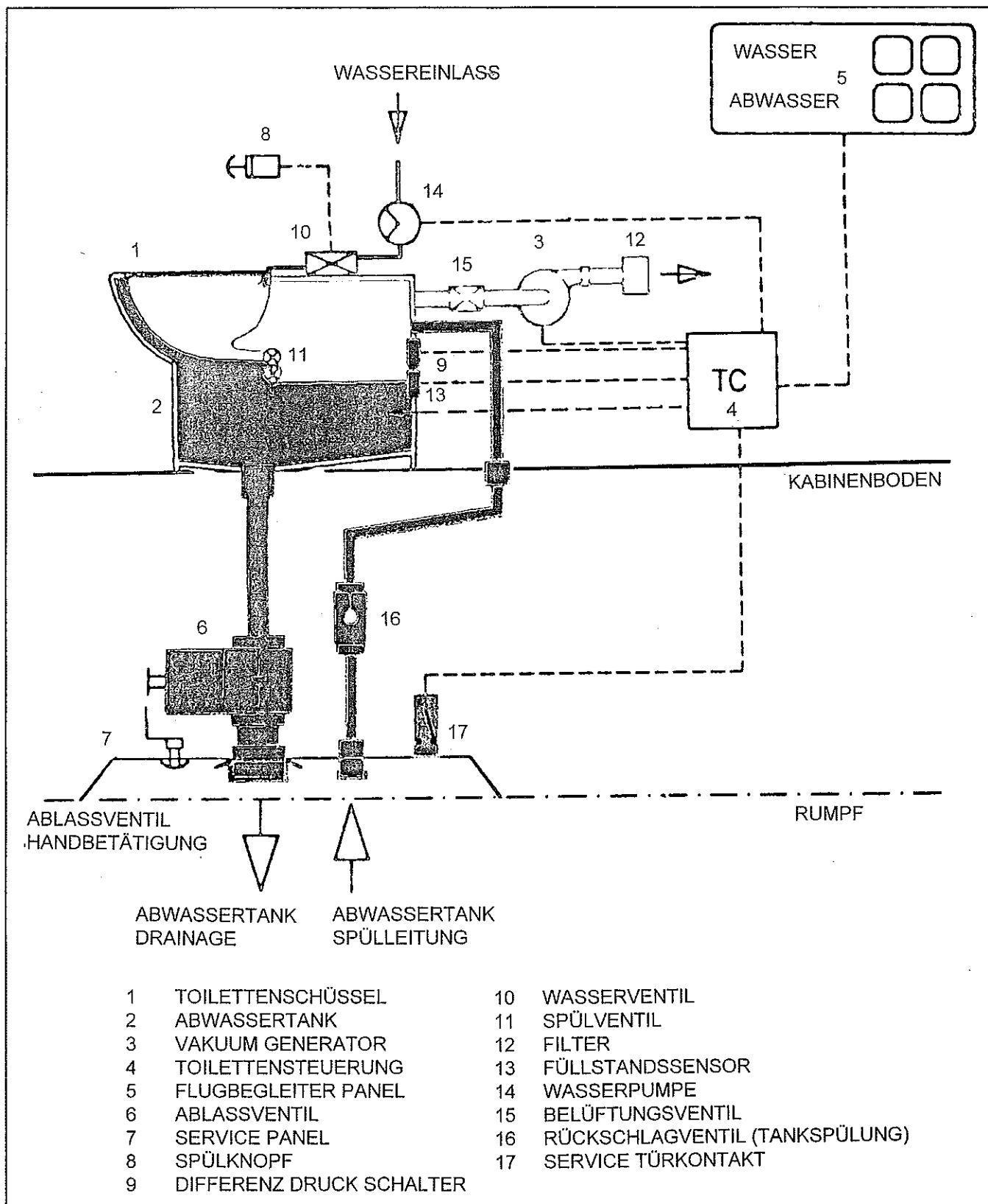
Vakuum Toiletten System

Zentrales System

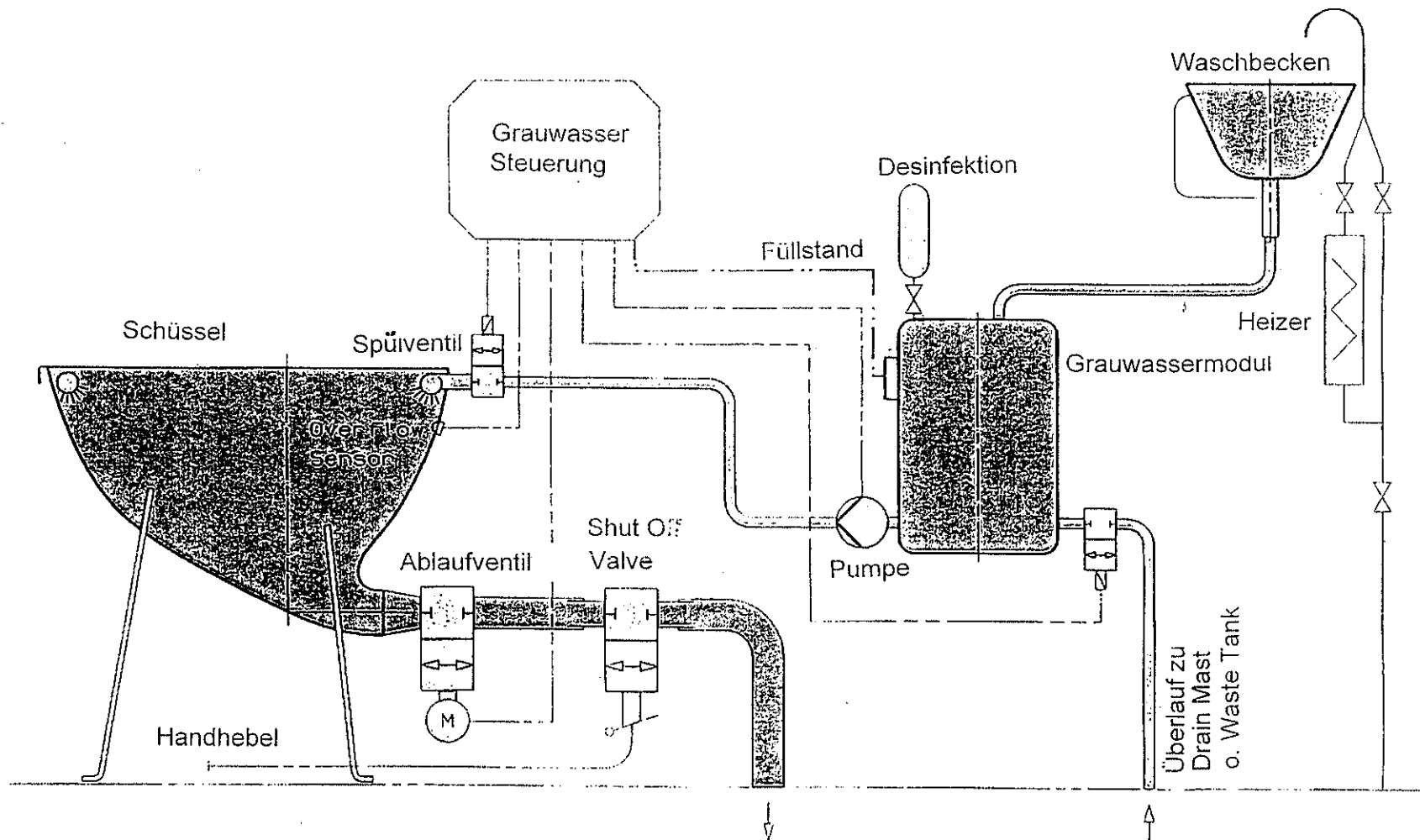


Kompakt Vakuum Toiletten System

Dezentrales System



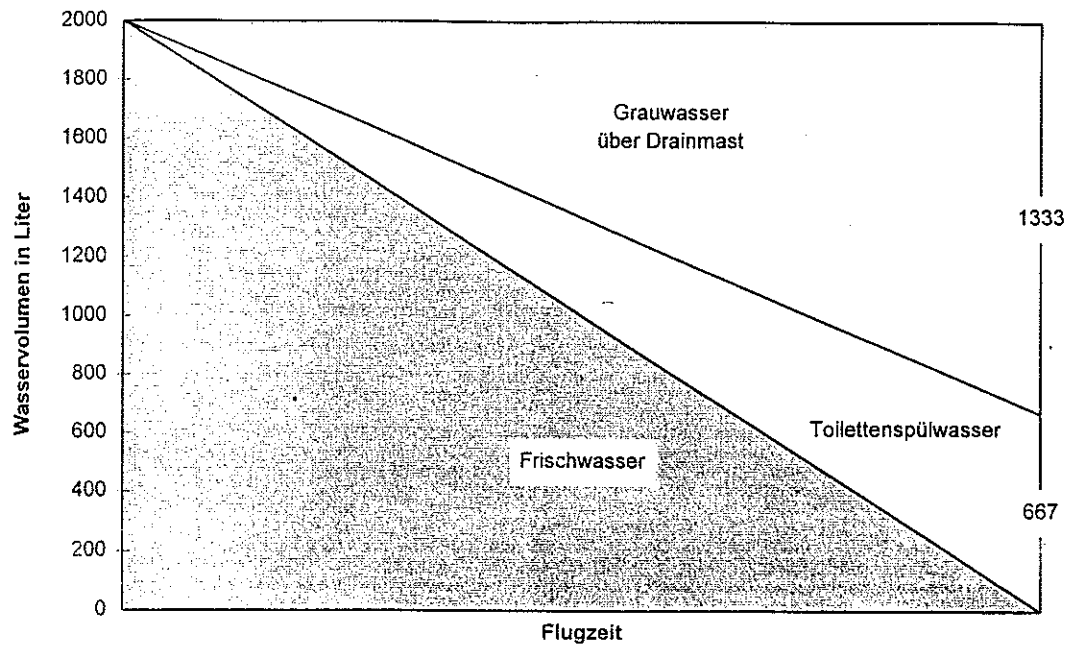
Grauwasseraufbereitung Dezentrales Modul



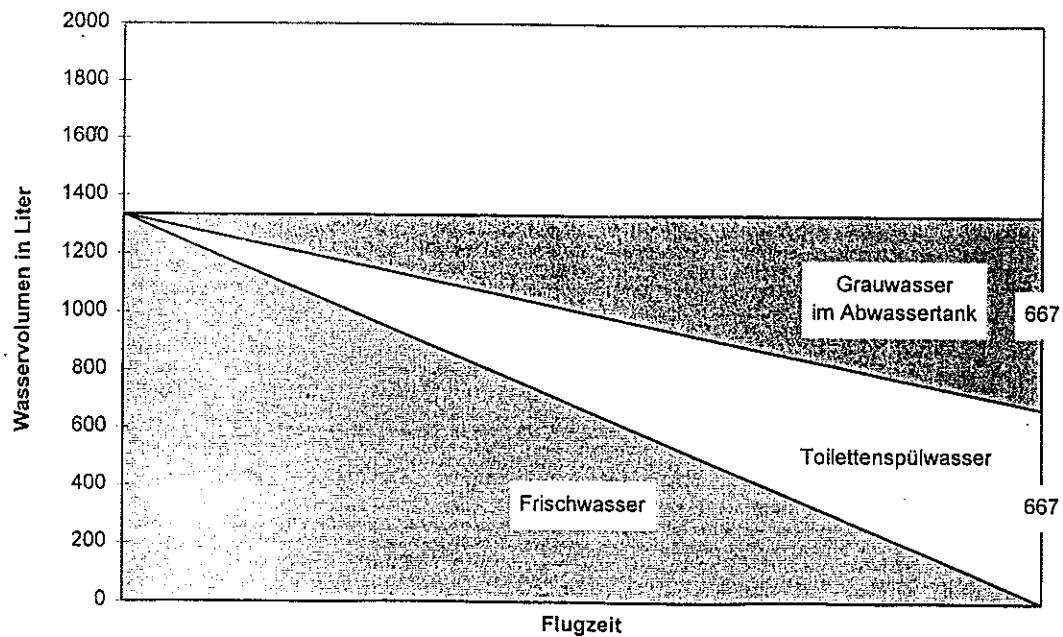
Grauwasseraufbereitung Variable Wassermengen



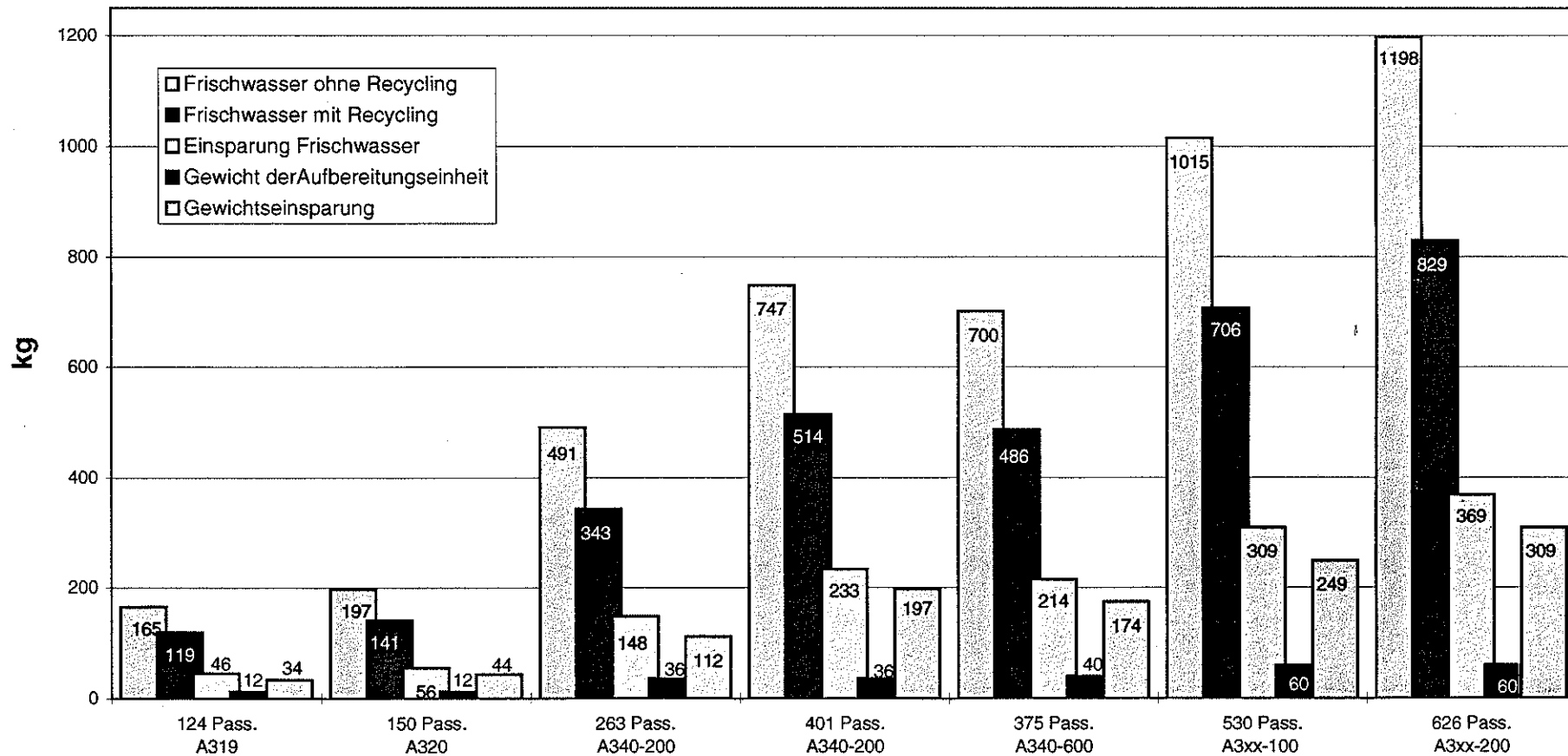
Ohne Grauwasseraufbereitung, mit Drainmast



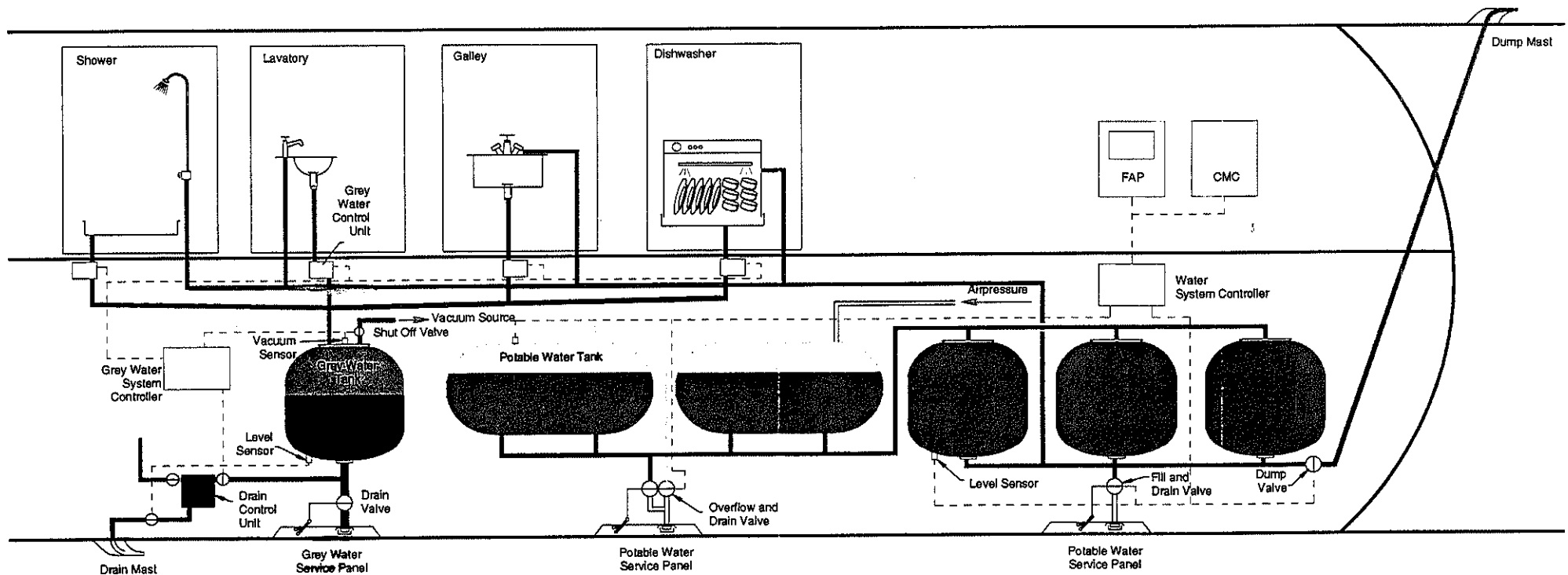
Mit Grauwasseraufbereitung, ohne Drain Mast



Wassersysteme **Gewichtseinsparung mit Grauwasseraufbereitung** **in Abhängigkeit von der Passagierzahl**



Potable Water and Greywater System for VIP Aircraft



Teil C:

Systeme und Flugzeugauslegung

Systemanforderungen für zukünftige Flugzeuge mit adaptiven Flügeln

*Josef Mertens
Daimler-Benz Aerospace Airbus
Technologieprojekte Flugphysik
28183 Bremen*

Kurzfassung

Zukünftige Flugzeuge müssen dem Kunden ein verbessertes Leistungspotential bieten, um gegenüber eingeführten Mustern einen Attraktivitätsvorsprung zu erzielen. Dies umfaßt neben reduzierten direkten Kosten für Anschaffung und Betrieb auch wichtige indirekte Vorteile wie flexiblere Nutzungsbandbreiten der Flugzeugfamilie: Reichweite, Nutzlast, Geschwindigkeit.

Insbesondere die A3XX soll am oberen Ende der Airbuspalette eine neue Familie mit einer weiten Spreizung des wirtschaftlichen Abfluggewichts eröffnen. Erst adaptive Flügeltechnologien ermöglichen diese geforderte Öffnung des Einsatzspektrums.

Zunächst -d.h. für den Ersteinsatz der A3XX- ist hier an die "konventionelle" variable Wölbung gedacht, die beweglichere Landeklappen nutzt:

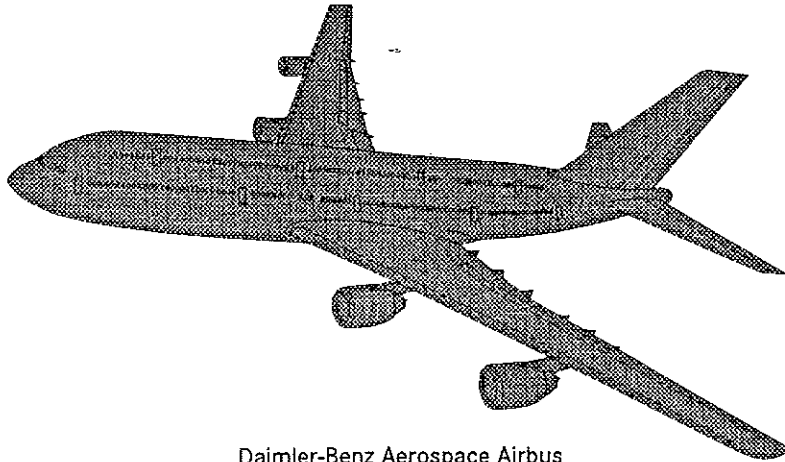
Die geforderten Mindestrollraten erfordern für ein Riesenflugzeug wie die A3XX zusätzliche Rollsteuerflächen: zum Rumpf hin erweiterte Querruder. Verbesserte Hochauftriebsleistungen für die schwersten Familienmitglieder werden erreicht durch erweiterte Hochauftriebsklappen unter Einschluß des Querruderbereichs. Reduzierter Lärm bei Start und Landung erfordert leistungsfähige Hochauftriebssysteme, die einen steilen An- und Abflug bei niedriger Geschwindigkeit erlauben; dabei ist Durchstartfähigkeit sicherzustellen. Dies ermöglicht eine neuartige Kombination von Fowlern mit unabhängig angesteuertem Tab (Hinterkantenklappe). Die variable Wölbung nutzt diese erweiterten Fähigkeiten des Hochauftriebs- und Quersteuersystems mit Ergänzungen im Reiseflug zur Leistungserhöhung, Erweiterung des günstigen Flugbereichs und Abminderung strukturkritischer Lasten. Die aktive Lastminderung ermöglicht u.a. aerodynamisch günstige Flügelstreckungen bei Großflugzeugen.

Für spätere Familienmitglieder der A3XX und zukünftige Airbus-Projekte sind weitere Elemente des adaptiven Flügels vorgesehen, welche die Flügelgeometrie den Strömungszuständen besser anpassen und ungünstige Strömungszustände weiter hinausschieben:

"Stoßbeulen" im Spoilerbereich, verformbare Flügelhinterkanten, Ablöseverzögerer an der Hinterkante bzw. im hinteren Flügelbereich, Absaugesysteme zur Laminarhaltung der Flügelumströmung oder gar aktive Flügeloberflächen, die mit lokal geregelten Mikrosystemen belegt sind.

Diese Elemente werden unter dem Leitkonzept ADIF konzipiert und müssen gemeinsam mit Ausrüstern entwickelt werden.

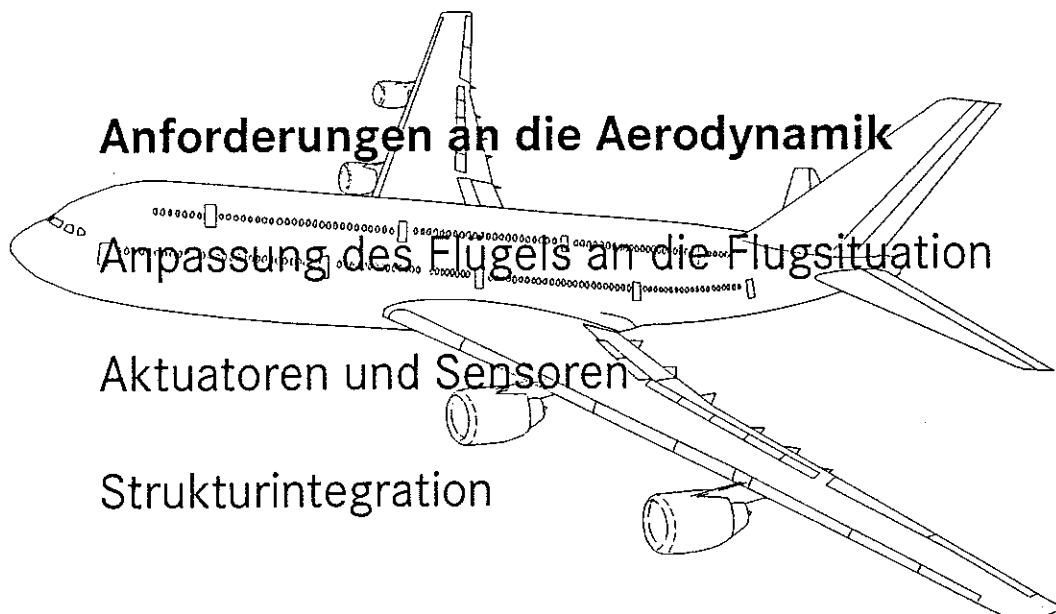
Systemanforderungen für zukünftige Flugzeuge mit adaptiven Flügeln



Daimler-Benz Aerospace Airbus
Aerodynamik Bremen
Josef Mertens

MER_FST97_1/a\FST_H4_1.pre / 16.09.1997 / 1

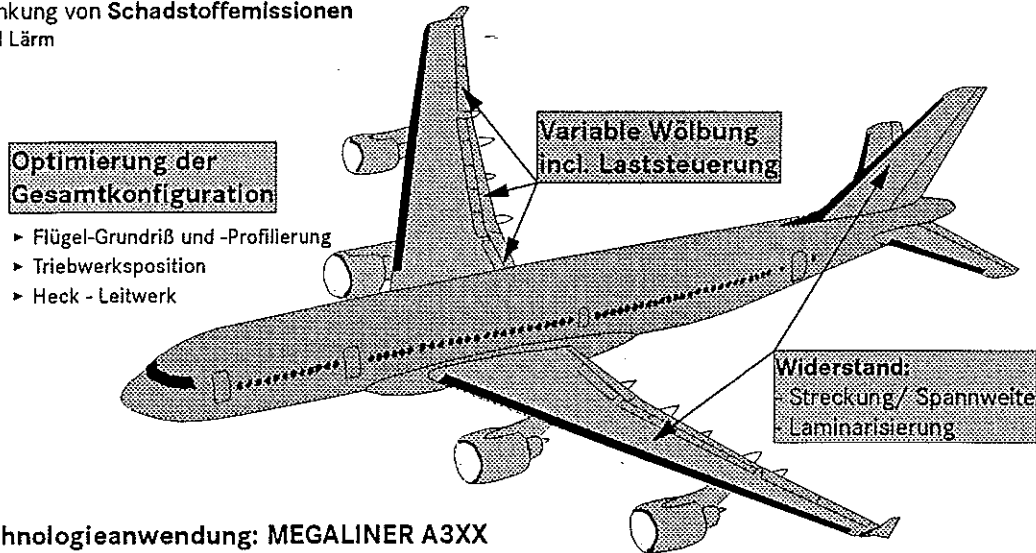
Übersicht



MER_FST97_1/a\FST_H4_1.pre / 16.09.1997 / 2

Anforderungen an den Reiseflug

- Senkung der **Betriebskosten** (Kraftstoffverbrauch => Kraftstoff- und Strukturgewicht)
- Steigerung der **Einsatzflexibilität** (Payload, Range, Geschwindigkeit)
- Senkung von **Schadstoffemissionen** und **Lärm**



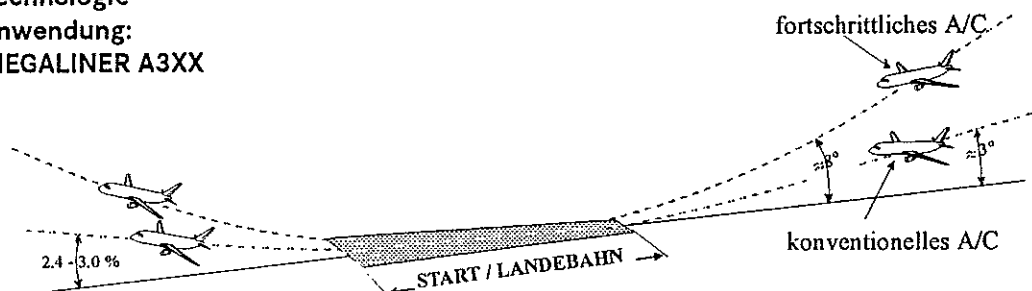
MER_FST97_1/a\FST_HH_Lpre / 16.09.1997 / 3

Anforderungen an Start / Landung

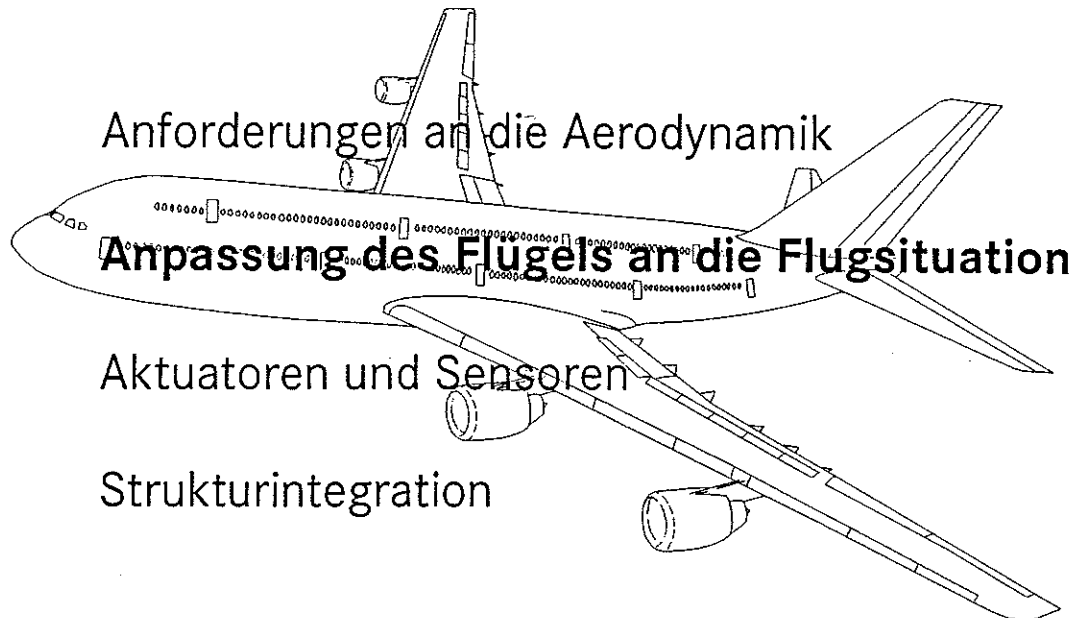
- ▶ Erweiterung des Markt- und Einsatzspektrums durch kürzere Start- und Landestrecken
- ▶ höhere Umweltakzeptanz durch reduzierte Schadstoff- und Lärmemissionen
- ▶ Steigerung der Flughafenkapazitäten durch dichtere An- und Abflugfolge
- ▶ Reduktion der Kosten durch Erzielung gleicher aerodynamischer Leistung bei geringerer Systemkomplexität

Multifunktionales Klappensystem

Technologieanwendung:
MEGALINER A3XX



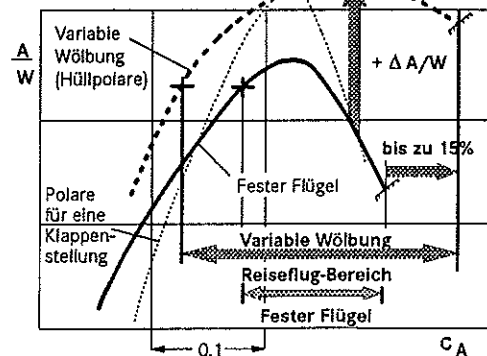
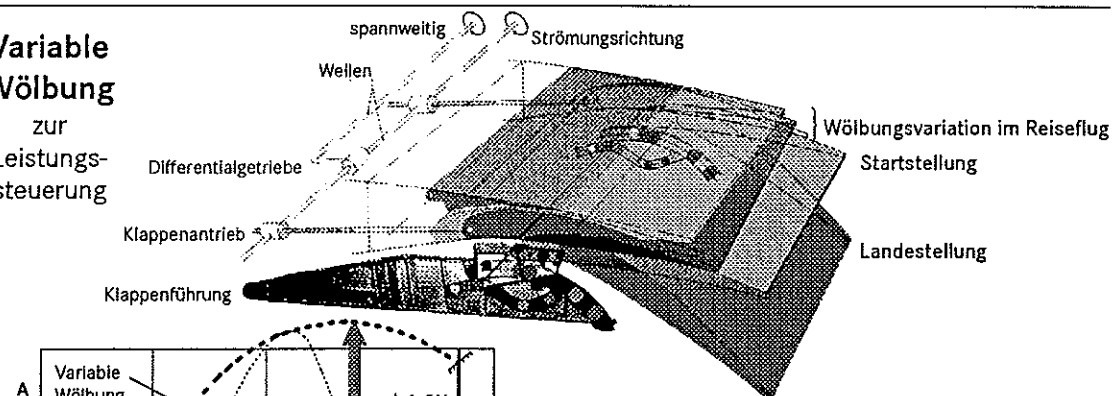
MER_FST97_1/a\FST_HH_Lpre / 16.09.1997 / 4



MER_FST97_1/a\FST_HH_1_pre / 16.09.1997 / 5

Variable Wölbung

zur Leistungssteuerung

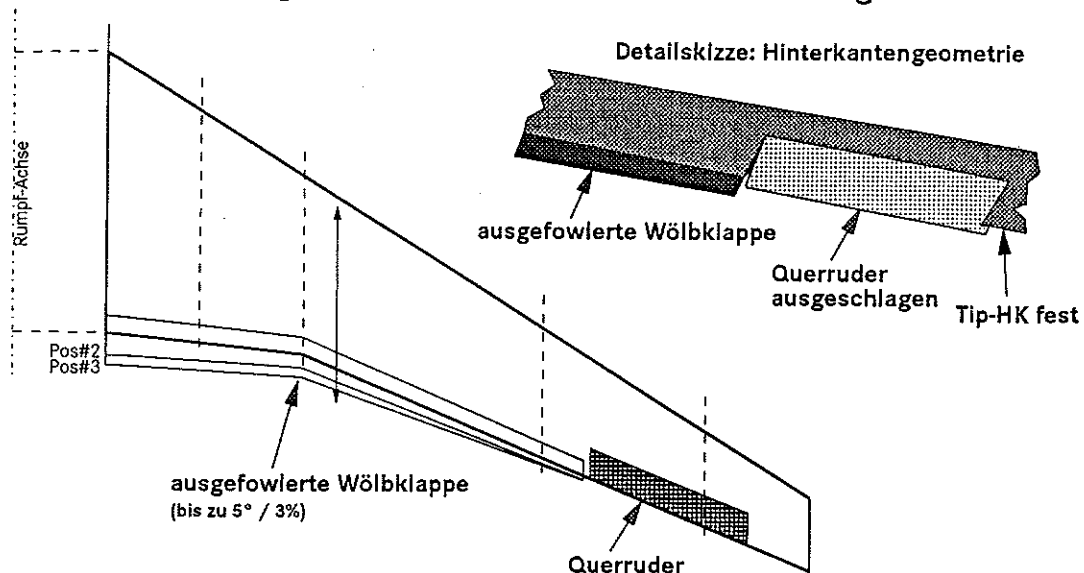


Nutzung der Hochauftriebs- und Steuerflächen auch im Reiseflug

-  Erweiterung des Flugbereichs (Mach, Range, Gewichtserhöhung)
-  Leistungsverbesserung
-  Korrekturpotential für spätere Anpassungen
-  Lastminderung

MER_FST97_1/a\FST_HH_1_pre / 16.09.1997 / 6

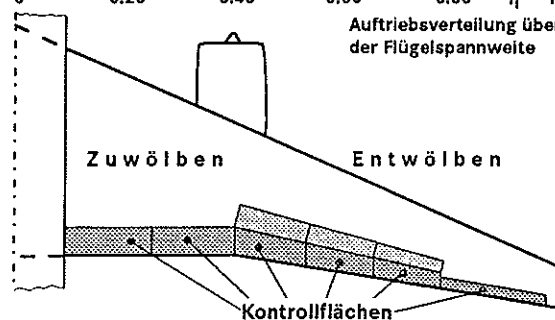
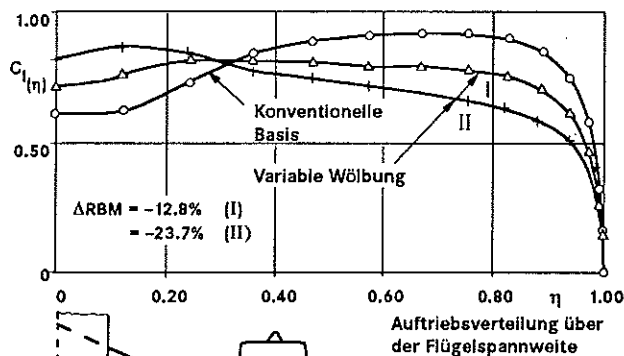
Flügel "konventioneller" variabler Wölbung



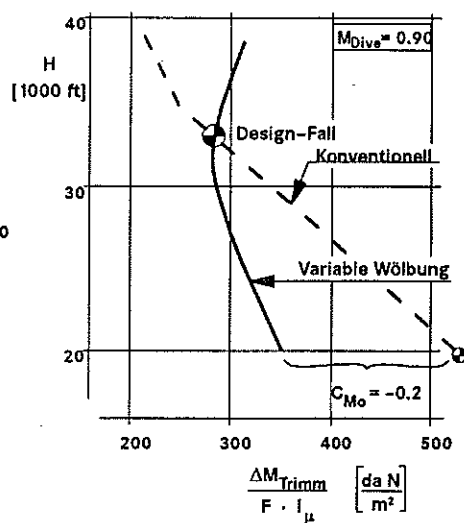
Hinweis: die geometrischen Verhältnisse sind Übertrieben dargestellt

MER_FST97_1/a/FST_9H_1.pre / 16.09.1997 / 7

Aktive Manöverlast-Kontrolle

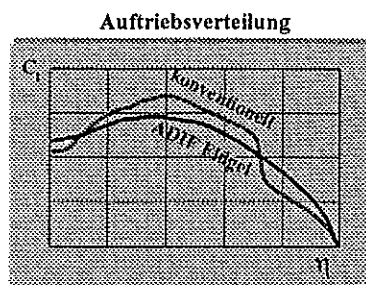
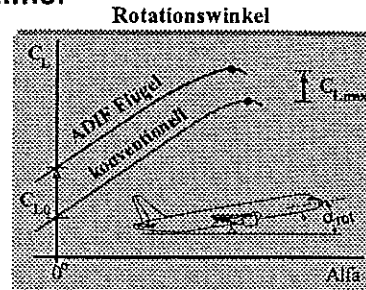
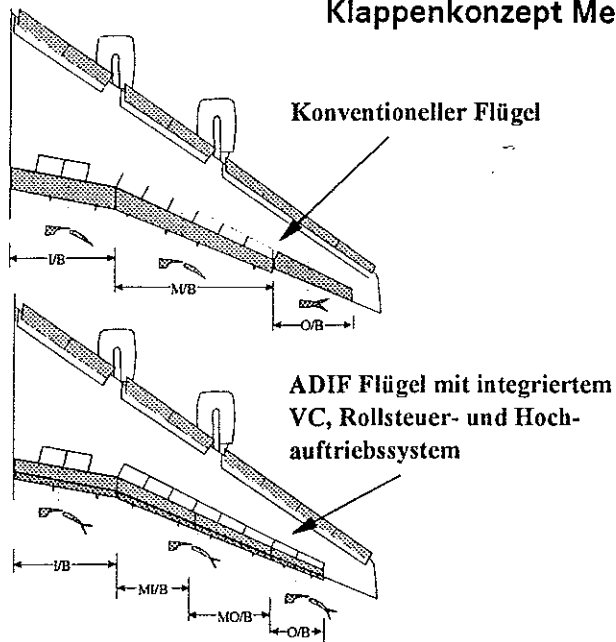


Kontrolle der Trimmlasten



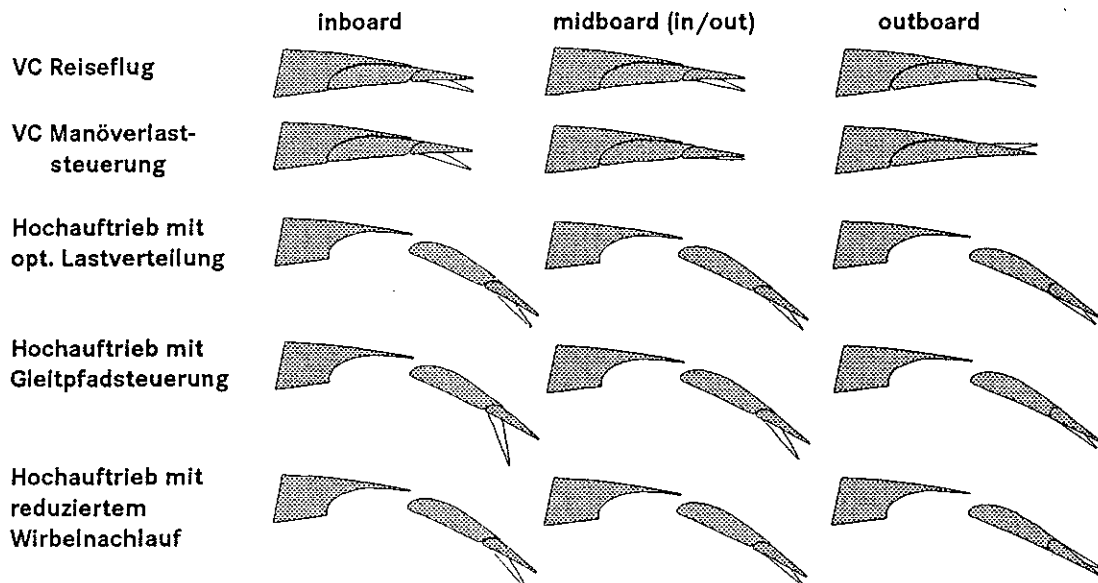
MER_FST97_1/a/FST_9H_1.pre / 16.09.1997 / 8

Klappenkonzept Megaliner



MER_FST97_1/a\FST_104_1.pre / 16.09.1997 / 9

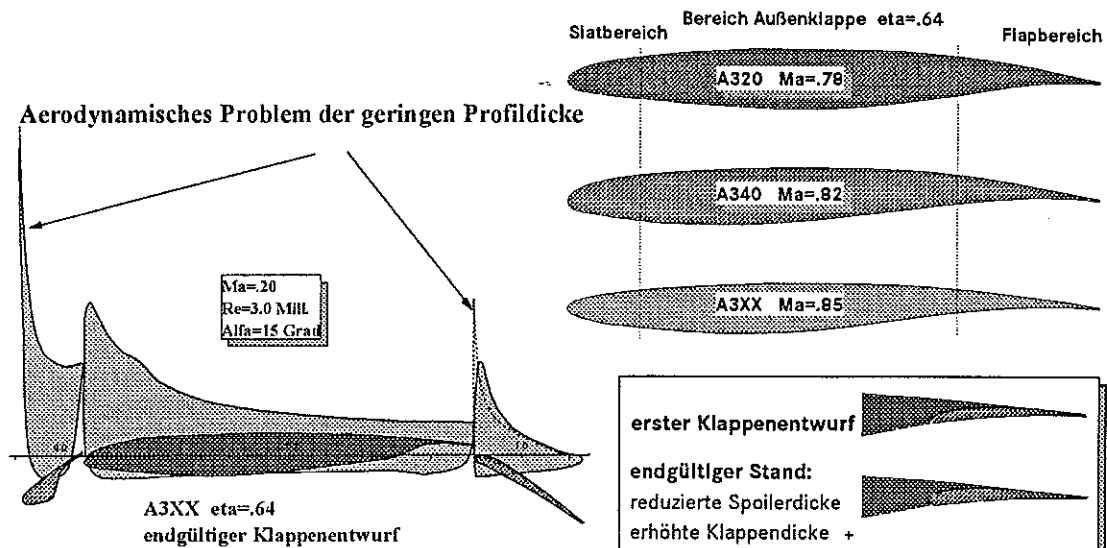
Potential des Klappenkonzeptes Megaliner



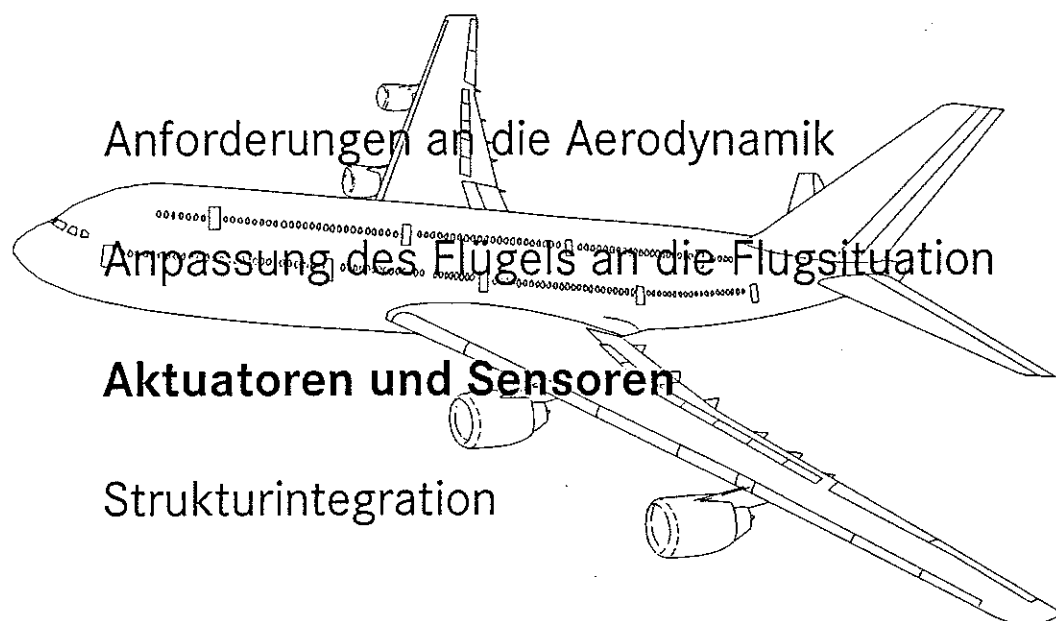
Stark verbesserte Rollsteuerkapazität durch Nutzung aller Hinterkantenklappen + Spoiler

MER_FST97_1/a\FST_104_1.pre / 16.09.1997 / 10

Beispiel für Problematik der A3XX Klappendicke

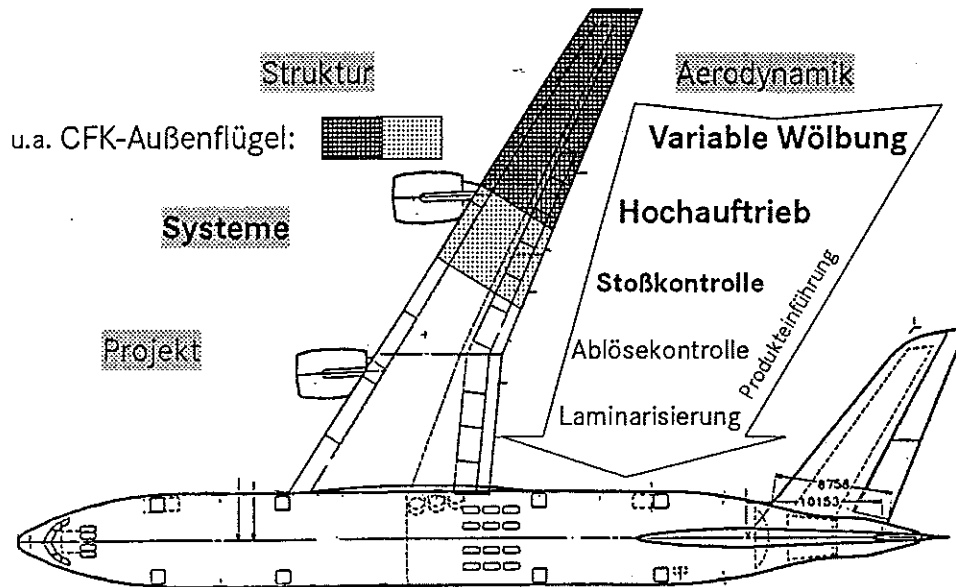


MER_FST97_1/a\FST_HH_1.pre / 16.09.1997 / 11



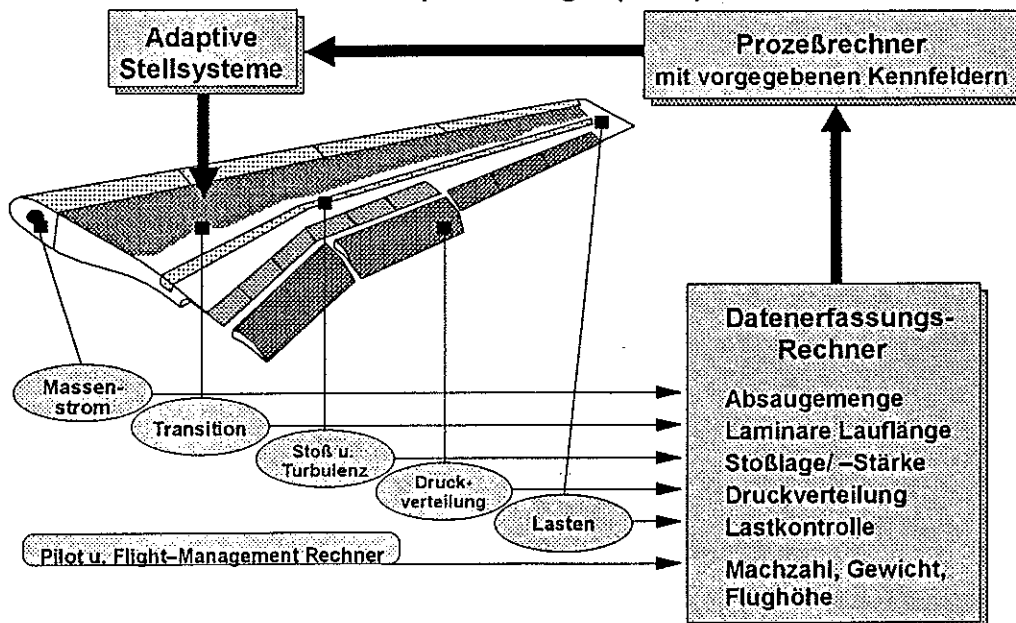
MER_FST97_1/a\FST_HH_1.pre / 16.09.1997 / 12

ADIF (Adaptiver Flügel) im Luftfahrtförderprogramm II



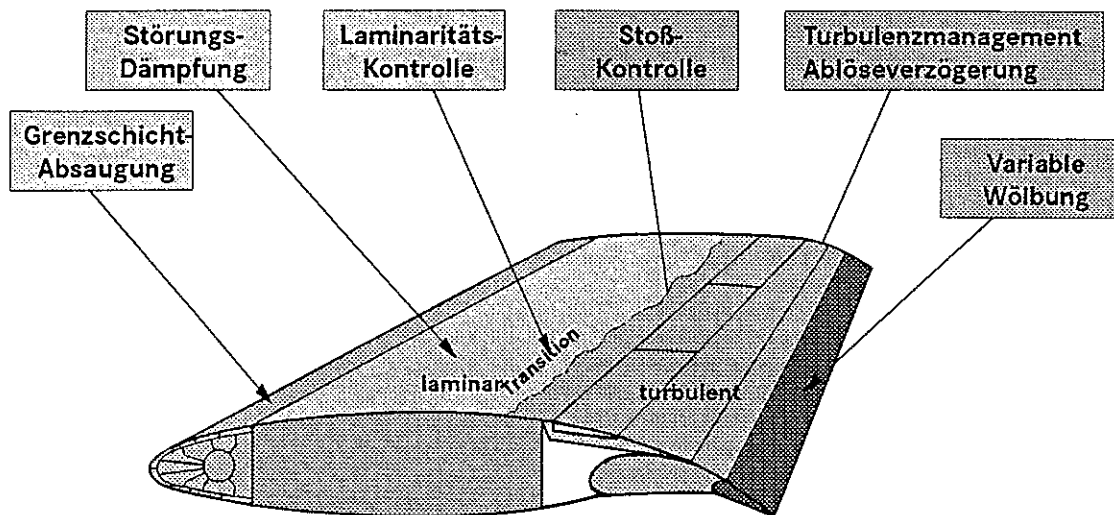
MER_FST97_1/a\FST_HM_1.pre / 16.09.1997 / 13

Adaptiver Flügel (ADIF)



MER_FST97_1/a\FST_HM_1.pre / 16.09.1997 / 14

Flügeltechnologien verlangen Strömungsmessung und Strömungsbeeinflussung



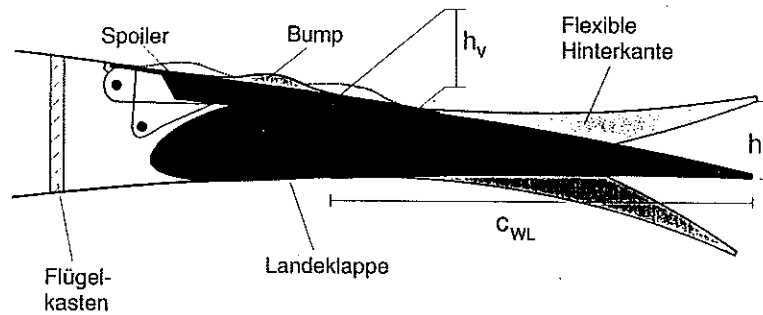
MER_FST97_1/a\FST_HH_1.pre / 16.09.1997 / 15



MER_FST97_1/a\FST_HH_1.pre / 16.09.1997 / 16

Flexible ADIF-Strukturkomponenten

Flexible Hinterkante und Spoiler-Bump
Formvariable Strukturen zur Strömungsbeeinflussung



Festlegung von repräsentativen Flügelschnittdaten (A-340)

$$C_{WL} = 1000 \text{ mm}$$

$$h = 160 \text{ mm} (\cong 15^\circ, \text{NA z.B.: A4 Aileron-Ersatz})$$

$$h_v = 180 \text{ mm}$$

MER_FST07_1/a\FST_194_1.ppt / 16.09.1997 / 18

Sensoren und Mikroaktuatoren

Variable Wölbung:

Druckaufnehmer:
Hinterkante, Stoßstärke, Stoßposition
Beschleunigungsmesser
Dehnmeßstreifen

Stoßkontrolle:

Druckaufnehmer:
Stoßposition, Stoßstärke

Aktive Ablösekontrolle:

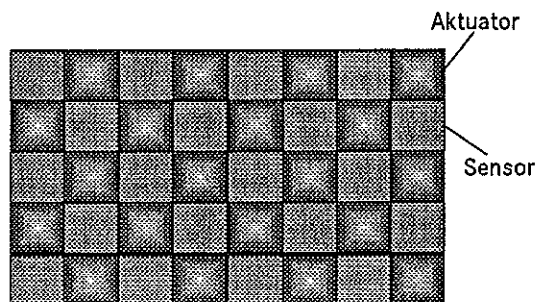
Druckaufnehmer, Schubspannungsmesser:
Hinterkantendruck
Ablöseposition

Laminarisierung mit Absaugung:

Druckaufnehmer, Mikrofone
Schubspannungsmesser (Heißfilme)

Aktive Laminarisierung:

Druckaufnehmer (Mikrofon)
z.B. Piezoelemente
mit nachfolgendem Piezoaktor
(Minilautsprecher)
und integriertem Regler



MER_FST07_1/a\FST_194_1.ppt / 16.09.1997 / 19

Sensoren und Mikroaktuatoren

Variable Wölbung:

Druckaufnehmer:
Hinterkante, Stoßstärke, Stoßposition
Beschleunigungsmesser
Dehnmeßstreifen

Stoßkontrolle:

Druckaufnehmer:
Stoßposition, Stoßstärke

Aktive Ablösekontrolle:

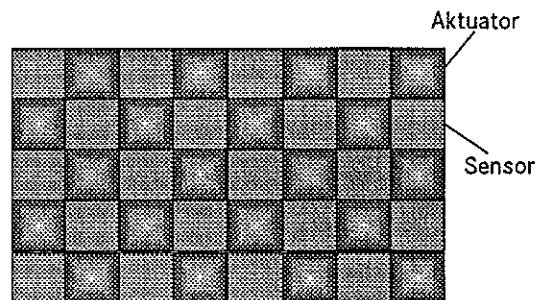
Druckaufnehmer, Schubspannungsmesser:
Hinterkantendruck
Ablöseposition

Laminarisierung mit Absaugung:

Druckaufnehmer, Mikrofone
Schubspannungsmesser (Heißfilme)

Aktive Laminarisierung:

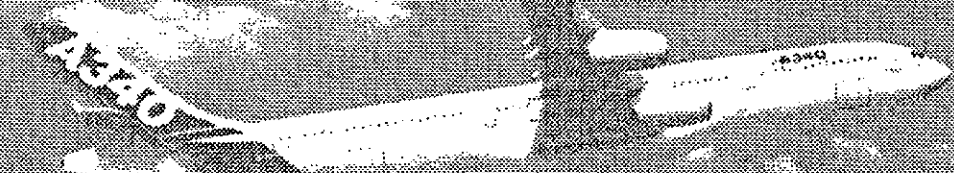
Druckaufnehmer (Mikrofon)
z.B. Piezoelemente
mit nachfolgendem Piezoaktor
(Minilautsprecher)
und integriertem Regler



MER_FST97_1/a/FST_HH_1pre / 16.09.1997 / 19

Zusammenfassung

- ▶ Neue aerodynamische Technologien verlangen neue Systemlösungen
- ▶ Die VC-Technologie wird für einen wirtschaftlichen Megaliner benötigt
- ▶ Neue Hochauftriebskonzepte ermöglichen Startleistung, Steuerbarkeit und Umweltverträglichkeit eines Megaliners
- ▶ Zukünftige Leistungssteigerung verlangt hochintegrierte Systeme



Nur mit neuen leistungssteigernden und gewichtsmindernden Technologien können wir wirtschaftliche, sparsame, leise, komfortable Flugzeuge bauen, die gegen die starke Konkurrenz langfristig bestehen können.

Neben einer Verbesserung der fachspezifischen Optimierungstiefe sind wesentliche Verbesserungen nur durch interdisziplinär abgestimmte Entwicklungen zu erreichen.

Das Leitkonzept ADIF schafft diese Klammer für die Flügeltechnologien

MER_FST97_1/a/FST_HH_1pre / 16.09.1997 / 20

Systeme zur Grenzschichtbeeinflussung und Widerstandsverminderung

F.-R. Grosche
DLR Institut für Strömungsmechanik
D-37073 Göttingen, Bunsenstraße 10

1 Einleitung

Eine Verminderung des Strömungswiderstandes bei Flugzeugen läßt sich erreichen durch Verzögerung der laminar-turbulenten Transition der Grenzschicht, womit sich der Reibungswiderstand verringert, durch Verkleinerung von Ablösegebieten und, im transsonischen Geschwindigkeitsbereich, durch Abschwächung von auftretenden Verdichtungsstößen.

Im Institut für Strömungsmechanik der DLR wurden und werden - jetzt im wesentlichen im Rahmen des Projektes „Adaptiver Flügel“ (*ADIF*) - Möglichkeiten untersucht, solche Widerstandsverminderungen durch aktive Beeinflussung der Flugzeugumströmung zu erzielen.

Zur Abschwächung von Verdichtungsstößen über dem Flügel wird die Flügelkontur während des Fluges dem vorliegenden Flugzustand durch einen im Stoßbereich aktiv ausgewölbten „Bump“ angepaßt, siehe dazu Bild 1.

Im vorliegenden Vortrag soll dieser Aspekt jedoch nur am Rande berührt werden. Ich möchte stattdessen im folgenden näher auf zwei Techniken eingehen, bei denen die Strömungsbeeinflussung nicht statisch sondern dynamisch erfolgt. D.h. es wird versucht, durch Einbringen von geeigneten zeitlich rasch veränderlichen, z.B. periodischen oder quasiperiodischen Strömungsschwankungen in die Grenzschicht oder in die freie Scherschicht die Umströmung im Sinne einer Widerstandsreduzierung zu verbessern.

2 Aktive (dynamische) Beeinflussung der Transition

Als aussichtsreichster Weg zur Verzögerung der Transition erscheint die gezielte Beeinflussung von Grenzschichtstörungen im linearen Bereich ihrer Entwicklung durch gegenphasig in die Grenzschicht eingebrachte Schwankungen gleicher Amplitude. Die lineare Überlagerung der ankommenden Tollmien-Schlichting-Wellen mit künstlich erzeugten gegenphasigen Schwankungen soll zur - möglichst weitgehenden - Auslöschung der Grenzschichtstörungen führen.

Aufbauend auf ersten entsprechenden Arbeiten in den USA haben wir seit längerem systematische Grundlagenuntersuchungen zu diesem Ansatz durchgeführt

Die erste Phase dieser Untersuchungen bestand darin, die wesentlichen Strömungsphänomene zu studieren. Durch künstliche periodische Störungen der Grenzschicht im vorderen Teil einer ebenen Platte wurden kontrolliert annähernd zweidimensionale TS-Wellen angeregt. Das für die Anregung benutzte elektrische Signal wurde phasenverschoben und in der Amplitude angepaßt auf einen zweiten, dahinter liegenden Störerzeuger gegeben (Bild 2). Bei geeigneter Einstellung von Phasenverschiebung und Amplitude werden die TS-Wellen sehr erheblich abgeschwächt, siehe Bilder 3 und 4.

In der zweiten Phase dieser Arbeiten befinden wir uns jetzt. Nachdem die grundsätzliche Möglichkeit nachgewiesen ist und beherrscht wird, TS-Wellen durch Interferenz mit künstlich erzeugten gegenphasigen Störungen weitgehend auszulöschen, wird jetzt versucht, das gegenphasige Signal aus der Messung von Schwankungsgrößen der ankommenden TS-Wellen abzuleiten. Hierzu dient zur Zeit ein Oberflächenheißfilm, dessen Signal über ein adaptives Filter dem dahinter liegenden Störerzeuger zugeführt wird. Ein zweiter, weiter stromab liegender Hitzdrahtsensor mißt die verbleibenden Grenzschichtstörungen. Sein Signal optimiert die Parameter des adaptiven Filters und erlaubt gleichzeitig, die Wirksamkeit der Anordnung zu beurteilen. Die Anordnung ist in Bild 5 skizziert. Bei den bisherigen Versuchen wurden Pegelminderungen bis zu etwa 20 dB erzielt (Bild 6). Die Amplitude der Grenzschichtstörungen (Geschwindigkeitsschwankungen) am Orte des Hitzdrahtsensors wurde also um etwa 90 % reduziert. Dadurch wird der laminar-turbulente Umschlag stromab verschoben.

Mittels eines zweiten oder weiterer dem ersten nachgeschalteter entsprechender Dämpfungssysteme sollte sich der Umschlag noch weiter verzögern lassen. Auch in spannweitiiger Richtung müßte eine Verteilung solcher Systeme zur Beeinflussung der TS-Wellen angeordnet werden, um der Dreidimensionalität des Strömungsfeldes Rechnung zu tragen. Untersuchungen hierzu sind im Rahmen von *ADIF* und im Schwerpunktprogramm „Transition“ der DFG ins Auge gefaßt.

3 Aktive (dynamische) Beeinflussung der Strömungsablösung

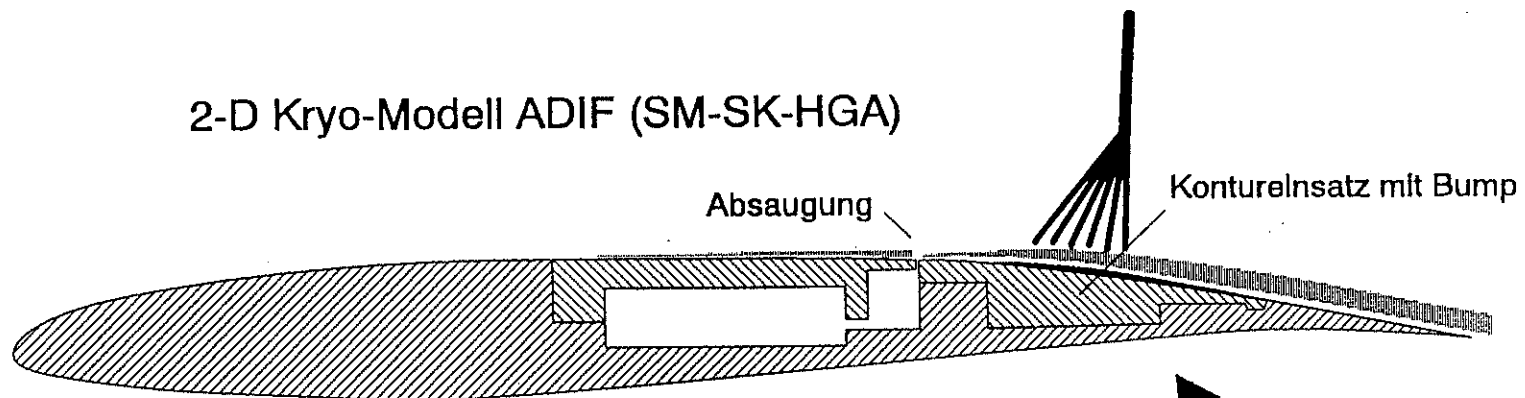
Die bei hohen Anstellwinkeln auftretende Vorderkantenablösung von Flügeln und Flügelprofilen läßt sich ebenfalls durch Einbringen von periodischen oder quasiperiodischen Störungen in die Grenzschicht bzw. in die freie Scherschicht in günstigem Sinne beeinflussen. Diese Störungen können von einem externen Schallfeld herrühren. Sie können aber auch mittels periodischen Einblasens und Absaugens von Fluid durch schmale, in Spannweitenrichtung verlaufende Schlitze im Nasenbereich des Flügelprofils erzeugt werden.

Diese letztere Methode könnte technisch verwertbar sein und wurde daher in einer Reihe von Experimenten untersucht, bei denen ein NACA 0012 Profil mit einem oder mehreren Schlitzen im Nasenbereich verwendet wurde (Bild 7). Periodische Druckschwankungen in einer Kammer unterhalb der Schlitze wurden mit Hilfe von Druckkammerlautsprechern erzeugt, die über Schläuche angeschlossen waren. Frequenz und Amplitude der periodischen Strömung durch die Schlitze konnten somit systematisch variiert und der Einfluß dieser Parameter auf die Ablösung bestimmt werden. Die Bilder 8 und 9 geben Beispiele.

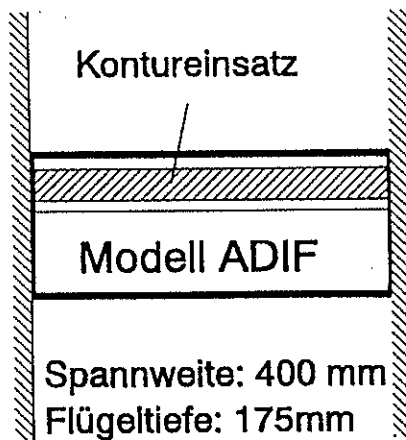
Es zeigte sich, daß die Strömungsanregung in drei Frequenzbereichen besonders effektiv war (Bild 10): Dies ist erstens der Bereich um die natürliche eigene Instabilitätsfrequenz (ca. 800 Hz) der freien Scherschicht kurz hinter der Ablösung. Der zweite günstige Frequenzbereich lag um die erste Subharmonische der natürlichen Instabilitätsfrequenz und der dritte bei etwa 1/10 dieser Frequenz.

Einige Versuche zur Beeinflussung der dreidimensionalen Ablösung an einem Rechteckflügel kleiner Streckung mittels externer Schallanregung wurden mit Videoaufnahmen der durch Wollfäden und Rauch sichtbar gemachten Strömungsvorgänge dokumentiert. Die Strömungsablösung, die bei hohen Anstellwinkeln entlang der gesamten Flügelvorderkante verläuft, kann durch akustische Beeinflussung zu einer viel kleineren turbulenten Hinterkantenablösung reduziert werden, die praktisch nur im mittleren Flügelbereich zu beobachten ist.

2-D Kryo-Modell ADIF (SM-SK-HGA)



Messungen im Kryo-Rohrwindkanal Göttingen:



a) 6 Kontureinsätze
mit verschiedenen Bumps
Ausdehnung: 64-84% c
Höhe: bis 0.35% c

b) Absaugung der Grenzschicht
Schlitz in 60% c (verschließbar)

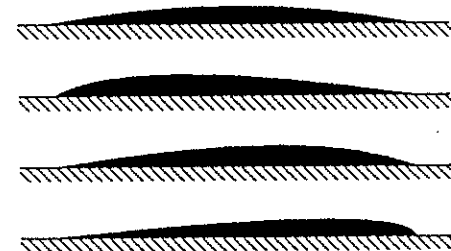


Bild 1

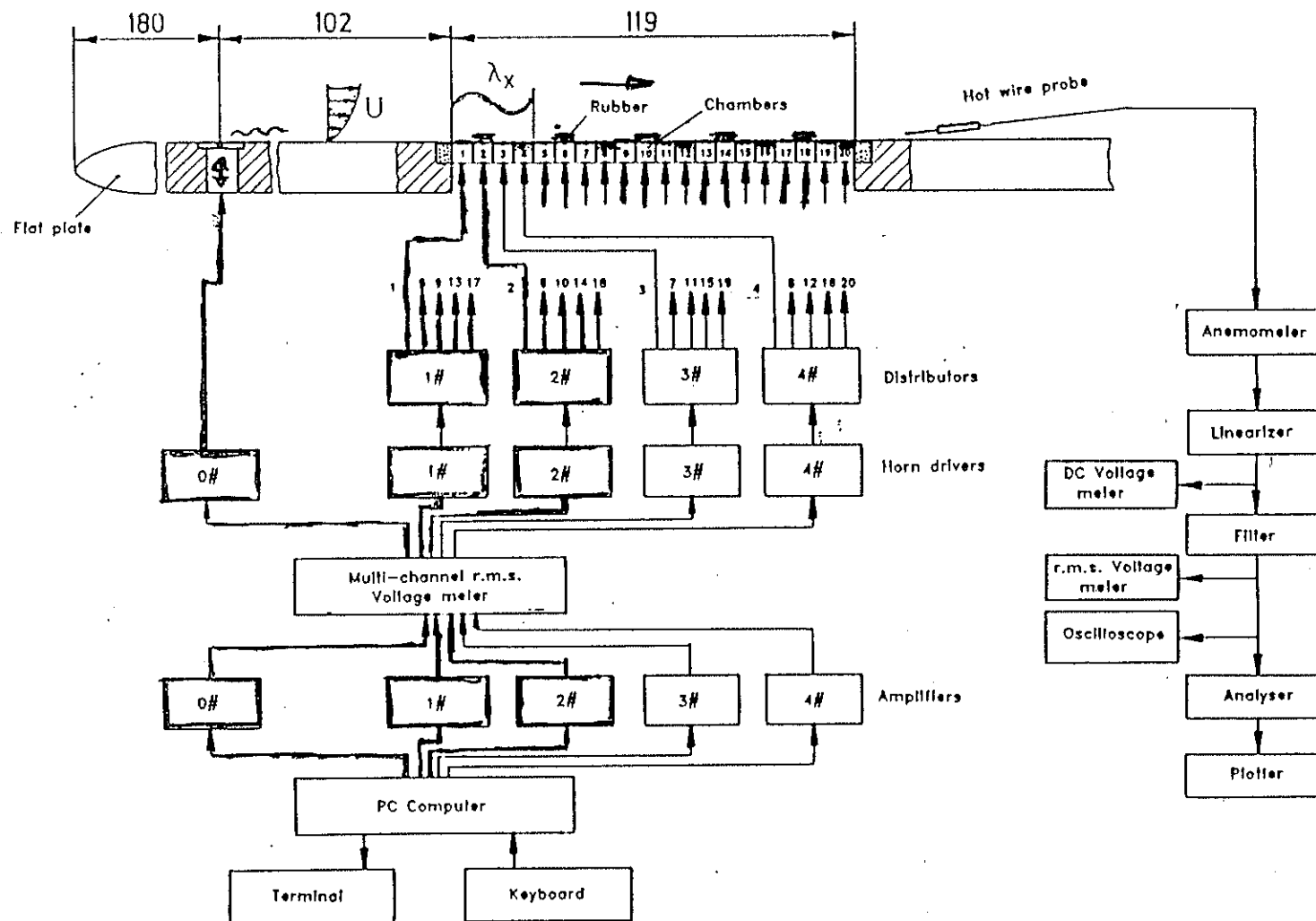


Bild 2

Schematic diagram of the experiment (all dimensions in mm).

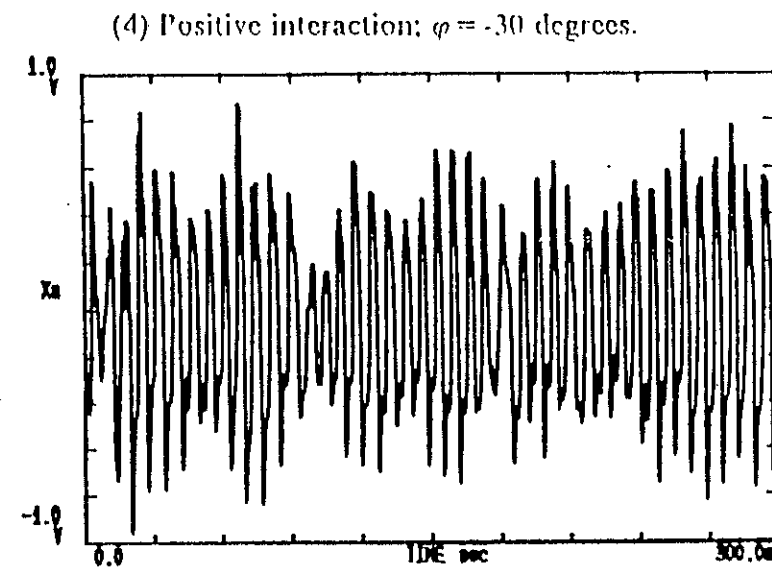
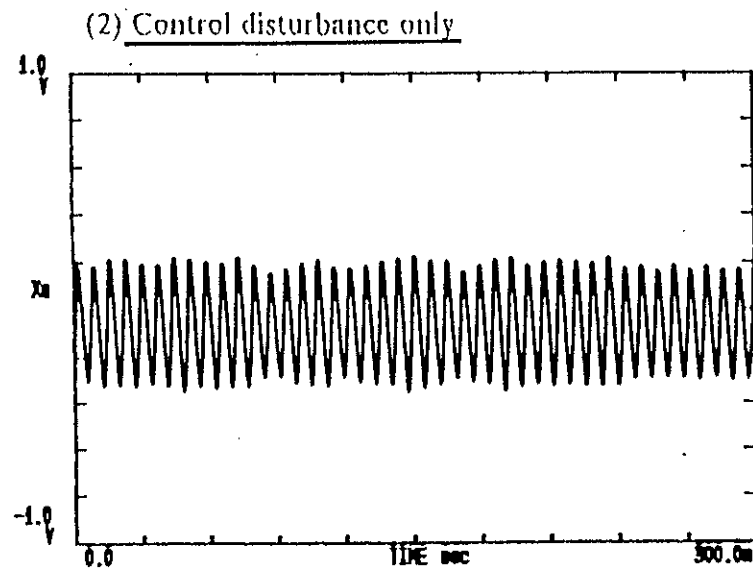
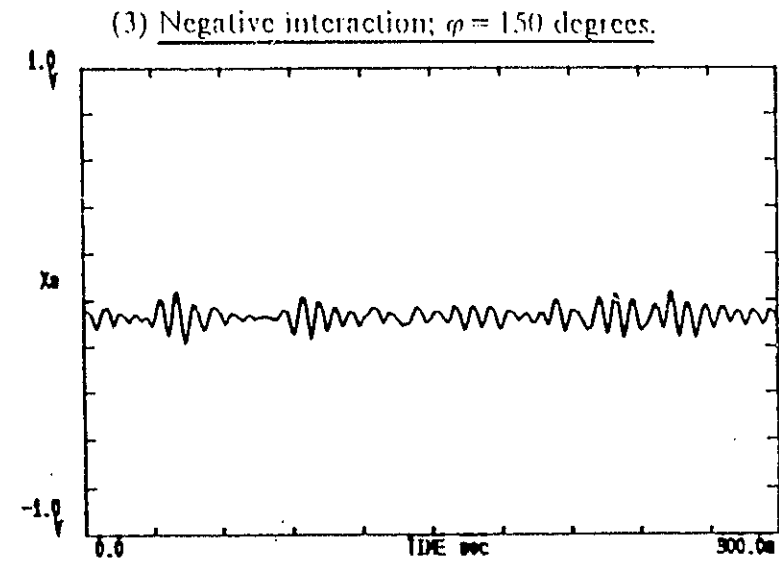
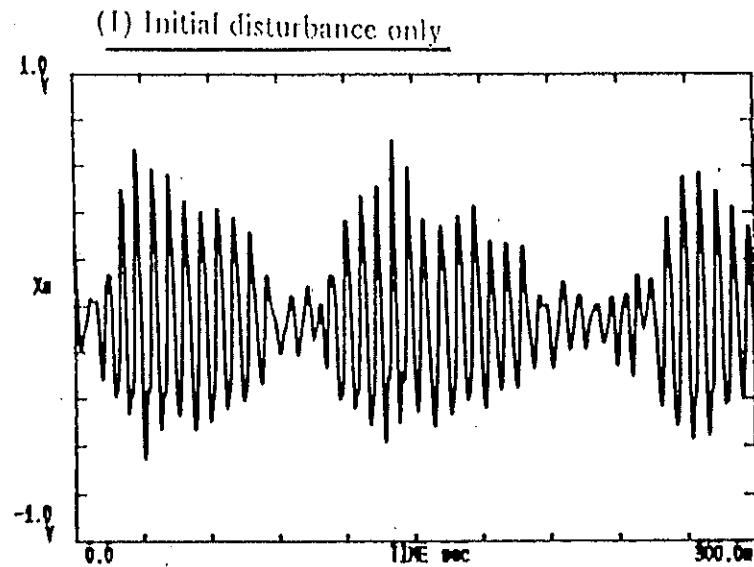


Bild 3

Velocity fluctuations measured at $X=400\text{mm}$, $Y=1\text{mm}$, $Z=0\text{mm}$
Large initial disturbance level $7.50\%U_\infty$ and control
disturbance level $4.50\%U_\infty$. ($\approx$ Optimum)

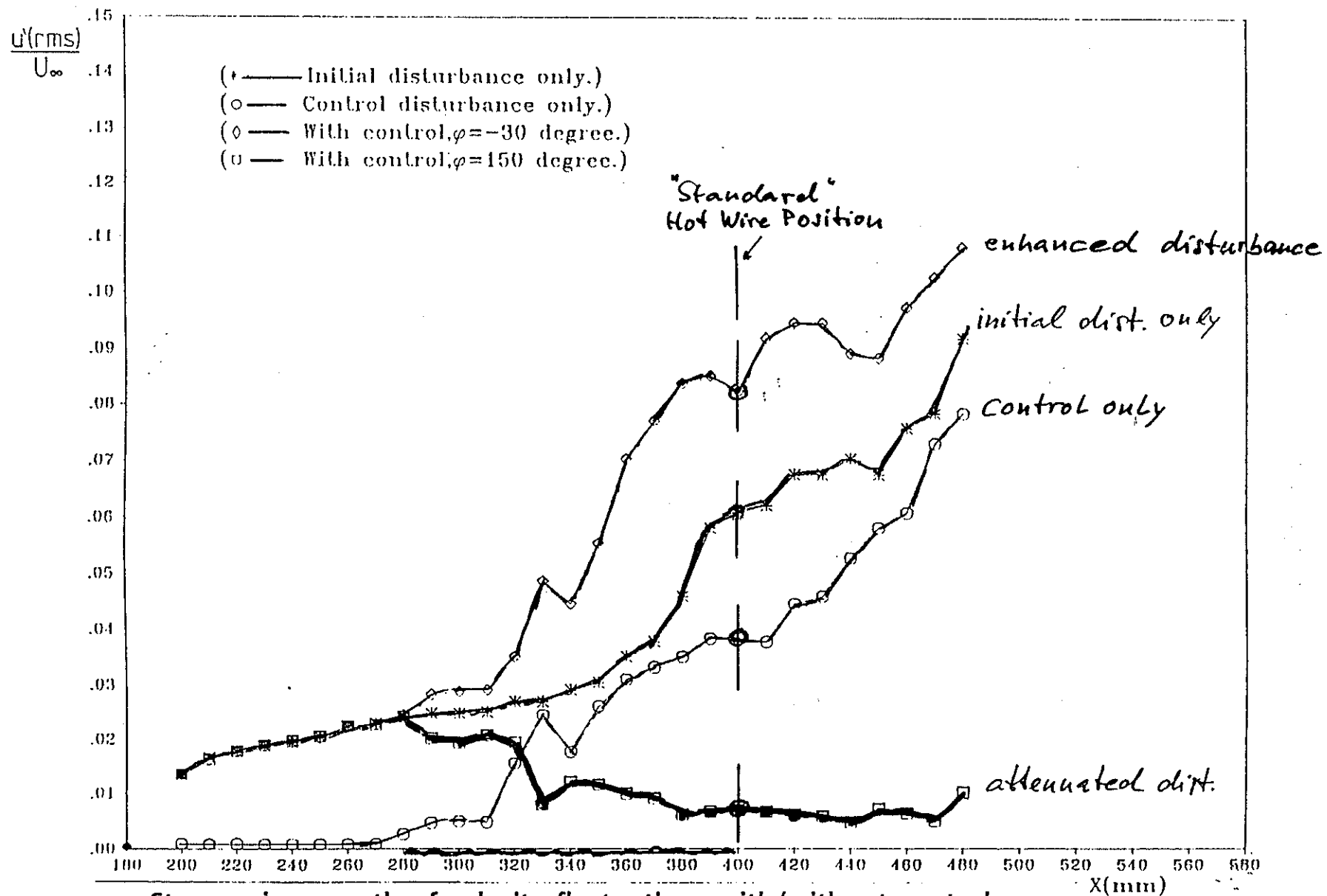


Bild 4

Streamwise growth of velocity fluctuations with/without control.
 (Large initial disturbance. Measured at Y=1mm, Z=0mm by the
 hot wire probe.) ($\approx$ Optimum control)

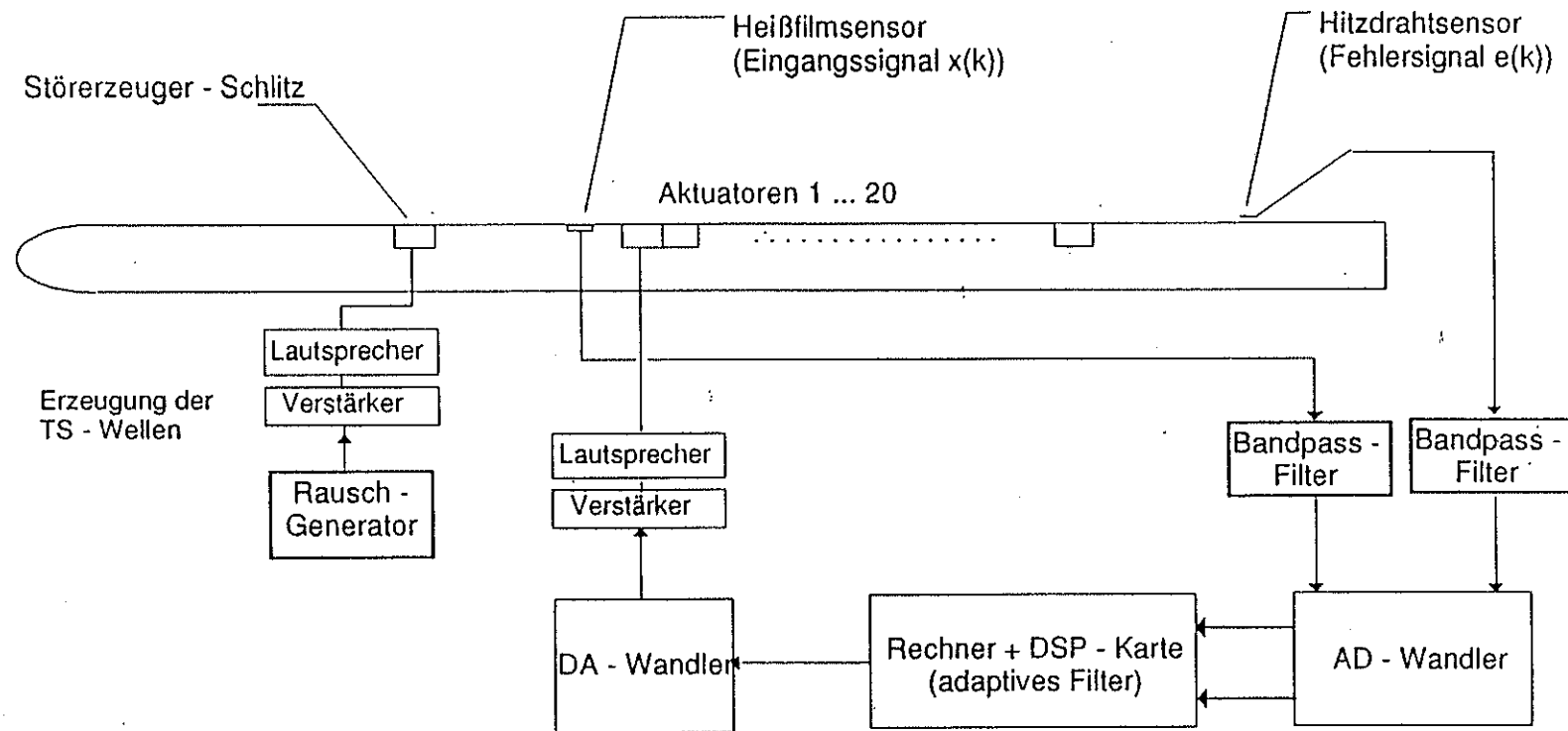


Bild 5

Schlitz 5, Abstand Hitzdraht - Schlitz: 65 mm

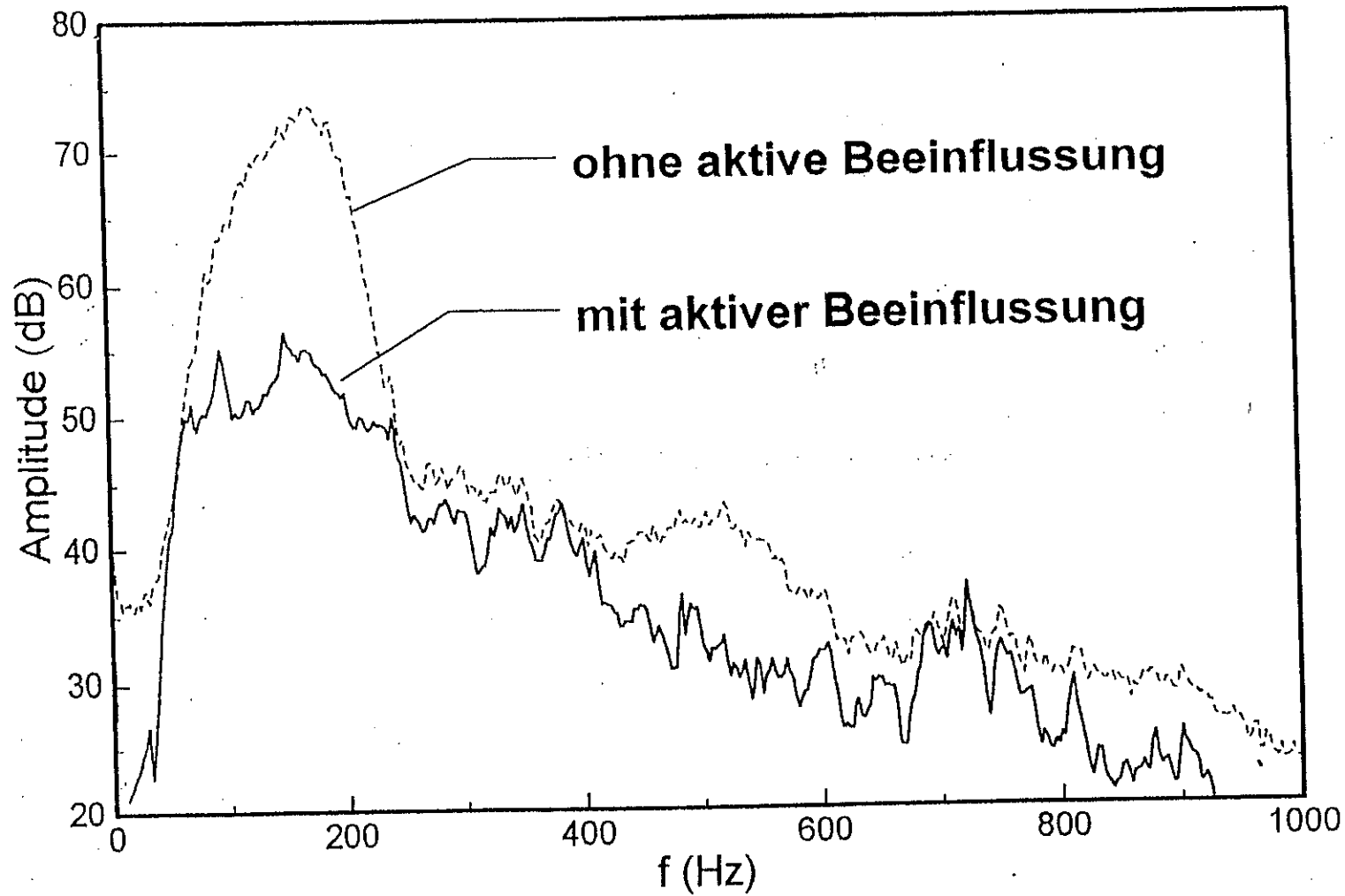
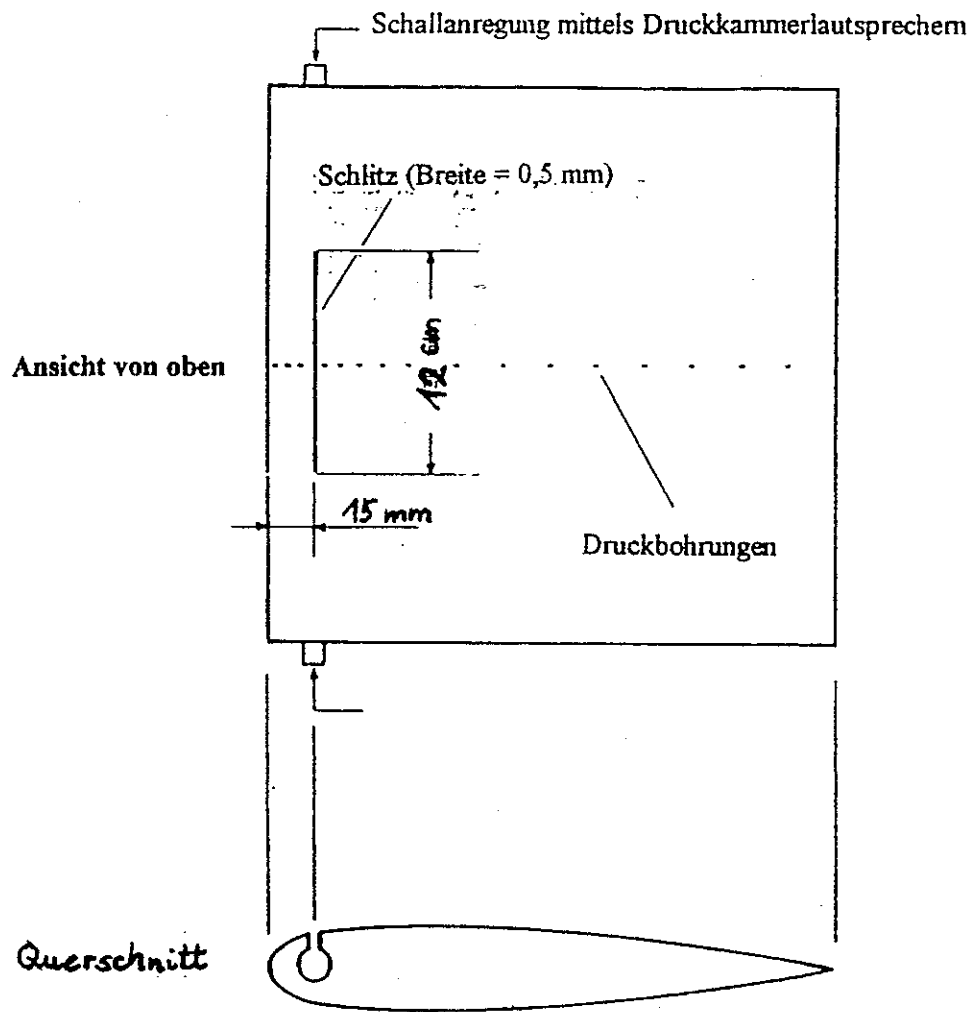


Bild 6

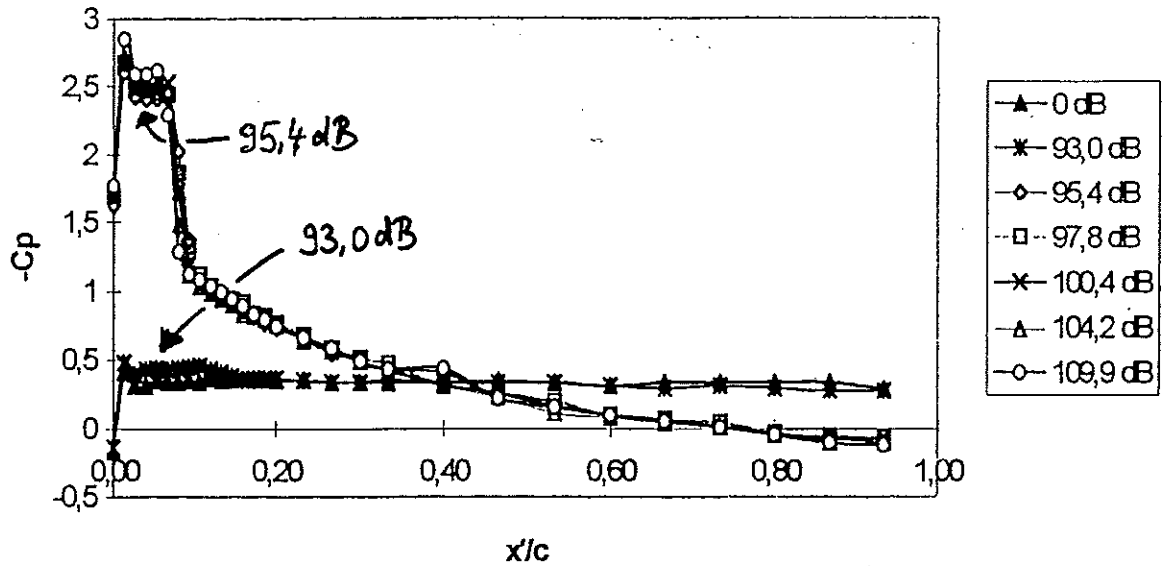


Schematische Skizze des untersuchten NACA 0012-Tragflügelprofils

Bild 7

Änderung der Druckverteilung auf der Saugseite des Profils mit
ansteigendem A_o , $f_a = 892 \text{ Hz}$, Anstellwinkel = 15° ,

$$Re = 1,4 \times 10^5$$



Änderung des Druckes auf der Saugseite des Profils bei
Druckbohrung $x/c = 0,013$ mit Erhöhung und Absenkung der
Amplitude A_o , $f_a = 892 \text{ Hz}$, Anstellwinkel = 15° , $Re = 1,4 \times 10^5$

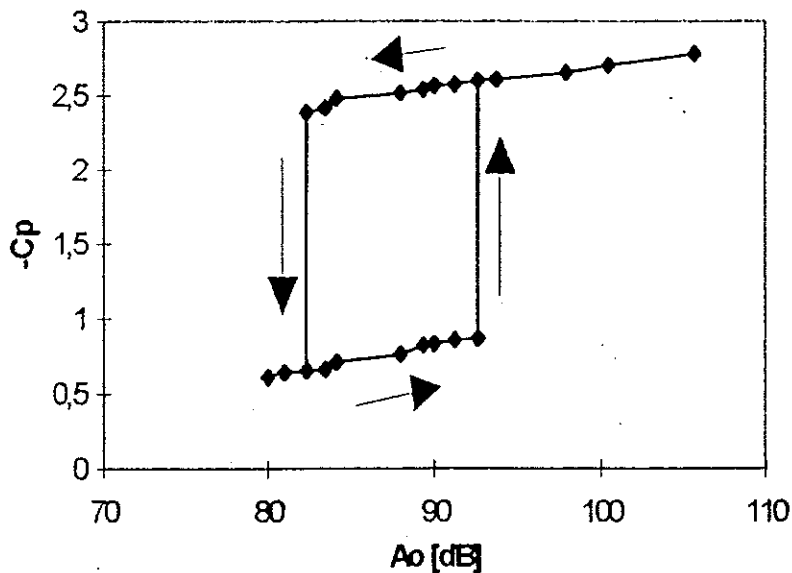
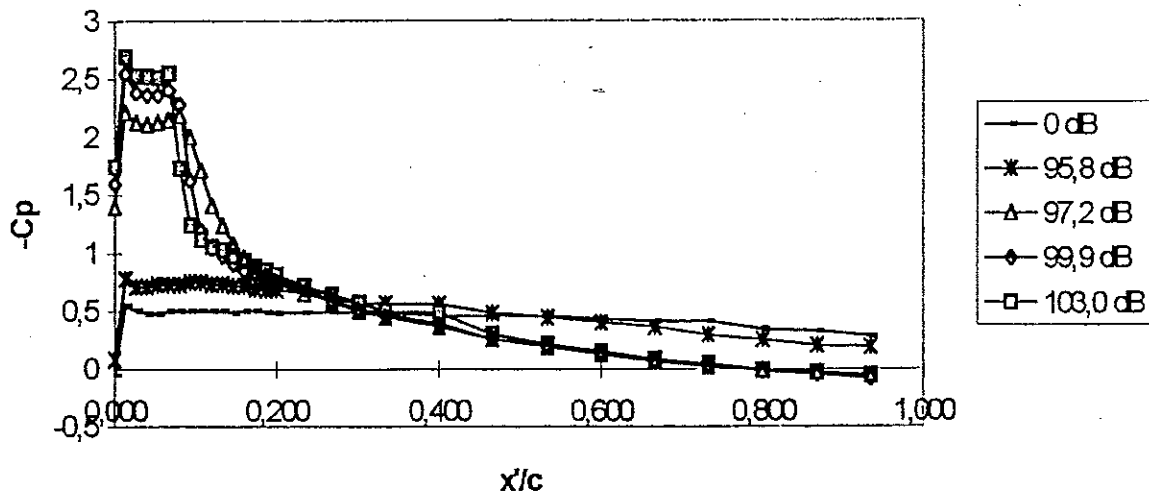


Bild 8

Änderung der Druckverteilung auf der Saugseite des Profils mit
ansteigendem A_o , Anstellwinkel = 15° , $f_a = 430$ Hz,

$$Re = 1,4 \times 10^5$$



Änderung des Druckes auf der Saugseite des Profils bei
Druckbohrung $x'/c = 0,013$ mit Erhöhung und Absenkung von A_o ,
 $f_a = 430$ Hz, Anstellwinkel = 15° , $Re = 1,4 \times 10^5$

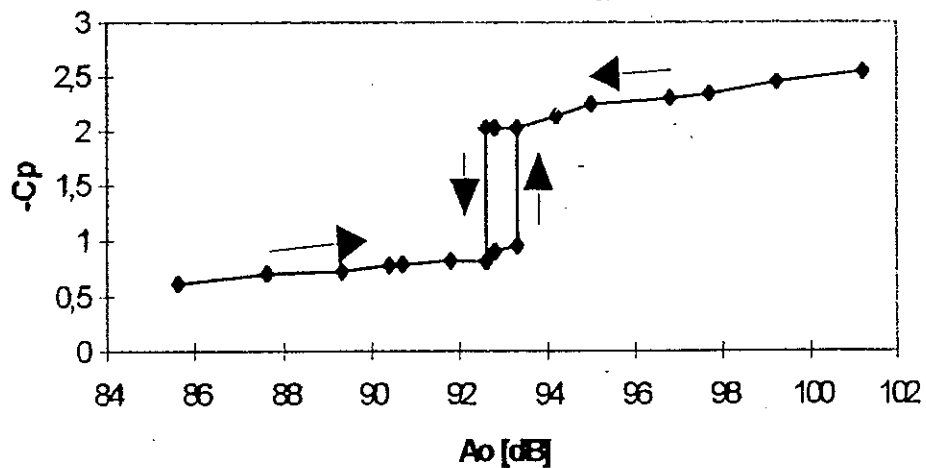


Bild 9

Notwendige Anregungsamplitude A_o , um das Wiederanlegen der Strömung zu erreichen, $Re = 1,4 \times 10^5$

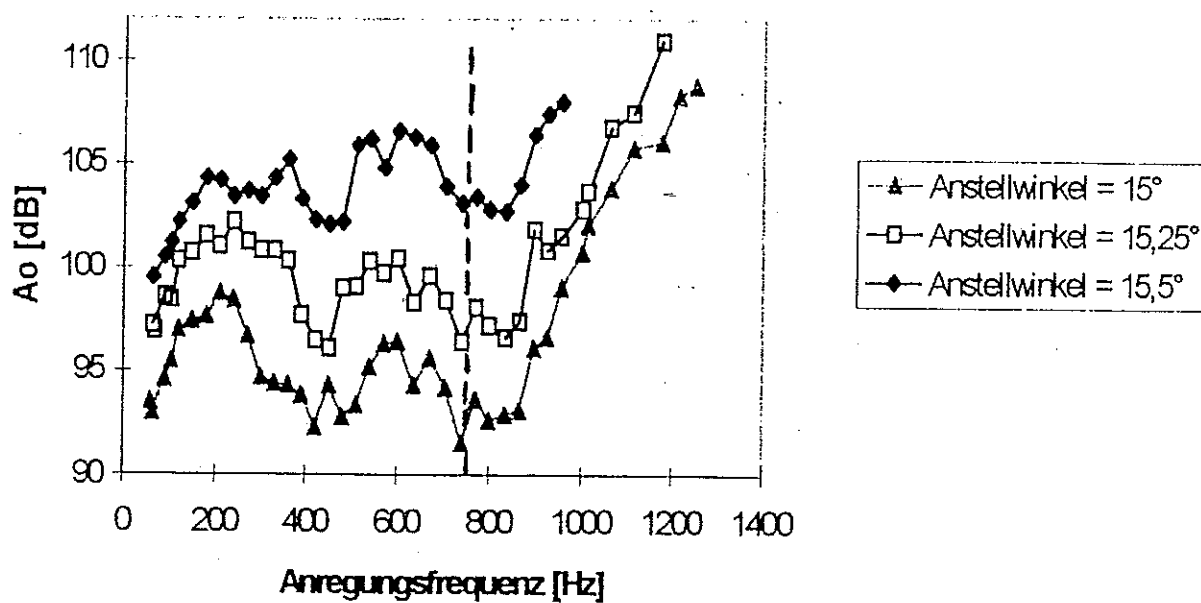


Bild 10

Semiaktive Fahrwerkssysteme mit Fuzzy-Regelung zur Strukturlastminderung

M.Sc. Ximing Wang

Technische Universität Hamburg-Harburg, Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik

Neßpriel 5, D-21129 Hamburg, E-mail: x.wang@tu-harburg.d400.de

1 Einführung

Ein typisches modernes Flugzeugfahrwerk besteht aus Rad, Bremsen, Stoßdämpfer, sowie Aus- und Einfahrmechanismus. Die Hauptaufgabe des Fahrwerks ist Absorbierung und Umwandlung der horizontalen und vertikalen Energie während Landung und Taxiing. Die erstere ist durch die Bremsen aufgenommen, die letztere durch den Stoßdämpfer. Seine Eigenschaften bestimmen die Strukturlasten und den Passagierkomfort ganz wesentlich.

Im Prinzip besteht der Stoßdämpfer aus einer Feder und einem Dämpfungsmechanismus. Die konventionelle Art der Verteilung der Kräfte zwischen Struktur und Rädern stellt immer einen Kompromiß zwischen verschiedenen Betrachtungen, z.B. Landestoß und Taxiing, Passagier-Komfort und Fahrverhalten, dar. Das Potential des Fahrwerks, z.B., die Fähigkeit zur Minderung der Strukturlast, kann nicht optimal ausgenutzt werden. Heute schaffen neue Sensor-, Mikroelektronik- und Aktuatortechnologien sowie moderne Steuerungs- und Regelungstechnik neuen und erweiterten Spielraum für die Fahrwerkauslegung.

Im Gegensatz zum voll aktiven Fahrwerkssystem, das dadurch gekennzeichnet ist, daß die Kräfte zwischen Rad und Struktur sich nicht mehr in Abhängigkeit von Federweg und Dämpfergeschwindigkeit ergeben, sondern beliebig aufgebraucht werden können, wird ein semiaktives Fahrwerk, mit dem dieses Verhältnis während der "Energievernichtung" kontinuierlich variiert werden kann, nur einen geringeren Leistungsbedarf zur Regelung erfordern und das Potential des Fahrwerks besser nutzen.

Der stark nichtlineare Dämpfungsmechanismus prägt das semiaktive Fahrwerkssystem. Zeitvariable Parameter und die komplexe Reibung erschweren eine genauere mathematische Modellierung.

Fuzzy Control ist für Regelstrecken interessant, die überhaupt nicht oder nur mit großem Aufwand modellierbar sind. Aufgrund seines nichtlinearen Übertragungsverhaltens ist der Fuzzy-Regler in der Lage, über den gesamten Arbeitsbereich ausreichend gute Regelergebnisse anzubieten.

In dieser Arbeit werden Optimierungsstrategien zur Minderung der Strukturlast beim Landestoß und während des Rollens für semiaktive Systeme diskutiert. Eine auf dem semiaktiven Fahrwerk gelagerte variable Feder bietet die Aussicht auf eine weiteren Minderung der Strukturlast. Der Fuzzy-Regler im semiaktiven System kümmert sich um die Verfolgung der optimalen Strategien. Die Verbesserung des semiaktiven Fahrwerks im Vergleich zum passiven ist anhand einer Simulation des Hauptfahrwerks der A320 verdeutlicht.

2 Fahrwerkmodell

Für die prinzipielle Darstellung des Fahrwerks ist ein Zwei-Massen-Model (Abb. 1) eingesetzt.

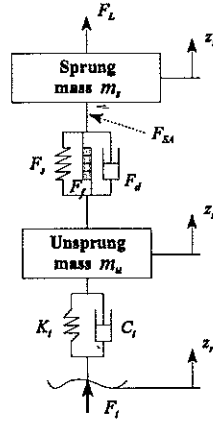


Abbildung 1: Fahrwerkmodell

Die Aufbaumasse des Flugzeugs ist mit Sprung-Masse m_s repräsentiert, Achse und Rad mit Unsprung-Masse m_u . Die Kraft F_t ist die vertikale Reifenkraft. Der Stoßdämpfer ist durch die axiale Kraft F_{SA} modelliert. F_L ist aerodynamische Auftriebskraft.

Das Differentialgleichungssystem (1) beschreibt die Bewegung des Zwei-Freiheitsgrade-Systems.

$$\begin{aligned} m_s \cdot \ddot{z}_s &= F_{SA} \cdot \cos \beta + F_L - m_s \cdot g \\ m_u \cdot \ddot{z}_u &= -F_{SA} \cdot \cos \beta + F_t - m_u \cdot g \end{aligned} \quad (1)$$

Die von dem Stoßdämpfer ausgeübte Kraft F_{SA} besteht aus der Federkraft F_f , der Dämpfungskraft F_d und der Reibung F_f . Hier ist β der Schrägwinkel des Fahrwerks.

Die Anwesenheit einer geregelten Kraft F_{SA} im System ist was, das das aktive oder semiaktive Fahrwerk vom passiven Fahrwerk unterscheidet.

3 Optimierungsstrategie semiaktiver Fahrwerke

3.1 Optimierungsstrategie für Landestoß

Eine von den Aufgaben des Flugzeugfahrwerks ist es, den bei der Landung fast unvermeidlichen Stoß zu dämpfen und damit die Belastung für die Struktur und die Nerven der Passagiere gering zu halten. Deshalb liegt das Ziel der Optimierungsstrategie beim Landestoß daran, die maximale Strukturlast zu mindern durch Anstreben einer rechteckförmigen Verteilung der Landeenergie über Stoßdämpferdeformation innerhalb des zulässigen Hubbereichs.

3.1.1 Vertikale Stoßenergie

Die gesamte Stoßenergie des Flugzeugs, die bei der Aufsetzung von Stoßdämpfer und Reifen aufgenommen wird, besteht aus kinetischer Energie E_k und potentieller Energie E_p ,

$$E_k = \frac{1}{2} \cdot (m_s + m_u) \cdot \dot{z}_0^2$$

$$E_p = m_s \cdot g \cdot z_s + m_u \cdot g \cdot z_u = m_s \cdot g \cdot (z_s - z_u) + (m_s + m_u) \cdot g \cdot z_u \quad (2)$$

In (2) ist $\dot{z}_0$ die Stoßgeschwindigkeit, die als Funktion der Sinkgeschwindigkeit erklärt wird. Die Sinkgeschwindigkeit stellt sich als senkrechte Komponente der unbeschleunigten Gleitgeschwindigkeit dar. Das kinematischen Verhältnis bestimmt die Beziehung zwischen z_s , z_u und Federweg z_e des Stoßdämpfers.

Beim Landestoß wirkt auf das Flugzeug außerhalb der Stoßlast und Gewicht auch die Auftriebskraft, deren Arbeit E_{lift} das Landestoß durch den Ausgleich der potentiellen Energie in großen Masse entlastet. Außerdem wird ein Anteil E_t von der gesamten Energie durch die Deformation der Reifen gespeichert.

Deshalb lautet die für die Auslegung des Stoßdämpfers berücksichtigte Energie E_s

$$E_s = E_k + E_p - E_t - E_{lift} \quad (3)$$

Nach der Einführung einzelner Energieteile und Ableitung hat die Energie E_s zwei Teile, der eine ist von der kinetischen Energie dominiert und nicht von der Stoßdynamik abhängig, während der andere eine Funktion von der Strukturlast F_{SA} und dem Federweg z_e ist.

3.1.2 Optimaler Verlauf der Strukturlast für Landestoß

Wird der ausgelegte Stoßdämpfer die Energie E_s bis zum Federweg von z_{eo} aufnehmen, dann ist der Energieausgleich angegeben:

$$E_s = \cos^2 \beta \cdot \int_0^{z_{eo}} F_{SA}(z) \cdot dz$$

Zur Minderung der Strukturlast soll die Stoßenergie über den Stoßdämpferhub gleichmäßig verteilen, also eine rechteckförmige Verteilung (Abb. 2). Deshalb ist der optimale Verlauf der Strukturlast ein konstanter Wert F_{SA} .

Da beim Hub z_{eo} die telescopische Geschwindigkeit des Stoßdämpfers null sein wird, ergibt sich F_{SA} aus der Eigenschaft des polytropischen pneumatischen Satzes:

$$F_{SA} = A_p \cdot p_0 \cdot \left(\frac{V_0}{V_0 - z_{eo} \cdot A_p} \right)^n \quad (4)$$

Dabei bedeutet A_p die pneumatische Fläche des Stoßdämpfers.

3.1.3 Optimaler Dämpfungsverlauf beim Landestoß

Zur Folge der optimale Verteilung der Stoßenergie hat der Energieausgleich folgende Darstellung:

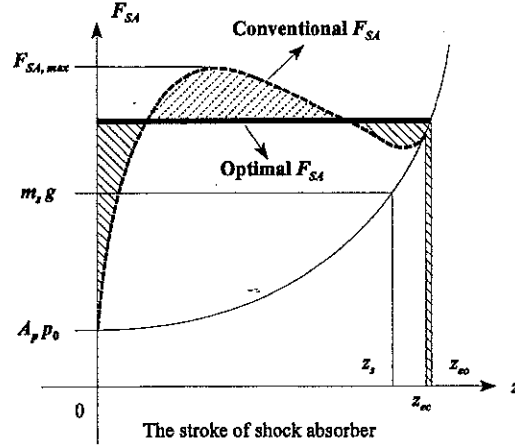


Abbildung 2: Stoßenergie und Strukturlast

$$E_s = F_{SA} \cdot z_{eo} \cdot \cos^2 \beta = A_p \cdot p_0 \cdot \left(\frac{V_0}{V_0 - z_{eo} \cdot A_p} \right)^n \cdot z_{eo} \cdot \cos^2 \beta \quad (5)$$

Nach der Einführung von E_s in (3) führt die nichtlineare Gleichung (5) zur algebraischen Bestimmungsgleichung des Federwegs z_{eo} .

Die Differenz zwischen der optimalen Strukturlast F_{SA} und der Federkraft des Stoßdämpfers stellt den optimalen Dämpfungsverlauf $F_d(z)$ dar:

$$F_d(z) = F_{SA} - A_p \cdot p_0 \cdot \left(\frac{V_0}{V_0 - z \cdot A_p} \right)^n \quad (z = 0 \sim z_{eo}) \quad (6)$$

$F_d(z)$ in (6) stellt die Anforderung an das semiaktiven System, d.h., der geregelte Dämpfer soll möglicherweise den Verlauf (6) verfolgen.

Die in (4) bezeichnete optimale Strukturlasten sind durch die Forderung begründet, daß das Fahrwerksystem bei beliebiger Hubposition die Dämpfung in (6) ausüben kann. Dies ist nicht immer der Fall. Am Anfang des Landestoßes einerseits steigt die Stoßdämpfergeschwindigkeit von null an, andererseits bleibt der Anspruch für die Dämpfung groß wegen kleiner Federkraft. Dies führt dazu, daß der Stoßdämpfer bevor einem bestimmten Federweg z_1 den optimale Dämpfung $F_d(z)$ in (6) nicht erreichen kann (Abb. 3).

Die Energieaufnahme entsteht im Hubbereich von 0 bis z_1 ein Defizit ΔE_d :

$$\Delta E_d = \int_0^{z_1} (F_d(z) - F_{d-ist}(z)) \cdot dz$$

Im übrigen Hubbereich ($z > z_1$) soll ΔE_d ausgeglichen werden, sonst wird eine starke Ansteigung der Strukturlast zum Ende des Landestoßes verursacht. Hier ist $F_{d-ist}(z)$ die reale Dämpfung und $F_{d-ist}(z) < F_d(z)$. Die Betrachtung von ΔE_d führt zu zwei Korrektur für die Darstellung (6), erstens wird der endgültige Federweg beim Landestoß von z_{eo} nach z_{eo1} vergrößert, zweitens wird die Strukturlast von F_{SA} auf F_{SA1} steigen:

$$F_{SA1} = A_p \cdot p_0 \cdot \left(\frac{V_0}{V_0 - z_{eo1} \cdot A_p} \right)^n$$

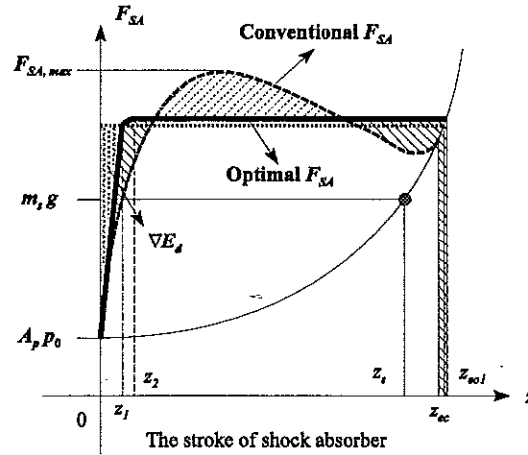


Abbildung 3: Optimale Strategie für Landestöß

Die semiaktive Dämpfung folgt dann aus zwei Segmenten:

$$\begin{aligned}
 F_d(z) &= F_{d\max}(z) & (z \leq z_2) \\
 F_d(z) &= F_{SA1} - A_p \cdot p_0 \cdot \left(\frac{V_0}{V_0 - z \cdot A_p} \right)^n & (z = z_2 \sim z_{eo1})
 \end{aligned} \tag{7}$$

Der Verlauf in (7) aussagt, daß die Dämpfungskraft im Hubbereich von 0 bis z_2 mit dem maximalen Wert $F_{d\max}(z)$ laufen soll und danach ein Wert zur Beibehaltung der konstanten Strukturlast von F_{SA1} ist. Zur Implementierung der Strategie (7) sind die Variablen z_1 , z_2 , z_{eo1} , und F_{SA1} erforderlich, welche nur durch "on-line" Integrationen und logische Entscheidungen bestimmt werden können.

3.1.4 Optimierungsstrategie weicher Landung

Unter der weichen Landung verstehen wir hier die Landung, bei der die Strukturlast des Landestoßes (7) wegen der kleinen Sinkgeschwindigkeit und der auf Flugzeug wirkenden Auftriebskraft kleiner als die Gewichtskraft ist. Nach dem ersten Stoß wird die Strukturlast mit der starken Reduzierung der Auftriebskraft zur Gewichtskraft neigen.

Die optimale Strategie für weiche Landung soll die Energieaufnahme möglicherweise im Hubbereich von 0 bis z_s (Abb. 4) erreichen und die Strukturlast im Grenz der Gewichtskraft beschränken.

Eine lineare Steigung der Strukturlast von $F_{SA}(0)$ zur Gewichtskraft $m_s \cdot g / \cos \beta$ ist eine optimale Auswahl. Abb. 4 zeigt der Verlauf der Strukturlast sowie die Verteilung der Stoßenergie. Normalerweise ist die Energieverteilung trapezförmig. Die Grenze zu einer harten Landung ist $F_{SA}(0)$ identisch mit der Gewichtskraft $m_s \cdot g / \cos \beta$.

Ist das Energiedefizit ΔE_d für den realen Fall berücksichtigt, dann ergibt sich die optimale Strukturlast im Hubbereich ($z_2 \sim z_s$) aus:

$$F_{SA}(z) = F_{SA}(0) + \left[\frac{m_s \cdot g}{\cos \beta} - F_{SA}(0) \right] \cdot \frac{z - z_2}{z_s - z_2}$$

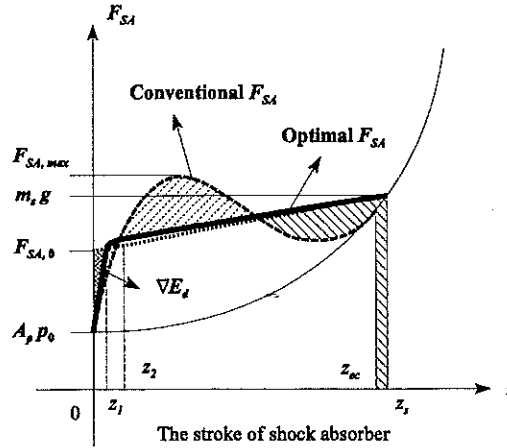


Abbildung 4: Optimale Strategie für weiche Landung

Das semiaktive System soll den folgenden Dämpfungsverlauf verfolgen:

$$\begin{aligned}
 F_d(z) &= F_{d\max}(z) & (z \leq z_2) \\
 F_d(z) &= F_{SA}(z) - A_p \cdot p_0 \cdot \left(\frac{V_0}{V_0 - z \cdot A_p} \right)^n & (z = z_2 \sim z_s)
 \end{aligned} \tag{8}$$

3.2 Optimierungsstrategie für Bodenbewegung

Die Strukturlast während der Bodenbewegung bezieht sich auf die Aufbaubeschleunigung, die auch den Passagier-Komfort, eine von den wichtigsten Kriterien, darstellt. Das Flugzeugfahrwerk hat die Aufgabe, die von Fahrbahnunebenheiten hervorgerufene Störung vom Aufbau zu isolieren. Der Passagier-Komfort ist um so besser, je geringer die Beschleunigungen am Aufbau sind.

3.2.1 Optimierungsstrategie

Wird die Aufbaumasse völlig von der Radmasse entkoppelt, dann ist die zwischen dem Flügel und Fahrwerk entstehende Interaktionskraft ein konstanter Wert, also die Gewichtskraft, d.h., die Störlast wegen der Anregung von Fahrbahn im Fahrwerk ausgeglichen wird. Dies ist ein idealer Fall für den Passagierkomfort bzw. die Strukturbelastung. Die völlige Entkoppelung kann nur durch ein aktives System mit genügenden Aktuatorhub und Energie realisiert werden.

Unter dem Gesichtspunkt der Strukturlast oder des Passagierkomforts ist es optimal, die Aufbaubeschleunigung möglichst gering zu halten. Dies lässt sich dadurch erreichen, daß man den Aufbau über einen Dämpfer gegen eine feste Bezugsebene wie in Abb. 5, den "Sky", abstützt. Die Dämpferkraft ist dann direkt von der Aufbaugeschwindigkeit abhängig (9),

$$F_{des} = k_{opt} \cdot \dot{z}_s \tag{9}$$

k_{opt} ist der optimale Dämpfungsbeiwert.

Die Control-Strategie (9) ist als das Skyhook-Prinzip genannt. Die Skyhook-Control-Strategie erfordert die absolute Geschwindigkeit der Aufbaumasse.

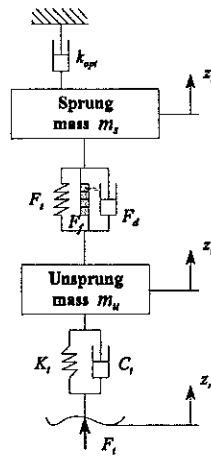


Abbildung 5: Skyhook-Control-Strategie

Das Skyhook-Prinzip ermöglicht die anschauliche Ableitung einer Vorschrift, mit der bei einem semiaktiven Fahrwerk die Dämpferkraft eingestellt werden kann.

3.2.2 Semiaktive Strategie des Fahrwerksystems

Das semiaktive System ist durch die Möglichkeit der geregelten Dämpfungskraft charakterisiert, also ein verstellbarer Stoßdämpfer mit einer passenden Control-Strategie, deshalb ist dies absolut dissipativ, d.h. die Dämpfungskraft kann nur gegen die telescopische Geschwindigkeit des Stoßdämpfers wirken.

Obwohl eine wesentliche Differenz zwischen dem realen Skyhook-System und semiaktiven Equivalent besteht, sind die Charakteristiken der Schwingungsabsorbierung beider Systeme im großen und ganzen übereinstimmt. Im semiaktiven System soll das variable Kraftelement des Dämpfers echtzeitig so geregelt, daß die Kraft F_d möglicherweise zur Kraft F_{des} neigen wird.

$$F_d = -k_d \cdot v_{SA}^2$$

Dabei bedeutet v_{SA} die Stoßdämpfergeschwindigkeit. In der Praxis ist das variable Dämpfungsratio k_d in dem folgenden zulässigen Bereich einstellbar:

$$\Gamma = \{k_d \mid k_{d \min} \leq k_d \leq k_{d \max}\}$$

Weil der semiaktive Stoßdämpfer keine Energie in das System leiten kann, ist es die beste, was er machen kann, keine Dämpfung zur Verfügung zu stellen, falls die Vorzeichen von F_{des} und F_d nicht übereinstimmt (Tabelle 1). Jedoch kann die Dämpfung in der Praxis nicht völlig ausgeschlossen werden, dann soll der Stoßdämpfer zur möglich weichsten Kennung schalten.

3.3 Konfiguration zur Realisierung optimaler Strategien

	k_d
$F_{des} \cdot F_d > 0$	k_d
$F_{des} \cdot F_d < 0$	$k_{d\min}$

Tabelle 1: Eigenschaft des semiaktiven Systems

Die semiaktive Dämpfungskraft F_d in einer ölen-pneumatischen Struktur ist eine nicht-lineare Funktion der Durchflußfläche des Dämpfungsventils S_d , der Stoßdämpfergeschwindigkeit v_{SA} und der Eigenschaft der Flüssigkeit im Stoßdämpfer C_d , d.h.,

$$F_d = -k_d \cdot v_{SA}^2 = -\frac{\rho}{2} \cdot \left(\frac{A_h}{C_d \cdot S_d} \right)^2 \cdot A_h \cdot v_{SA}^2 \quad (10)$$

dabei bedeutet A_h die hydraulische Fläche der ölen-pneumatischen Struktur.

Für die Auslegung des semiaktiven Fahrwerks muß die Eigenschaft beim Ausfall des semiaktiven Kreises betrachtet werden. Dies führt zur Konzept (Abb. 6), in der eine feste Drossel mit konstanter Durchflußfläche S_c im Kolben angeordnet wird.

Die feste Drossel S_c soll es garantieren, daß die maximale Strukturlast beim Ausfall, das Servogerät in der geschlossenen neutralen Position bleibt, im zulässigen Bereich ist. Andererseits wird eine größere Fläche S_c die Wirkung der Regelung reduzieren.

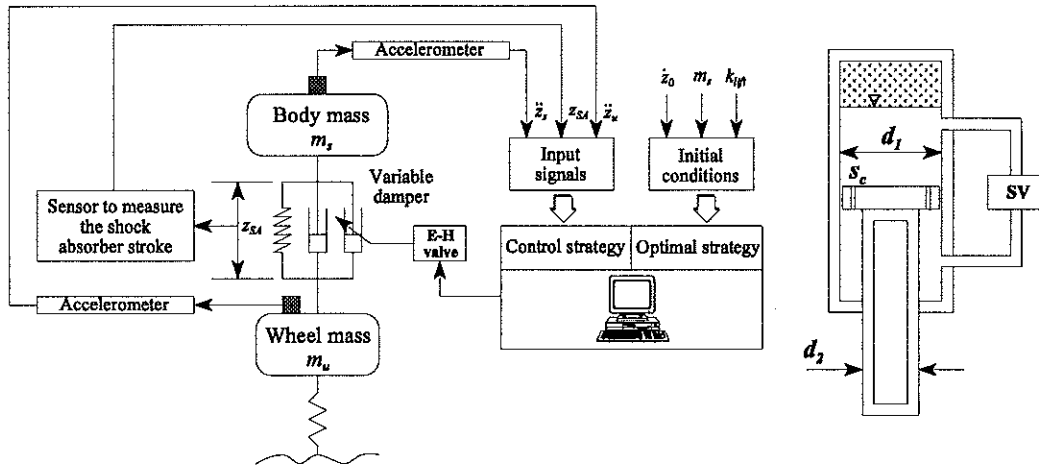


Abbildung 6: Konfiguration des semiaktiven Fahrwerks

Die im Abschnitt 3.1 und Abschnitt 3.2 gestellte Optimierungsstrategien führen zu optimalen Dämpfungsverläufen. Im semiaktiven Fahrwerk (Abb. 6) werden diese Verläufe durch geregelte Drosselfläche realisiert, deshalb lautet der Sollwert der Drosselfläche

$$S_d = \frac{A_h}{C_d} \cdot \sqrt{\frac{\rho}{2} \cdot A_h} \cdot \frac{v_{SA}}{\sqrt{F_d}}$$

Die Drosselfläche S_d ist die Summe der festen Drossel und des parallel angeordneten Servogerätes S_v :

$$S_d = S_c + S_v$$

Der Sollverlauf geregelter Drosselfläche ergibt sich dann aus

$$S_v(z) = \begin{cases} S_d(z) - S_c & S_d(z) \geq S_c \\ 0.0 & S_d(z) < S_c \end{cases} \quad (11)$$

Der variable Bereich des Dämpfungsbeiwerts k_d ist von der Struktur semiaktives Fahrwerks bestimmt:

$$k_{d\min} \sim \frac{\rho}{2} \cdot \frac{A_h^3}{C_d^2} / (S_c + S_{v,\max})^2; \quad k_{d\max} \sim \frac{\rho}{2} \cdot \frac{A_h^3}{C_d^2} / S_c^2$$

4 Semiaktive Fahrwerke mit variabler Feder

Die Dämpfung kann schnell und mit geringerem Aufwand variieren, z.B. durch den Einsatz eines electrohydraulischen Ventils, die Situation für die Änderung der Federsteifigkeit ist aber ganz anders. Feder speichert Energie, eine Änderung des Federsatzes, falls die Feder unter Ladung ist, wird unvermeidlich den Zufuhr oder die Absorbierung der Energie fordern. Aber eine langsame Variierung der Federsteifigkeit vor der Landung trotz der relativ kleineren Energieforderung bietet eine weitere Möglichkeit, das Niveau der Strukturlast zu vermindern.

4.1 Berücksichtigung des Massenverhältnisses

Wichtigste Rolle bei der Fahrwerksauslegung spielen die Landemasse des Flugzeugs, die Landegeschwindigkeit und der vorgesehene Einsatzzweck. Bei der Berücksichtigung des Massenverhältnisses ist die statische Position nach dem Landestoß betont.

Wenn die Landemasse des Flugzeugs von $m_{s\min}$ zu $m_{s\max}$ variieren werden, dann soll zum Erreichen des konstanten statischen Federwegs die Vorspannung der Federung vor der Landung eingestellt werden.

Angenommen, daß der optimale statische Federweg für beliebige Landemasse m_s ein konstanter Wert von $z_{s,opt}$ ist (Abb. 7), dann erhält man das Verhältnis (12),

$$\begin{aligned} p_s \cdot A_p \cdot \cos \beta &= m_s \cdot g \\ p_s &= p_{s0} \cdot \left(\frac{V_{s0}}{V_{s0} - z_{s,opt} \cdot A_p} \right)^n \end{aligned} \quad (12)$$

wobei p_{s0} und V_{s0} die dem Massenfall m_s entsprechende Vorspannung bzw. Gasvolumen sind.

Wenn die Einstellung durch einen Aktuator mit der Wirkungsfläche von A_{pt} realisiert wird, bestehen die Beziehungen (13),

$$\begin{aligned} V_{s0} &= V_0 - A_{pt} \cdot x_t \\ p_{s0} &= p_0 \cdot \left(\frac{V_0}{V_{s0}} \right)^\gamma \end{aligned} \quad (13)$$

γ ist der pneumatische Index des Einstellungsprozesses, x_t der Aktuatorhub für die Einstellung der Gasvolumen vom V_0 nach V_{s0} . wenn $V_0 > V_{s0}$, dann ist x_t positiv, sonst x_t negativ.

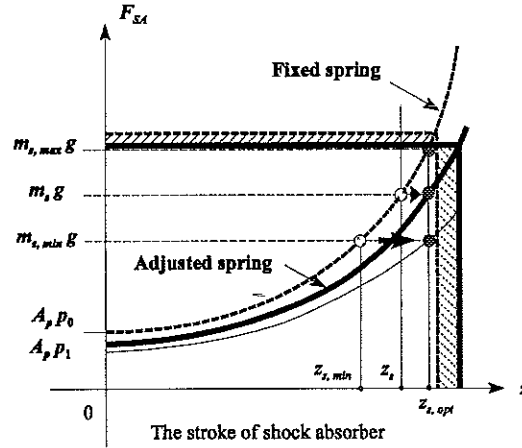


Abbildung 7: Einstellungsstrategie nach dem Massenverhältnis

Es ist sinnvoll ein Gewichtungsfaktor k_g und ein Kompressionsratio k_{cs} zu definieren,

$$k_g = m_s \cdot g / (A_p \cdot p_0 \cdot \cos \beta); \quad k_{cs} = z_{s,opt} \cdot A_p / V_0$$

dann führen (12) und (13) zur Lösung der Gasvolumen V_{s0} ,

$$\left(\frac{V_{s0}}{V_0} \right)^{\gamma/n} - k_{cs} \cdot \left(\frac{V_{s0}}{V_0} \right)^{(\gamma-n)/n} = k_g^{-1/n}$$

4.2 Berücksichtigung des Energieverhältnisses

Zur Minderung der Strukturlast soll bei der Aufsetzung möglicherweise mehr Federweg verwendet werden, dies kann nur durch die Einstellung des Federzustands nach der Stoßenergie erreichen (Abb. 8).

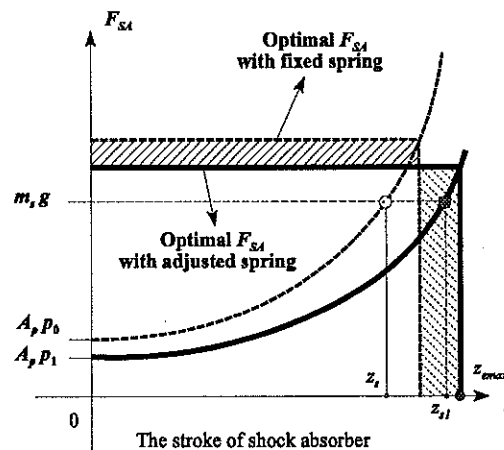


Abbildung 8: Einstellungsstrategie nach dem Energieverhältnis

Das Einstellungsregel ergibt sich aus einer ähnlichen Ableitung wie im Abschnitt 4.1.

5 Fuzzy-Regler semiaktiver Fahrwerksysteme

5.1 Fuzzy-Regler für Landestöß

Konfigurierung der Regelkreisstruktur Zunächst wird die Regelkreisstruktur des semiaktiven Fahrwerks mit dem Fuzzy-Regler konfiguriert. Dazu gehört die Wahl der Stell- und Rückführgrößen sowie der Eingangs- und Ausgangsgrößen des Fuzzy-Reglers. Mit einem verstellbaren Ventil wird das semiaktive System die variable Dämpfung realisieren, geregelt ist die Durchflussfläche S_d . Hier werden als Eingangsgrößen des Fuzzy-Reglers die Kraftabweichung ΔF_d und die Geschwindigkeit des Stoßdämpfers $\dot{z}_{SA}$ gewählt.

Abb. 9 stellt das für das Landestöß ausgelegte semiaktive Fahrwerksystem dar.

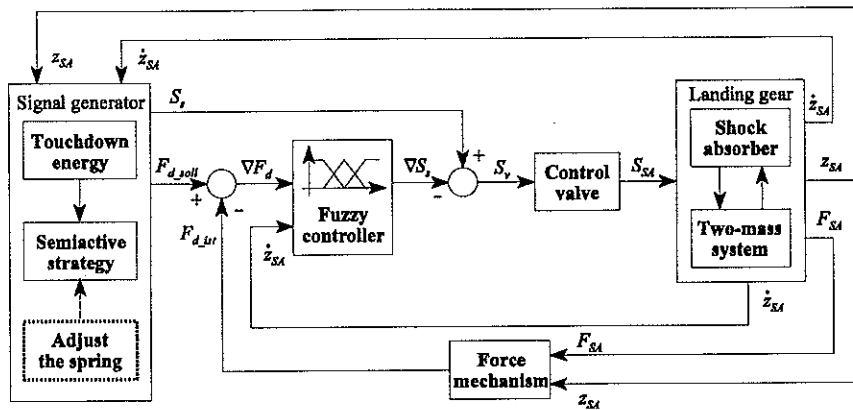


Abbildung 9: Semiaktives Fahrwerk mit Fuzzy-Regler

Das gesamte Schema des semiaktiven Systems enthält drei Blöcke:

1) Sollwertgenerator

Der Sollwertgenerator erzeugt die Sollfläche S_s nach den Optimierungsstrategien. Als Eingangsgröße sind die Stoßdämpfershub z_{SA} und Geschwindigkeit $\dot{z}_{SA}$.

2) Fuzzy-Regler

Abb. 10 zeigt, daß der Fuzzy-Regler aus folgenden Komponenten besteht:

- den Skalierungsfaktoren der Ein- und Ausgangsgrößen k_f , k_v , und k_s ,
- der Fuzzification (Umwandlung der scharfen Werte df_d und sv in Fuzzy-Mengen),
- der Regelbasis (Herstellung der unscharfen Ausgangsgröße μ_{S_d}),
- der Defuzzification (Umwandlung der unscharfen Ausgangsgröße μ_{S_d} in eine scharfe Reglerausgangsgröße S_d).

3) Regelstrecke

Dazu gehört außer dem Fahrwerk auch der Anstellventil, der als einen $PT2$ Glied wird.

Festlegung der Struktur des Fuzzy-Reglers Bei der Festlegung der Fuzzy-Operatoren, Inferenzstrategie und Defuzzifizierungsmethode haben sich bei vielen Anwendungen Standardeinstellungen bewährt. Hier für das semiaktive Fahrwerk werden zunächst der MINIMUM-Operator als Realisierung des Fuzzy-UND, z.B.,

$$R_k : \text{WENN } [(df_d = B) \text{ AND } (sv = B)] \text{ DANN } (S_d = M) \\ \Rightarrow \mu_{S_d} = \min(\mu_{df_d}, \mu_{sv})$$

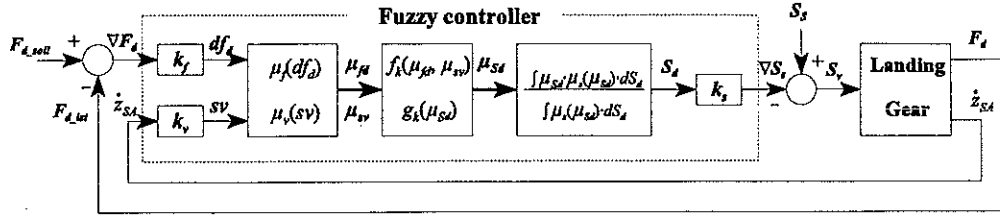


Abbildung 10: Struktur der Fuzzy-Regelung

der MAXIMUM-Operator als Realisierung des Fuzzy-ODER, z.B.,

$$R_k : \text{WENN } [(df_d = B) \text{ ODER } (sv = B)] \text{ DANN } (S_d = M) \\ \Rightarrow \mu_{S_d} = \max(\mu_{f_d}, \mu_{sv})$$

die MAX-MIN-Inferenz und als Defuzzifizierungsmethode die Schwerpunktmethode gewählt.

Zur Modellierung der linguistischen Werte der Eingangs- und Ausgangsgrößen des Fuzzy-Reglers werden unscharfe Menge bzw. Zugehörigkeitsfunktionen eingesetzt. Sie stellen die Verbindung zwischen den reellen Werten der realen Prozeßgrößen und den linguistischen Werten her.

Für die Wahl des Typs der Zugehörigkeitsfunktionen gibt es keine prinzipiellen, wohl aber pragmatisch begründete Einschränkungen. Einfache Typen mit einer geringen Parameterzahl besitzen die Vorteile, die Übersichtlichkeit zu erhöhen, Speicherplatz zu sparen sowie durch geringeren Rechenaufwand eine schnelle Regler-Realisierung zu ermöglichen.

Hier werden vier linguistischen Werte "Big" (B), "Middle" (M), "Small" (S), und "Zero" (Z) für die Eingangsgrößen des Fuzzy-Reglers ∇F_d und $\dot{z}_{SA}$ gewählt. Zur besseren Auflösung stehen der Ausgangsgröße ∇S_s sechs linguistischen Werte "Large" (L), "Big" (B), "Middle" (M), "Small" (S), "Tiny" (T), und "Zero" (Z) zur Verfügung.

Erstellung der Regelbasis Den strategischen Kern eines Fuzzy-Reglers bilden linguistische WENN-DANN-Regeln, deren WENN-Teil unscharf formulierte Betriebsbedingungen oder Arbeitsbereiche beschreibt, während der DANN-Teil die gewünschte Handlungsanweisung linguistisch benennt.

Mit dem semiaktiven System kann man nur die Drosselfläche durch äußere Energie einstellen, hier sorgt der Fuzzy-Regler dafür, daß die Dämpfungskraft dem optimalen Verlauf verfolgt. Wird eine Abweichung ∇F_d besteht, dann wird der Fuzzy-Regler eine Abweichung ∇S_s ausrechnen, damit wird der Sollwert S_s korrigiert.

Mit Rücksicht auf das Kraftsmechanismus des Stoßdämpfers (10) lautet die Derivation der Dämpfungskraft dF_d :

$$dF_d = \rho \cdot \frac{A_h^3}{C_d^2} \cdot \left(\frac{\dot{z}_{SA}}{S_s^2} \cdot d\dot{z}_{SA} - \frac{\dot{z}_{SA}^2}{S_s^3} \cdot dS_s \right) \quad (14)$$

Die Gleichung (14) zeigt, wie die Abweichung der Dämpfungskraft von den Änderungen telescopischer Geschwindigkeit und der Drosselfläche beeinflusst wird.

Für das vorliegende Problem ist die Stellung S_s der Drosselfläche durch den Stellein-
griff S_v so zu verändern, daß sich bei zu großer Abweichung ∇F_d die Ventilöffnung ∇S_s
mehr vergrößert. Außerdem beeinflusst die momentane telescopische Geschwindigkeit $\dot{z}_{SA}$
als Störung die Stellung, dabei ist der Betrag der Verstellung ∇S_s um so kleiner zu wählen,
je größer die jeweilige Geschwindigkeit $\dot{z}_{SA}$.

Die gesamte Regelstrategien führen zu einer Regelbasis in Tabelle (2). Die Regelbasis
ist in üblicher Weise in einer Matrix abgelegt, die durch die Anzahl der jeweiligen Ein-
gangsgröße zugeordneten Fuzzy-Mengen aufgespannt wird. Werden beiden Eingangsgröße
 ∇F_d und $\dot{z}_{SA}$ jeweils vier Fuzzy-Elemente zugeordnet, so ergeben sich 16 Regeln.

Regelbasis S_d	$df_d = B$	$df_d = M$	$df_d = S$	$df_d = Z$
$sv = B$	M	S	T	Z
$sv = M$	B	M	S	Z
$sv = S$	L	B	M	Z
$sv = Z$	L	L	B	T

Tabelle 2: Fuzzy-Regelwerk fuer Landestoss

Einstellung der Parameter der Zugehörigkeitsfunktionen Charakteristisch für
das Fuzzy-Konzept sind die über dem Wertebereich einer jeden E/A-Größe definierten
Zugehörigkeitsfunktionen, die quantitativ beschreiben, was die qualitativen Terme, wie
Big, Middle, Small usw., bedeuten.

Die Parameter der Zugehörigkeitsfunktionen werden so eingestellt, daß sie die subjektive
Vorstellung von den linguistischen Werte möglichst gut wiedergeben.

Abb. 11 zeigt die für die E/A-Größe ausgewählt Zugehörigkeitsfunktionen. Der ein-
gangsseitig betrachtete Abweichungsbereich ΔF_d ergibt sich aus einer Abschätzung der
auszuregelnden Kraftabweichung, zweckmäßig ist mit dem Überspringen der Kraft df_d
die Abweichungsbereich ΔF_d ersetzt,

$$df_d = | (F_{d-soll} - F_{d-ist}) / F_{SA} | = | \Delta F_d / F_{SA} | = k_f \cdot | \Delta F_d |$$

darin ist F_{SA} die optimale Strukturlast nach der Optimierungsstrategie im Abschnitt (3.1)
, und k_f der Skalierungsfaktor.

Der Bereich von Geschwindigkeit $\dot{z}_{SA}$ ist im Prinzip von der Sinkgeschwindigkeit des
Flugzeugs abhängig. Deshalb ist es hier sehr sinnvoll, die mit der Sinkgeschwindigkeit
normalisierte Wert sv einzuführen,

$$sv = | \dot{z}_{SA} / \dot{z}_0 | = | k_v \cdot \dot{z}_{SA} |$$

k_v ist der Skalierungsfaktor für Stoßdämpfergeschwindigkeit.

Die ausgangsseitigen Grenzen folgen aus dem momentan maximal zur Verfügung ste-
hende Verstellbereich des Ventils.

Als Ergebnis entsteht die Zugehörigkeitsfunktion $\mu_s(S_d)$. Der Funktionsgraph dieser
Zugehörigkeitsfunktion stellt ein aussagekräftiges "Gebirge" mit abgestuften Wahrheits-
graden dar. Hieraus ist ein sinnvoller eindeutiger Wert S_d als Ausgangsgröße des Reglers zu

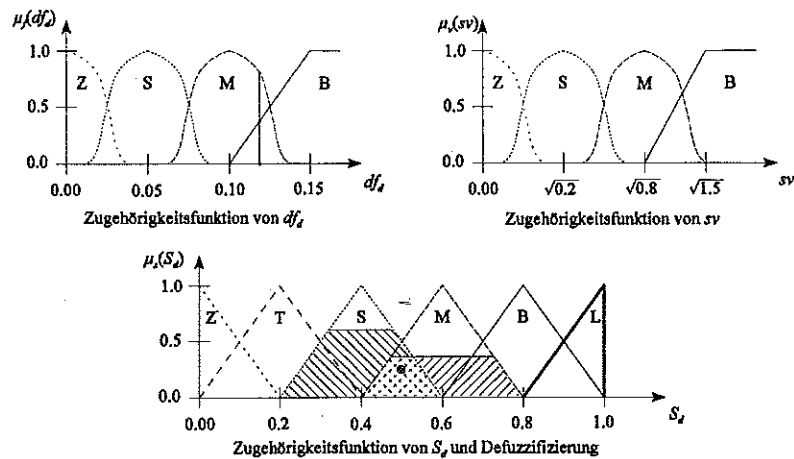


Abbildung 11: Zugehörigkeitsfunktionen der E/A-Größen

bestimmen. Der Vorgang von Defuzzifizierung wird mit Schwerpunktmethode (die Wahl des Flächenschwerpunkts des Gebirges) durchgeführt, damit eine scharfe Menge von S_d abgeleitet wird.

Die scharfe Menge S_d ist ein auf dem momentanen Bereich des Ventilfläche beziehender Faktor, die Flächeausgabe ∇S_s von dem Fuzzy-Regler ergibt sich deshalb aus der Multiplikation mit dem Skalierungsfaktor k_s :

$$\begin{aligned} S_d \leq 0.0 & \quad k_s = S_s \\ S_d > 0.0 & \quad k_s = S_{\max} - S_s \end{aligned} \implies \nabla S_s = k_s * S_d \quad (15)$$

5.2 Fuzzy-Regler für Bodenbewegung

Die Auslegungsgrundlage des Fuzzy-Reglers für Bodenbewegung ist identisch mit der für Landestoß. Die Charakteristik des Regler basiert auf dem Shyhook-Prinzip (9) und der Eigenschaft des semiaktiven Systems. Ein mit dem Skyhook-Prinzip übereinstimmtes und der Tabelle (1) entsprechendes Regelwerk ist in der Tabelle (3) gestellt.

S_d	$\dot{z}_{SA} = NB$	$\dot{z}_{SA} = NM$	$\dot{z}_{SA} = NS$	$\dot{z}_{SA} = PS$	$\dot{z}_{SA} = PM$	$\dot{z}_{SA} = PB$
$\dot{z}_s = PB$	B	B	B	Z	Z	S
$\dot{z}_s = PM$	B	B	B	Z	S	M
$\dot{z}_s = PS$	B	B	B	S	M	B
$\dot{z}_s = ZE$	B	B	B	B	B	B
$\dot{z}_s = NS$	B	M	S	B	B	B
$\dot{z}_s = NM$	M	S	Z	B	B	B
$\dot{z}_s = NB$	S	Z	Z	B	B	B

Tabelle 3: Fuzzy-Regelwerk fuer Bodenbewegung

Die beide Eingangsgrößen, Stoßdämpfergeschwindigkeit $\dot{z}_{SA}$ und Aufbaugeschwindigkeit $\dot{z}_s$, sind in sechs bzw. sieben Terme aufgeteilt. Als Ausgangsgröße ist die Drosselfläche S_d mit sieben Klassen gestellt.

6 Zusammenfassung

Für das Simulationsbeispiel wird das Hauptfahrwerk von A320 modelliert. Abb. 12 zeigt einen Landefall. Durch das mit Fuzzy-Logik geregelte semiaktive System wird der Völligkeitsgrad der Energieaufnahme des Fahrwerks erhöht, damit die maximale Strukturlast beim Landestoß reduziert wird. In diesem Fall spielt die Optimierungsstrategie, die den optimale Verlauf der Stoßdämpferkraft bestimmt wird, eine wichtige Rolle.

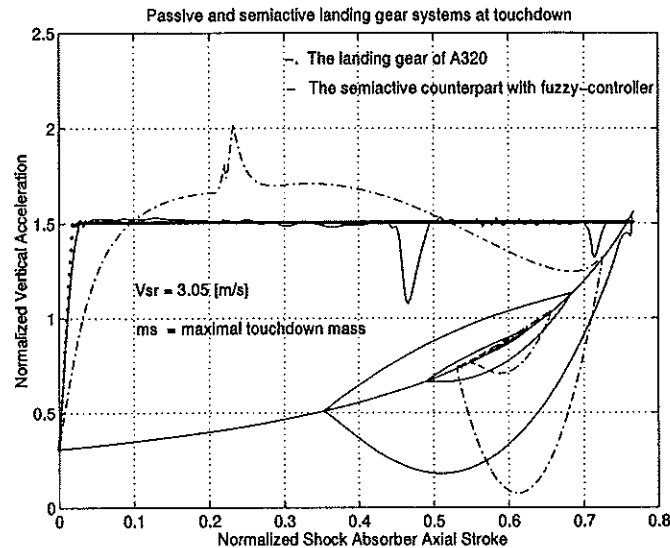


Abbildung 12: Strukturlast beim Landestoß

Mit Einstellung der Federsteifigkeit vor der Landung entweder nach dem Landemassenverhältnis oder nach der Stoßenergie wird eine weitere Verbesserung der Strukturlast im semiaktiven Fahrwerk geschaffen (Abb. 13).

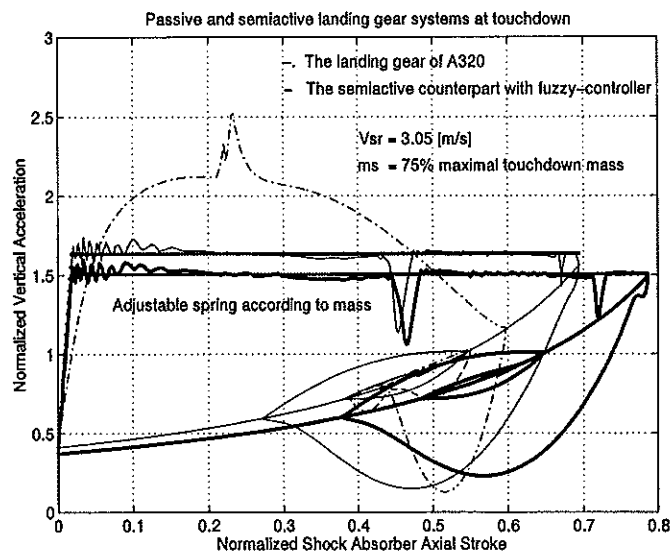


Abbildung 13: Semiaktives Fahrwerk mit variabler Feder

Nach dem Landestoß kehrt das Fahrwerk zur statischen Position zurück, dann wird die Regelungsaufgabe von dem für Taxiing ausgelegten Regler übernommen. Im Vergleich zum standarden passiven System wird die Regelung die Interaktionskraft zwischen dem Flügel und Fahrwerk durch Skyhook-Dämpfung vermindert und den Passengier-Komfort verbessert. Abb. 14 stellt die ermittelten vertikalen Aufbaubeschleunigungen dar.

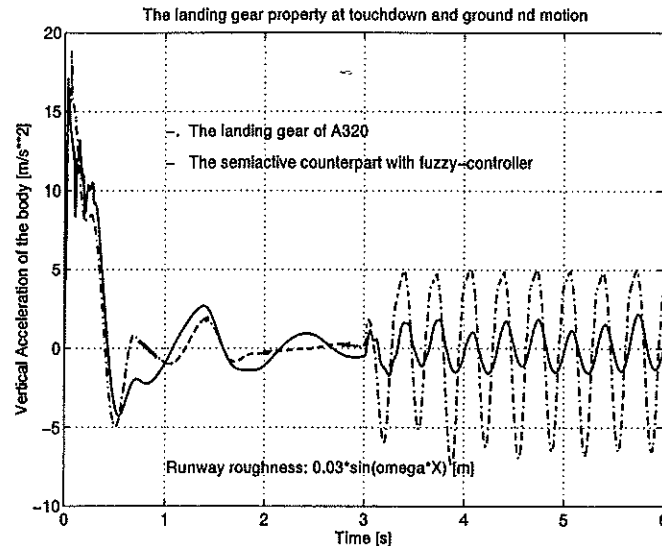


Abbildung 14: Vertikale Beschleunigung auf unebener Fahrbahn

Der Einsatz der Fuzzy-Logik im semiaktiven Fahrwerk ist aufgrund der Nichtlinearität von Fuzzy-Reglern besonders interessant, da hiermit das in dem Fahrwerksystem auftretende nichtlineare dynamische Systemverhalten berücksichtigt werden kann. In Bezug auf die Parametervariation aus unterschiedlichen Landefällen sind die Fuzzy-Regler ihre Robustheit gezeigt.

Literatur

- [1] Landing Gear Design Loads, AGARD, 1990
- [2] P.J.Th. Venhovens, The development and Implementation of Adaptive Semi-Active Suspension Control, Vehicle System Dynamics, 23(1994).
- [3] Axel Heinrich, Fuzzy-Regelung eines semiaktiven Pkw-Fahrwerks, atp -Automatisierungstechnische Praxis 36 (1994) 1.
- [4] T. Bertram, Fuzzy Control - Zusammenstellung und Beschreibung wichtiger Begriffe, at-Automatisierungstechnik 42(1994) 7.
- [5] Kyongsu Yi, K.Hedrick, Dynamic Tire Force Control by Semiactive Suspensions, ASME, J. of Dynamic Systems, Measurement, and Control, Sep. 1993, Vol. 115.
- [6] Edge C. Yeh, A fuzzy preview control scheme of active suspension for rough road, Int. J. of Vehicle Design, Vol. 15, 1994.
- [7] K.König, Die Lasten des Landestoßes, ZFW 3 (1979), Heft 6.
- [8] Zheng Lou, An Electrorheologically Controlled Semi-Active Landing Gear, SAE 931403.
- [9] Nicholas K. Petek, An Electronically Controlled Shock Absorber Using Electrorheological Fluid, SAE 920275.

Klappensysteme mit Variablem Torque Limiter

*Karl Zimmermann
Steinäcker 13
88048 Friedrichshafen*

INHALT

1 EINLEITUNG.....	3
1.1 PROBLEMSTELLUNG	3
1.2 AUFGABENSTELLUNG	3
2 FUNKTIONSBESCHREIBUNG.....	4
2.1 TORQUE LIMITER	4
2.2 VERSTELLEINRICHTUNG	5
3 STRUKTURBELASTUNGEN	5
3.1 LASTFÄLLE	5
3.2 KONSTANTER TORQUE LIMITER	7
3.3 VARIABLER TORQUE LIMITER	8
4 RESÜMEE	10

ABBILDUNGSVERZEICHNIS

ABBILDUNG 1: LANDEKLAPPE MIT STELLANTRIEB UND KLAPPENFÜHRUNG	3
ABBILDUNG 2: SCHNITTBILD VARIABLER TORQUE LIMITER	4
ABBILDUNG 2: VERSTELLKURVE EINES VARIABLEN TORQUE LIMITERS	5
ABBILDUNG 3: KLEMMEN DES KLAPPENWAGENS BEI EXTENSION	6
ABBILDUNG 4: KLEMMEN DES KLAPPENWAGENS BEI RETRACTION.....	7
ABBILDUNG 5: SYSTEMPARAMETER BEI EINEM KONSTANTEN TORQUE LIMITER.....	7
ABBILDUNG 6: SYSTEMPARAMETER EINES OPTIMierten VARIABLEN TORQUE LIMITERS.....	9
ABBILDUNG 7: VERGLEICH DER QUERKRÄFTE BEI VARIABLEM UND KONSTANTEM TORQUE LIMITER.....	10

1 Einleitung

Die in der Vergangenheit zum Antrieb der Landeklappen eingesetzten Kugelspindelantriebe lassen sich, aufgrund des Bauprinzips, zum Schutz vor Umwelteinflüssen nicht kapseln. Dadurch sind diese Komponenten korrosions- und verschleißanfällig und demzufolge sehr wartungsintensiv. Dies führte in den letzten Jahren bei Verkehrsflugzeugen zu einer Umstellung auf andere Klappenantriebssysteme. Die Kugelspindelantriebe wurden durch hochübersetzende Rotationsstellantriebe ersetzt.

Zum Schutz der Flügelstruktur vor Überlast, z.B. im Blockierfalle der Landeklappen, werden Drehmomentbegrenzer (Torque Limiter) in den Wellenstrang vor die Rotationsstellgetriebe (Rotary Actuator) eingebaut.

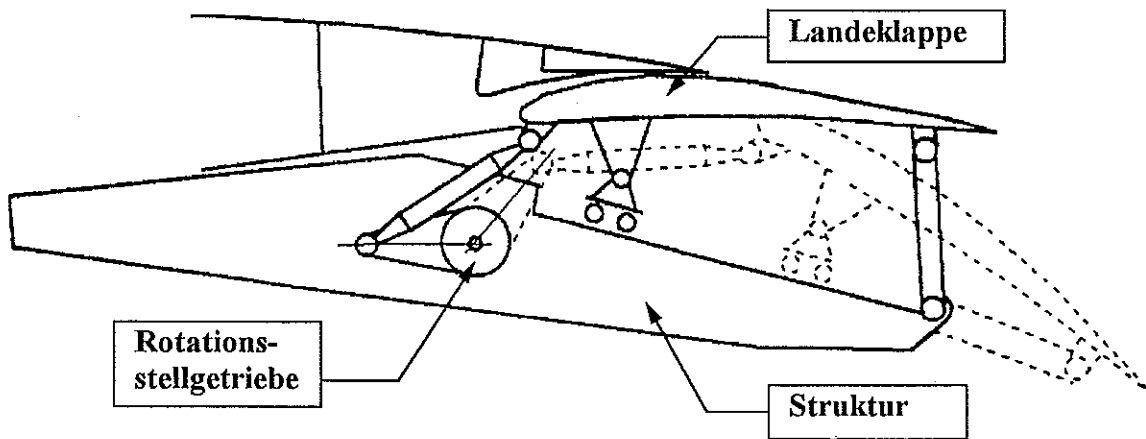


Abbildung 1: Landeklappe mit Stellantrieb und Klappenführung

1 .1 PROBLEMSTELLUNG

Durch die Kinematik der Rotary Actuator ändert sich der wirksame Hebelarm über dem gesamten Arbeitsbereich. Dies verursacht in den Endlagen der Klappen einen Kniehebeleffekt. Das konstante Auslösemoment der heute eingesetzten Drehmomentbegrenzer führt dadurch beim Blockieren der Klappe in einer Endposition zu einer Überhöhung der Kräfte. Aus diesem Grund muß die Flügelstruktur auf Lastspitzen ausgelegt werden, die mehr als das Doppelte des erforderlichen Wertes der auftretenden Luftlasten betragen.

1.2 AUFGABENSTELLUNG

Bei Flügelsystemen kommt, neben dem Preis und der Größe, dem Gewicht sehr große Bedeutung zu. Es wird daher angestrebt, effektive Lastbegrenzungssysteme zu entwickeln, die dem jeweiligen Betriebszustand angepaßt sind. Damit wird eine optimale Auslegung des Klappen-Antriebssystems ermöglicht, wodurch das Gewicht sowohl des Systems selbst, als auch der gesamten Flügelstruktur gesenkt werden kann.

Um dieses Ziel zu erreichen entwickelte die ZF Luftfahrttechnik GmbH (ZFL) im Rahmen eines nationalen Förderprogrammes der Luftfahrt unter anderem einen **Variablen Torque Limiter**. Dieser ist in der Lage, das Auslösemoment in Abhängigkeit der Hebelstellung des nachgeschalteten Rotary Actuator, und damit der Klappenstellung, zu verändern.

2 Funktionsbeschreibung

2.1 TORQUE LIMITER

Als Basis für die Auslegung dienten die für das FLAP-ACTUATION-SYSTEM der Airbus Modelle A 330 & A 340 spezifizierten Interfaceloads der Station 2.

Der VARIABLE TORQUE LIMITER besteht aus einem Drehmomentbegrenzer mit veränderlichem Einstellwert und einem 90 °-Kegeltrieb mit einer Übersetzung von 2,05. Der Zweck des Drehmomentbegrenzers ist der Schutz der abtriebsseitigen Komponenten gegen Überlast im Falle von:

- ➔ Anstieg des Betriebsmomentes über das maximal zulässige Actuatorenmoment
- ➔ Blockieren im Actuator, Gestänge oder Klappenführung.

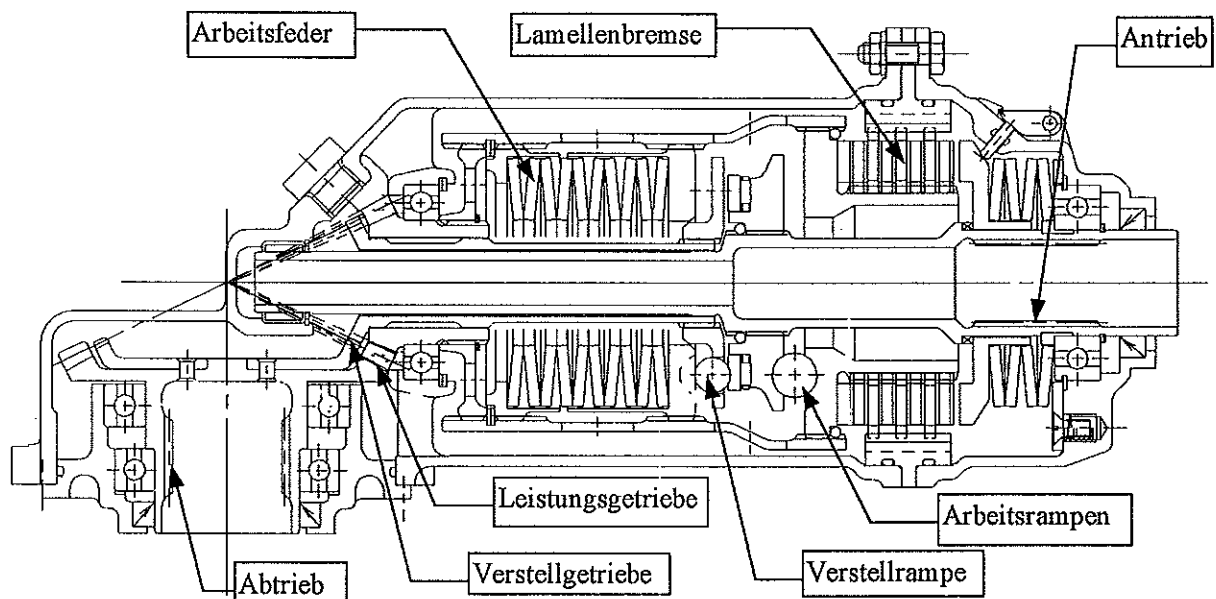


Abbildung 2: Schnittbild VARIABLEN TORQUE LIMITER

Die Grundelemente sind vom Konstanten Torque Limiter übernommen. Es sind zwei Kugelrampen (Arbeitsrampen), die über ein Tellerfederpaket vorgespannt sind. Die Arbeitsrampen übertragen das Antriebsmoment auf den Abtrieb. Bei einem Anstieg der Differenz zwischen Antrieb und Abtrieb wird schließlich die erzeugte Spreizkraft größer als die Federkraft und die

Rampenplatten werden gespreizt. Durch diese Spreizung wird das Spiel in einer Lamellenbremse aufgehoben und bei Erreichen des Einstellwertes ein Bremsmoment erzeugt. Zur Kompensation dynamischer Effekte und um eine sichere Anzeige zu ermöglichen, wird ein weiteres Verdrehen vom Bremsbeginn bis zum Blockieren ermöglicht. Die beim Blockieren auftretende Verspannung im Torquelimiter wird durch Bewegung in Gegenrichtung aufgehoben.

2 .2 VERSTELLEINRICHTUNG

Das Signal für den Abtriebswinkel wird auf der drehenden Welle als Relativbewegung zum Abtrieb erzeugt. Dazu ist am Kegeltrieb ein zweites Radpaar angebracht, das eine geringfügig andere Übersetzung als der Haupttrieb aufweist. Durch entsprechende Wahl der Differenz in den Übersetzungen kann über den gesamten Arbeitsbereich eine Relativbewegung von ca. 80° bis 100° erzeugt werden. Dies ermöglicht die Gestaltung einer Verstellkurve mit 3 jeweils um 120° versetzten, identischen Abschnitten, in denen 3 Kugeln laufen. Damit ist eine gezielte Änderung der Federvorspannung in Abhängigkeit des Actuator Abtriebes möglich.

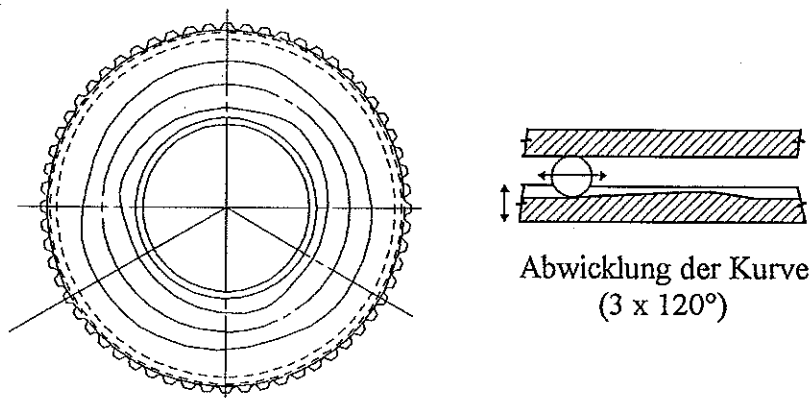


Abbildung 3: Verstellkurve eines Variablen Torque Limiters

Der Einstellwert der Drehmomentbegrenzung wird somit selbsttätig, in Abhängigkeit von der Position der Flügelklappe verändert, um einerseits die Luftlasten mit ausreichender Sicherheit abzudecken und andererseits in den Endpositionen durch den „Kniehebeleffekt“ verursachte, überhohe Kräfte zu vermeiden.

3 Strukturbelastungen

3 .1 LASTFÄLLE

Die nachfolgend genannten Werte und Relationen basieren immer auf den für die Airbusmodelle A330 & A340 spezifizierten Lasten der FLAP-Station 2. Das Maximum Operating Torque (MOT) ist das maximale Luftlastmoment, bezogen auf den Abtrieb des Stellgetriebes.

Für die Auslösemomente des Torque Limiters sind folgende Fälle dimensionierend:

- Ausfahren (**EXTENSION**) findet gegen das maximale Luftlastmoment und höchste Reibung statt. Das untere Auslösemoment ist das „Lower Torque Limiter Setting“ ($LTL_{S_{EXT}}$).
- Das Einfahren (**RETRACTION**) findet gegen höchste Reibung und ohne helfende Luftlast statt. Es ergibt sich ein unteres Auslösemoment ($LTL_{S_{RET}}$).

Aufgrund von Wirkungsgradschwankungen und Streuungen ergeben sich die oberen Auslösmomente. Im vorliegenden Fall betragen diese für

→ **EXTENSION:** $UTLS_{EXT} = 1,29 * LTL_{S_{EXT}}$

→ **RETRACTION:** $UTLS_{RET} = 1,38 * LTL_{S_{RET}}$

Diese Werte bilden die Grundlage für die Auslegung der Struktur.

Als möglicher Blockierfall kann der Klappenwagen bei Extension oder Retraction auf der Schiene klemmen. Die maximale Querkraft F_{TS} (Trip Shear Force) wird als Maß für die Strukturlast betrachtet. Als schlimmster Fall ist anzunehmen für

EXTENSION: Das Klemmen tritt ohne Luftlasten auf, während sich das Flugzeug am Boden befindet.

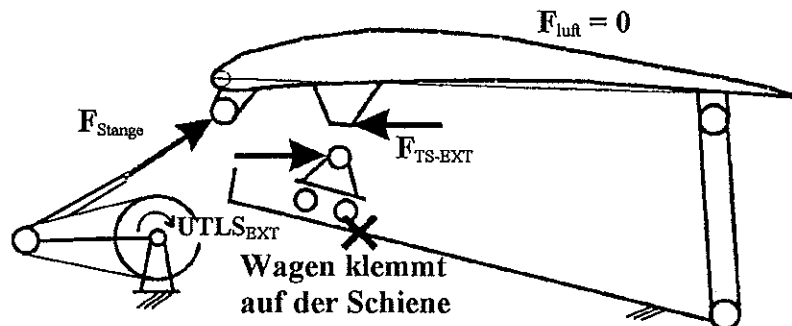


Abbildung 4: Klemmen des Klappenwagens bei EXTENSION

Angeichts der fehlenden Luftlast ergibt sich bei einem wirksamen Hebelarm „r“ die Querkraft

$$F_{TS-EXT} = \frac{UTLS_{EXT}}{r}$$

RETRACTION: Das Klemmen tritt während des Fluges mit Luftlasten auf.

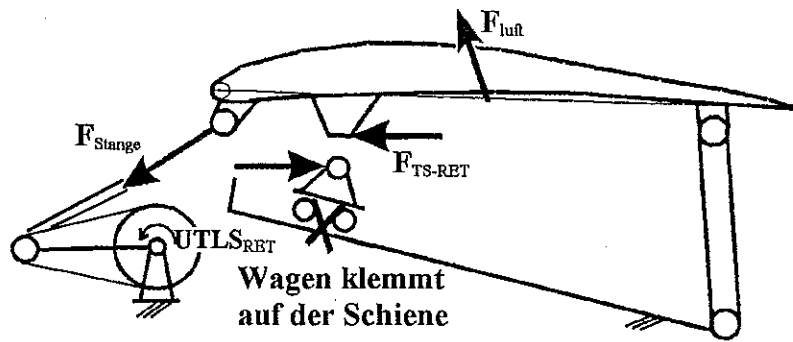


Abbildung 5: Klemmen des Klappenwagens bei RETRACTION

Die angreifenden Luftlasten erhöhen die Strukturlast, womit die Querkraft

$$F_{TS-RET} = \frac{UTLS_{RET} + MOT_{RET}}{r} \quad \text{wirkt.}$$

Anhand dieser beiden Blockierfälle kann der Vorteil eines Variablen gegenüber einem Konstanten Torque Limiter dargelegt werden.

3.2 KONSTANTER TORQUE LIMITER

Aufgrund der konstanten Auslösemomente können die bei Rotationsstellgetrieben kinematisch bedingten Kniehebeleffekte nicht ausgeglichen werden. Die folgenden Graphiken zeigen die Situation bei einem Konstanten Torque Limiter mit unterschiedlichen Rampenwinkeln für EXTENSION und RETRACTION.

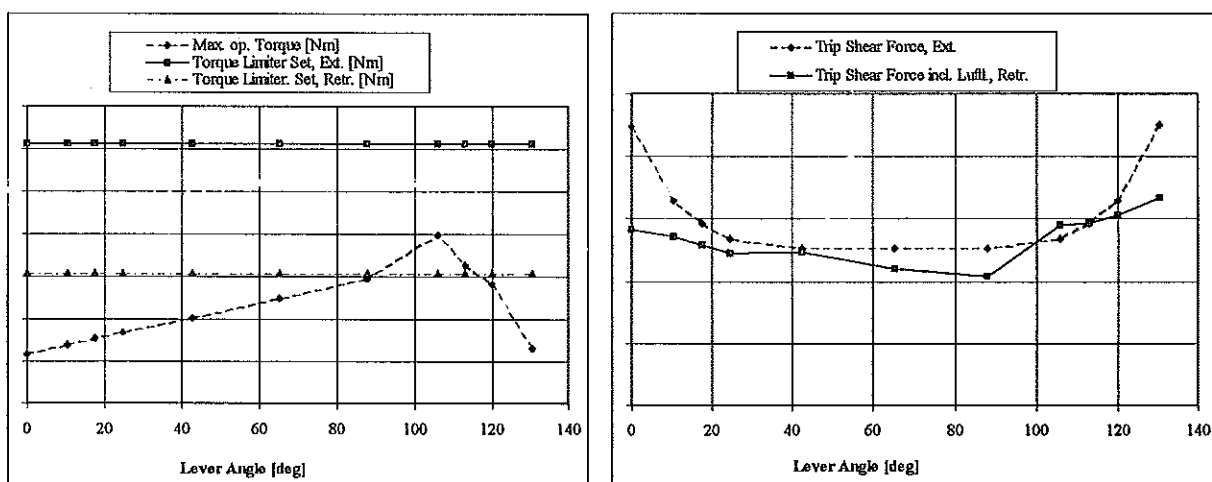


Abbildung 6: Systemparameter bei einem Konstanten Torque Limiter

Die rechte Graphik in Abbildung 5 zeigt sehr deutlich, daß der geringe aktive Hebelarm in den beiden Endpositionen bei konstantem Ansprechmoment des Torque Limiters sehr hohe Kräfte verursacht.

Dadurch kommt es bei den oben beschriebenen Blockierfällen des Klappenwagens in den Endpositionen zu entsprechend hohen Querkraften F_{TS} . Sie sind für **EXTENSION** um den Überhöhungsfaktor

$$\ddot{U}_{KTL-EXT} = \frac{F_{TS-EXT \max}}{\text{max. Luftlast}} = 2,60$$

und für **RETRACTION** um den Überhöhungsfaktor

$$\ddot{U}_{KTL-RET} = \frac{F_{TS-RET \max}}{\text{max. Luftlast}} = 2,17$$

höher als die maximalen Luftlasten $\frac{MOT_{\max}}{r}$.

3.3 VARIABLE TORQUE LIMITER

Der bei ZFL entwickelte Variable Torque Limiter ist eine Weiterentwicklung des in den Airbusmodellen A 330 & A 340 serienmäßig eingesetzten Konstanten Torque Limiters. Das Ziel war die Reduzierung der Querkraften beim Ansprechen des Torque Limiters, besonders in den Endpositionen. Die erforderliche Minimaleinstellung sollte jedoch beibehalten werden.

Im Zuge der Optimierung wurden zwei Parameter verändert. Das Verhältnis der Ansprechwerte für Extension und Retraction (Winkel der Arbeitsrampen) und die Kurvenführung der Verstelleinrichtung.

In einem ersten Schritt wurde die Charakteristik sowohl bei symmetrischen Arbeitsrampen als auch bei symmetrischen Verstellrampen ermittelt. Es zeigte sich, daß die Kräfte bei **EXTENSION** erheblich reduziert wurden. Gleichzeitig traten bei **RETRACTION** jedoch Kräfte auf, die fast ebenso hoch waren, wie die Kräfte beim Konstanten Torque Limiter mit asymmetrischen Arbeitsrampen.

Im weiteren Verlauf wurde versucht, diese Charakteristik durch eine asymmetrische Verstellkurve zu verbessern. Dies führte zu einer teilweisen Reduzierung der auftretenden Querkraften. Die Maximalkräfte wurden jedoch nicht beeinflusst, da der bestimmende Punkt, nämlich das UTLS für **RETRACTION** in einer der Endpositionen, nicht verändert wurde. Somit war klar, daß eine spürbare Reduktion der maximalen Querkraften nur mit unterschiedlichen Winkeln der Arbeitsrampe für **EXTENSION** und **RETRACTION** zu erzielen sind. Schon der erste Versuch mit asymmetrischen Arbeitsrampen führte zu einer deutlichen Verringerung der auftretenden Querkraften. Eine weitere Optimierung war jedoch noch möglich, da die Maximalkräfte für

EXTENSION und RETRACTION noch auf unterschiedlichem Niveau lagen. Die Optimierung wurde fortgeführt bis ein Verhältnis der Arbeitsrampen gefunden war, bei dem die Maxima für EXTENSION und RETRACTION etwa auf gleicher Höhe lagen.

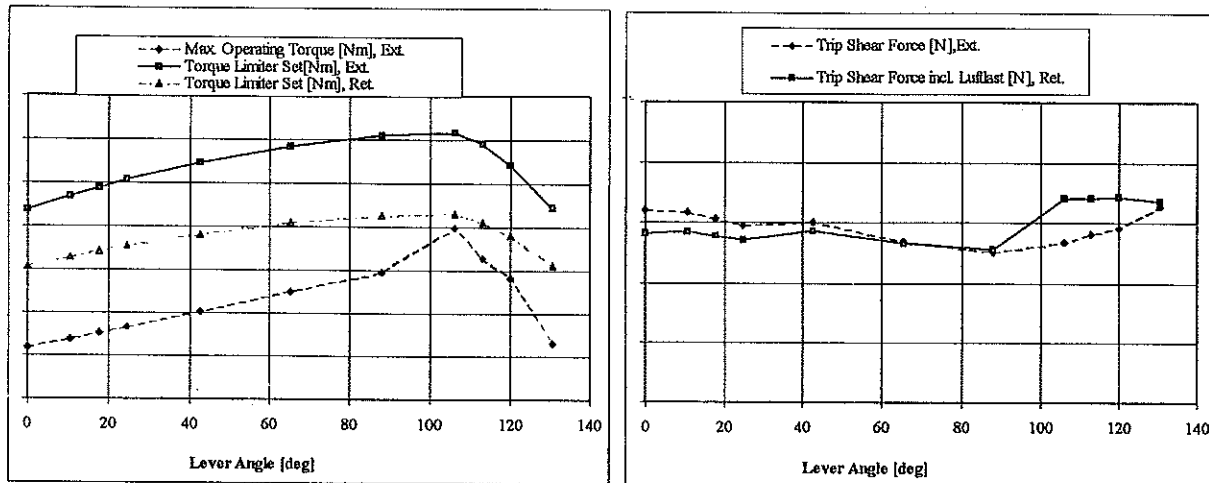


Abbildung 7: Systemparameter eines optimierten Variablen Torque Limiters

Für die betrachteten Blockierfälle des Klappenwagens ergeben sich mit dem optimierten Variablen Torque Limiter ein Überhöhungsfaktor der Querkräfte F_{TS} gegenüber der maximalen Luftlast für **EXTENSION**

$$\ddot{U}_{VTL-EXT} = \frac{F_{TS-EXT \max}}{\text{max. Luftlast}} = 1,99$$

und für **RETRACTION**

$$\ddot{U}_{VTL-RET} = \frac{F_{TS-RET \max}}{\text{max. Luftlast}} = 2,12.$$

Beim Konstanten Torque Limiter traten die höchsten Querkräfte bei **EXTENSION** auf. Ein Vergleich der Überhöhungsfaktoren für **EXTENSION** ergibt folgende Werte:

$$\frac{\ddot{U}_{KTL-BXT}}{\ddot{U}_{VTL-EXT}} = \frac{2,60}{1,99} = 0,765.$$

Dies bedeutet eine Reduzierung der Strukturlasten um **23,5 %**, lediglich durch den Einsatz eines Variablen Torque Limiters anstelle eines Konstanten Torque Limiters. Dieses Ergebnis wird durch die folgende Graphik nochmals verdeutlicht.

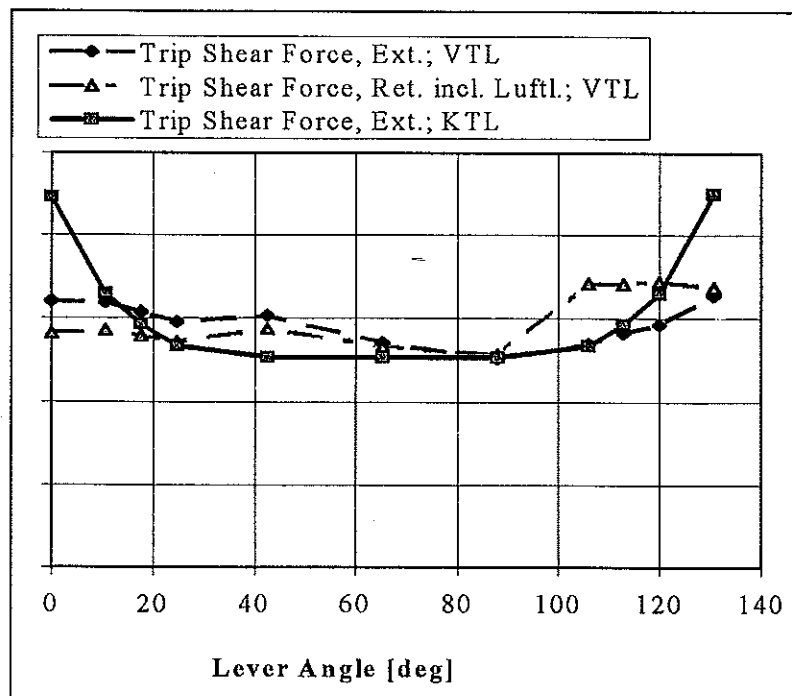


Abbildung 8: Vergleich der Querkräfte bei Variablem und Konstantem Torque Limiter

Eine weitere Verringerung der Querkräfte ist im vorliegenden Fall nicht möglich, ohne den Mindest-Einstellwert zu reduzieren.

4 Resümee

Die aufgezeigte Reduzierung der Strukturlasten von ca. 23,5% kann in eine Reduzierung des Strukturgewichtes umgesetzt werden. Eine so erreichte Gewichtseinsparung dürfte das Mehrgewicht und den Mehrpreis eines Variablen Torque Limiters rechtfertigen.

Im Rahmen einer bei der ZFL durchgeführten Ausfallanalyse wurden beide Torque Limiter untersucht und verglichen. Es zeigte sich, daß der Variable und der Konstante Torque Limiter gleich funktionssicher sind. Die Ausfallraten liegen in jeweils gleichen Größenordnungen.

Ein Funktionsmuster des beschriebenen Variablen Torque Limiters wurde bei der ZFL gebaut und befindet sich derzeit auf einem Komponentenprüfstand in der Erprobungsphase. Das dynamische Verhalten eines solchen Variablen Torque Limiters, insbesondere die Auswirkungen auf die Dynamik des gesamten Antriebssystems muß auf einem Systemprüfstand separat ermittelt werden.

Flugsteuerungskonzepte in 'Power-by-Wire'-Technologie

— Kurzfassung —

Dipl.-Ing. S. Frischemeier

Technische Universität Hamburg-Harburg, Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik

Neßpriel 5, D-21129 Hamburg Telefon: +49.(0)40.74315-213, Fax: -270

E-mail: Frischemeier@tu-harburg.d400.de WWW: <http://www.tu-harburg.de/fst>

Die Steuerflächen großer Transportflugzeuge werden heute immer noch aus zentralen, redundanten Hydrauliknetzen versorgt. Aufgrund der Leitungslängen und ihrer inherenten Gerätevielfalt im hydraulischen Kompartiment zeichnen sich diese Systeme durch hohen Installations- und Wartungsaufwand aus. Ihr Gewicht trägt zu einem wesentlichen Teil der vom System verursachten Treibstoffkosten bei – i.d.R. deutlich mehr als der eigentliche Sekundärenergiebedarf.

Bereits seit den siebziger Jahren beschäftigen sich einige Studien sowie Forschungs- und Entwicklungsvorhaben mit dem Ersatz der Zentralhydraulik durch elektrische Leistungsverorgung mit dem Ziel, das Gesamtsystem zu vereinfachen (u.a. durch Ausnutzung von Umschaltmöglichkeiten), sowie sein Gewicht und die zu installierende Leistung zu verringern. Entsprechende elektrische Aktuatoren für die Flugsteuerung stellen den Schlüssel für einen Erfolg der "Power-by-Wire"-Technologie dar.

Die Entwicklungen hoch coerzitiver Magnetwerkstoffe, die enorme Leistungssteigerung und Miniaturisierung von leistungselektronischen Bauteilen sowie Fortschritte im Bereich mechanischer Getriebe und hydrostatischer Bauelemente (z.B. schnellaufende Pumpen) ermöglichen es heute, entsprechend kompakte Aktuatoren für einen weiten Leistungsbe-

reich zu entwickeln. Diskutiert werden für Flugsteuerungsanwendungen i.w. (vgl. Abb. 1)

- elektromechanische Antriebe (EMAs) mit 1 bis 2 lagegeregelten, elektronisch kommutierten Motoren an einem Untersetzungsgetriebe f. linearen oder rotatorischen Abtrieb,
- elektro-hydrostatische Antriebe (EHAs), bestehend aus einer E-Pumpe im geschlossenen Kreislauf mit einem Hydrozylinder (hier wird entweder der E-Motor geregelt oder das Pumpenvolumen verstellbar ausgeführt),
- konventionell durch ein zentrales Hydrauliksystem gespeiste Fly-by-Wire-Aktuatoren mit zusätzlicher Elektropumpe als "back-up"-Leistungsversorgung (EB-HA, BPM), sowie
- kleine lokale elektrisch gespeiste Hydrauliksysteme (HPPs – Hydraulic Power Packages), die wenige Verbraucher in ihrer Nähe (z.B. Fahrwerk, Bremsen) versorgen.

Aufgrund der Besonderheit der Last-Geschwindigkeits-Anforderungen lassen sich Flugsteuerungsaktuatoren anhand von 3 charakteristischen Lastpunkten auslegen:

- (0) maximal erforderliche Last (und zugeh. Geschwindigkeit),
- (1) Punkt max. Leistung, und die
- (2) max. Geschwindigkeit (mit zugehöriger Last).

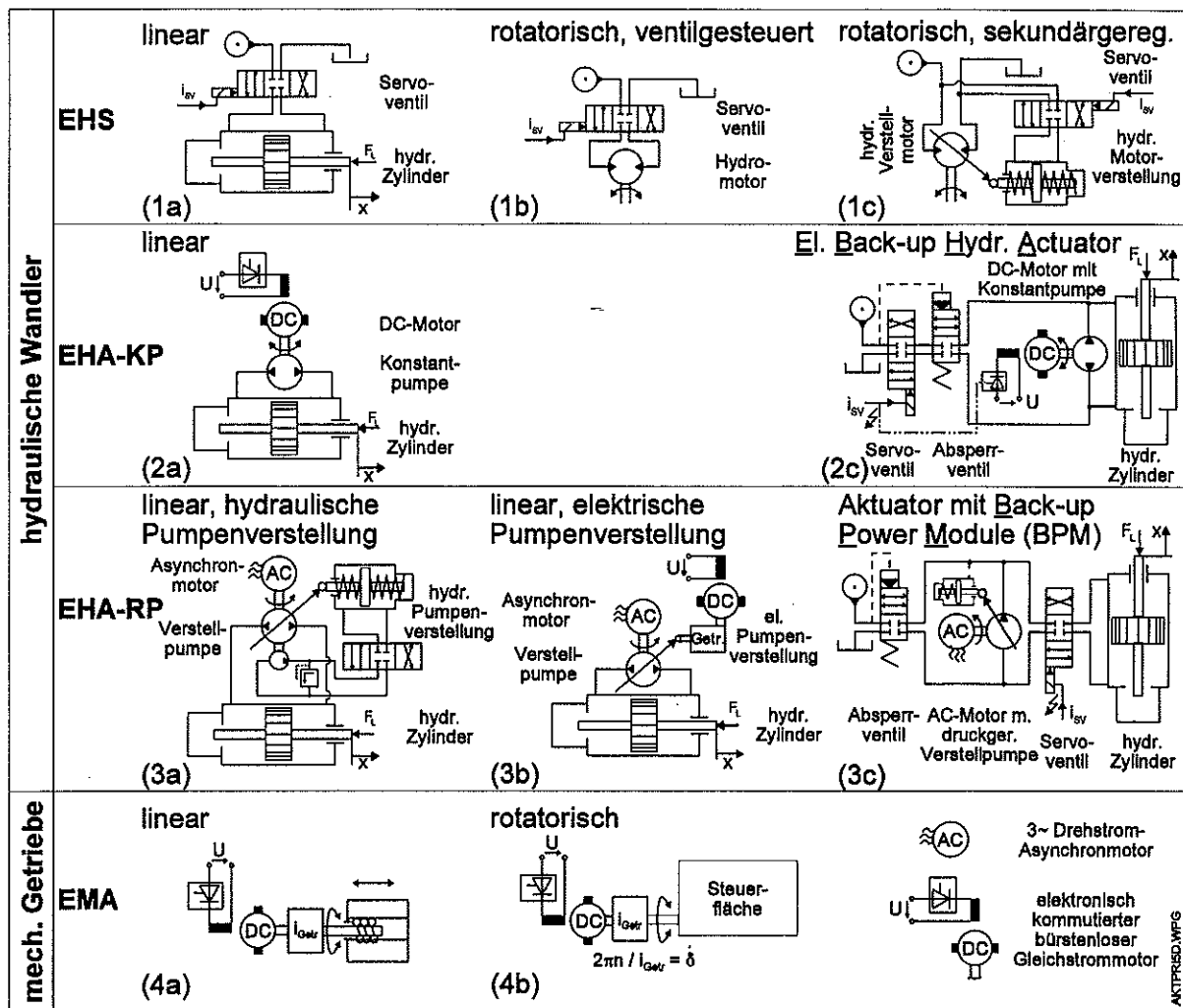


Abbildung 1: Grundtypen von FbW-Aktuatoren

Die Dimensionierung – und damit das Gewicht und der maximale Leistungsbedarf – der Aktuatoren hängt entscheidend von der Lage dieser drei Punkte zueinander ab. Hinzu kommt das ausgeprägte Kennlinienverhalten der E-Motore und die konzeptbedingt unterschiedlichen Betriebspunkte der Pumpen. Es ergibt sich meist nur geringer Gewichtsunterschied zwischen EHA-KP und EHA-RP. Entscheidend sind hier oft die Kühlmöglichkeiten: da im Betrieb des EHA-RP – insbesondere im Ruhezustand und beim Halten einer Last – ständig Verlustleistung anfällt, wird der EHA-RP durch einen zur Kühlung überdimensionierten Speicher oft schwerer als der EHA-KP, wenn keine Möglichkeit der Zwangskühlung besteht.

EMAs mit rotatorischem Abtrieb eignen sich i.d.R. nur für Anwendungen, in denen zwar eine hohe Stellgeschwindigkeit gefordert ist, die aufzubringenden Rudermomente jedoch gering sind.

Mit PbW-Aktuatoren lassen sich zumindest im Bereich ihrer Nenn- bzw. Maximalleistungen etwas bessere Wirkungsgrade als mit ventilsteuerten Antrieben erzielen. Wesentlich für eine Einsparung ist jedoch vor allem das Systemgewicht. Da die einzelnen elektrischen Antriebe schwerer und größer als die bisherigen Hydrozylinder bzw. -motore

werden, lassen sich nur durch den Ersatz kompletter Hydrauliksysteme spürbare Einsparungen erzielen. Dem Wegfall ganzer Hydrauliksysteme steht ein geringerer Komponenten- und Gewichtsaufwand für die Erweiterung des vorhandenen elektrischen Energieverteilungsnetzes gegenüber.

Trotz guter technischer Voraussetzungen für eine Realisierung solcher Antriebskonzepte wird man erst schrittweise auf die Zentralhydraulik verzichten. Ausgehend von den drei hydraulischen und vier elektrischen Referenzsystemen eines vierstrahligen Großraumflugzeugs werden drei beispielhafte Architekturen vorgestellt, bei denen schrittweise je ein weiteres Hydrauliksystem durch PbW-Konzepte ersetzt wird. Diese werden anhand der Systemgewichte und der zu installierenden Pumpen- bzw. Generatorleistungen mit der Referenzarchitektur verglichen.

Gegenüber den Einsatzmöglichkeiten von HPPs sind BPMs mit einer gegenüber den zentral hydraulisch gespeisten Antrieben auf ca. 2/3 verringerten Leistung zur Substitution des ersten Hydrauliksystems aus Sicherheitsgründen zu bevorzugen.

Da die Anzahl der Stellantriebe heute weniger durch die Art der Energiesysteme, als vielmehr durch die Steuerflächenarchitektur bestimmt werden, besitzt diese Lösung jedoch i.d.R. Gewichts Nachteile gegenüber einer Architektur mit z.B. EHAs und herkömmlichen hydraulischen Stellantrieben.

Wesentliche technische Ziele, die der PbW-Technologie zum Durchbruch verhelfen können, sind

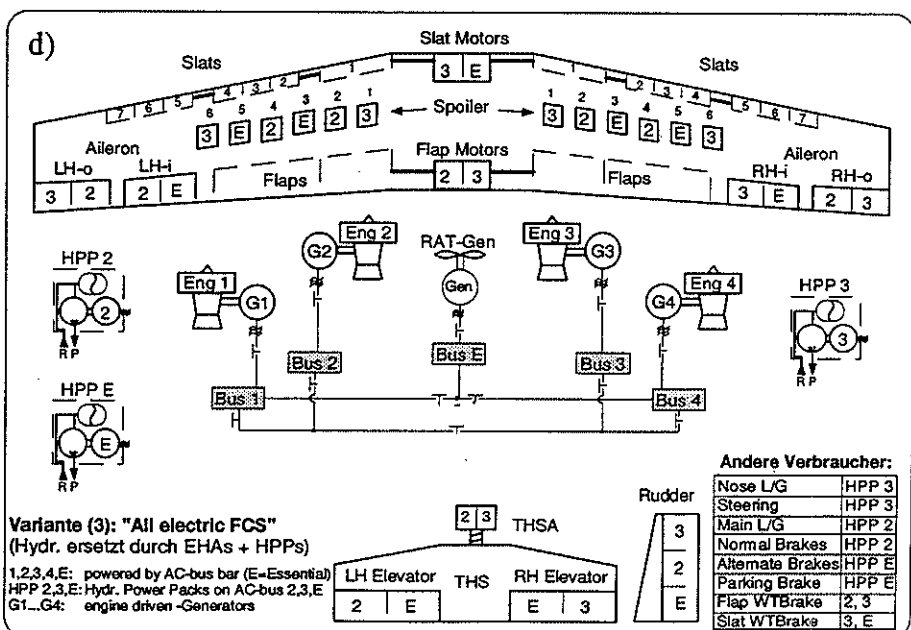
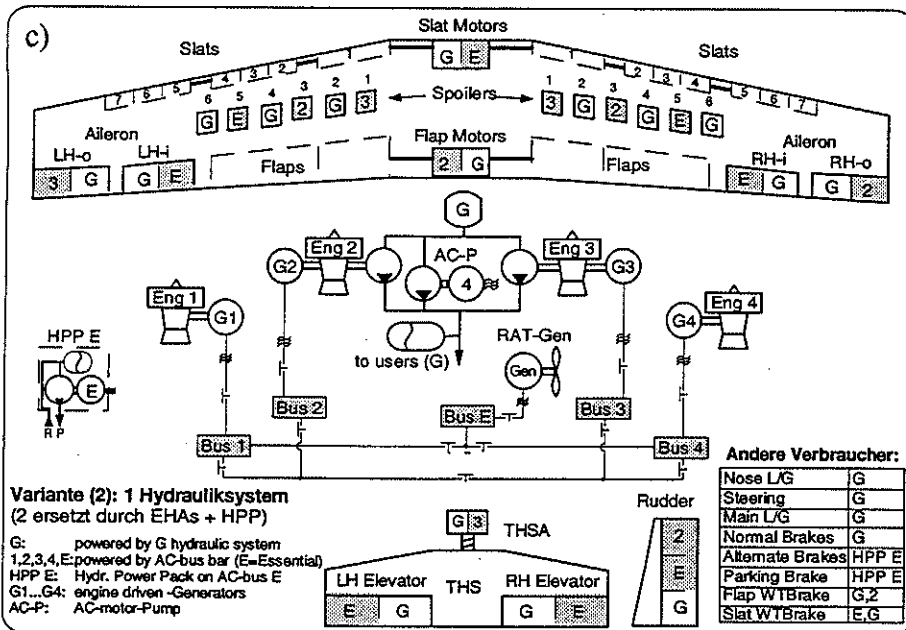
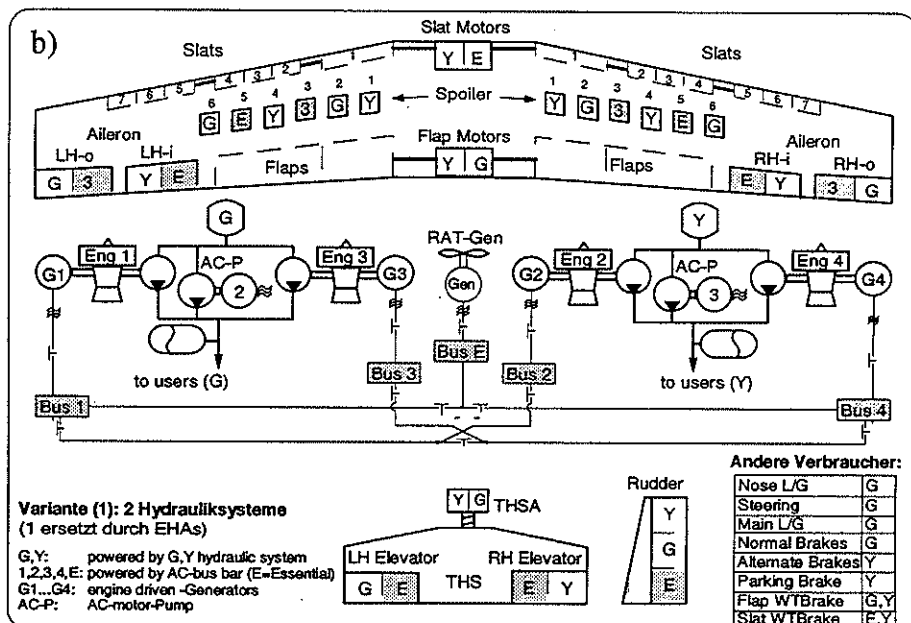
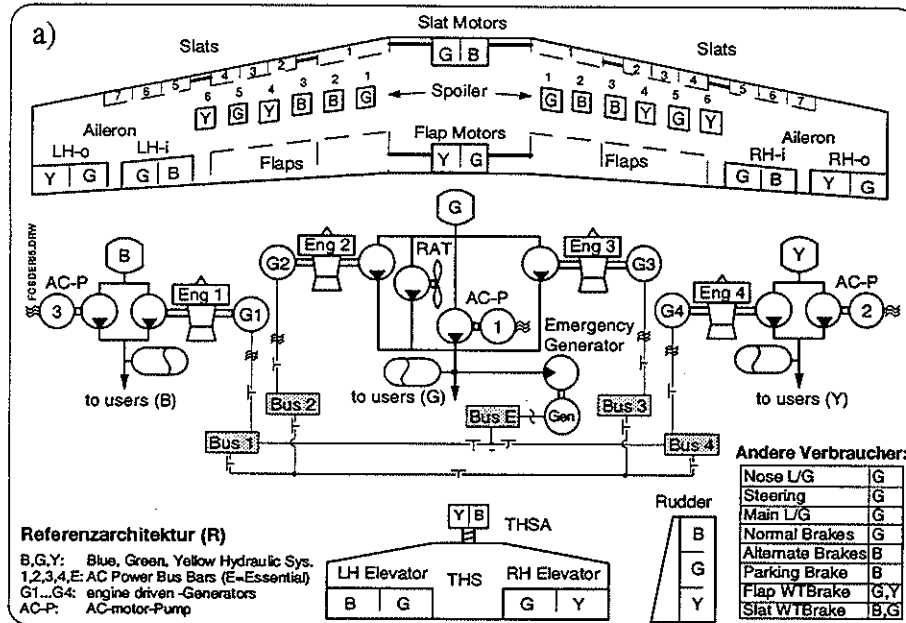
- Verbesserungen der Aktuator-Komponenten – schnelllaufende Pumpen, kompakte Leistungselektroniken, günstigere Wirkungsgrade zur Minderung des Kühlproblems – nicht zuletzt auch ihrer Zuverlässigkeit;
- die weitere Etablierung von ferngesteuerten Elementen (Sicherungen, Schütze, etc.) zur automatischen Steuerung und Überwachung der elektrischen Verteilungsnetze, auch für widrige Umweltbedingungen;
- die Durchsetzung sicherer, bidirektionaler digitaler Datenbusse für alle Systemkomponenten ('Smart Actuators' etc.); sowie
- ggf. die Einsatzreife der 270 VDC-Technologie, um weiteres Leitungsgewicht einzusparen.

Danksagung

Der Autor dankt der *Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH*, Hamburg, für die Finanzierung und freundliche Unterstützung des Forschungsprojektes *Entwicklung und Analyse neuer Flugsteuerungssysteme unter dem Gesichtspunkt einer stufenweisen Einführung der Power-by-Wire-Technologie*.

Literatur

- [1] *Actionneur hydraulique à mode hydrostatique de fonctionnement de préférence en secours, et système de commande de vol le comportant.* European Patent EP 0 477 079 B1, Aero-spatale SNI, Paris, France, 1991.
- [2] Backé, Wolfgang, Prof. Dr.-Ing. *Servohydraulik.* Umdruck zur gleichnamigen Vorlesung an der RWTH Aachen; IHP der RWTH Aachen, 6. Auflage 1992
- [3] Bossche, van den, D. u.a. *Airbus A330/A340 Primary Flight Control Actuation System.* Tagungsvortrag des SAE Committee A6, 1991; SAE Atlanta, Georgia, 1991
- [4] A. Doyle. *More and more electric.* Flight International August 28, 1996, pp. 124-126.
- [5] Eismin, T.K., Bent, R.D., McKinley, J.L. *Aircraft Electricity and Electronics.* Glencoe Division of Macmillan / McGraw-Hill, Lake Forest, Illinois, u.a.; 4. Auflage 1989
- [6] S. Frischmeier. *Electrohydrostatic Actuators for Aircraft Primary Flight Control – Types, Modelling and Evaluation.* Tagungsband der "5th Scandinavian Int. Conference on Fluid Power, SICFP '97", Linköping, Schweden, 28.-30. Mai 1997; Bd 3, S. 83-98.
- [7] C.W. Helsley. *Power by Wire: The All Electric Airplane.* SAE Conference, Los Angeles, Nov. 1977.
- [8] Ivantysyn, J. und M. *Hydrostatische Pumpen und Motoren - Konstruktion und Berechnung.* Vogel Verlag, Würzburg, 1. Aufl. 1993.
- [9] *Joint Aviation Requirements, Part 25 – Large Aeroplanes.* Civil Aviation Authority, Cheltenham, UK.
- [10] O. Kunze. *Hydraulische Back-Up- Power-Module - Ein Schritt zur Realisierung neuer Energiearchitekturen in Großraumflugzeugen.* Tagungsband der '10. Fachtagung Hydraulik und Pneumatik', Dresden, 05./06. Oktober 1995.
- [11] W.E. Murray, L.J. Feiner, R.R. Flores. *Evaluation of All-Electric Secondary Power for Transport Aircraft.* NASA Contractor Report 189077, January 1992.
- [12] Pallett, E.H.J. *Aircraft Electrical Systems.* Verlag Longman Scientific & Technical; 3. Auflage 1987
- [13] Raymond, E.T. *Aircraft Flight Control Actuation System Design.* SAE, Warrendale, PA, USA, 1. Auflage 1993
- [14] Schneider, Wolfgang. *Die Entwicklung und Bewertung von Gewichtsabschätzungsformeln für den Flugzeugentwurf unter Zuhilfenahme von Methoden der mathematischen Statistik und Wahrscheinlichkeitsrechnung.* Diss. TU Berlin, Fachbereich Verkehrswesen, 1973
- [15] D. Scholz. *Betriebskostenschätzung von Flugzeugsystemen als Beitrag zur Entwurfsoptimierung.* Tagungsband der 'DGLR-Jahrestagung 1995', Bonn, 26.-29. September 1995.
- [16] York, Ray A. *Flight Weight Actuators - An Evaluation of the Weight of Aircraft Hydraulic Actuators.* Vortrag auf dem 73. Treffen des SAE-A6-Komitees, 16.-20. Oktober 1977; Firmenschrift der Parker-Bertea Corp., Irvine, California, USA, in der überarbeiteten Fassung vom April 1978



ASPEKTE EINES MODULAREN FLUGSTEUERUNGSRECHNERS HINSICHTLICH FUNKTION, SICHERHEIT, WIRTSCHAFTLICHKEIT

Reinhard Reichel
Bodenseewerk Gerätetechnik GmbH, Überlingen

Abstract

Basierend auf Anforderungen hinsichtlich Leistung, Sicherheit und Wirtschaftlichkeit wird ein Weg aufgezeigt, der weg von den herkömmlichen Rechnersystemen hin zu modularen Rechnersystemen in der Flugsteuerung führt.

Im Vordergrund steht dabei weniger die Entwicklung zusätzlicher Flugsteuerfunktionen als vielmehr das Ziel, das Rechnersystem hinsichtlich Kosten, Dispatchability und Wartungsaufwand deutlich zu verbessern.

Dabei werden mit dem neuen Rechnersystem gleichzeitig zwei Ziele angestrebt:

1. das Rechnersystem soll den bei Großflugzeugen im Vordergrund stehen Anforderungen nach erhöhter Dispatchability bei gleichzeitig reduziertem Wartungsaufwand (incl. deferred Maintenance) gerecht werden
2. das Rechnersystem soll durch seine niedrigen Anschaffungskosten FLY-BY-WIRE auch für kleine Flugzeuge (50-Sitzer aufwärts) attraktiv machen.

Um die oben formulierten und zum Teil widersprüchlichen Anforderungen zu erfüllen, wurde folgender Weg beschritten:

- das Rechnersystem wurde modular in Form eines Kabinetts mit Line-Replaceable-Modules (LRM) aufgebaut, wobei die Anzahl der verschiedenen Typen von LRMs minimal ist; durch Variation der Anzahl von LRMs pro Kabinett kann der Rechner den jeweiligen Anforderungen angepaßt werden (geringe Anschaffungskosten oder extrem hohe Dispatchability)
- Integration der extrem sicherheitskritischen Funktionen wie primäre Flugsteuerung, sekundäre Flugsteuerung, Flugführung (Autopilot), Flugbereichsüberwachung, Schubsteuerung in ein Rechnersystem
- Anwendung von effizienten Methoden der Redundanzverwaltung wie Dynamic Resource Sharing
- Aufbau des Rechners aus zwei sich ergänzenden Teilrechnern (Main-System und Direct-Link-System), wobei keiner der beiden Teilrechner absolut sicherheitskritisch ist.

ENTWURFSANFORDERUNGEN AN DEN FLUGSTEUERUNGSRECHNER

ANFORDERUNGSKRITERIEN AN DAS RECHNERSYSTEM	ANFORDERUNGEN AN DAS RECHNERSYSTEM EINGESETZT BEI KLEINEN FLUGZEUGEN	ANFORDERUNGEN AN DAS RECHNERSYSTEM EINGESETZT BEI GROßEN FLUGZEUGEN
LEISTUNGSUMFANG	STAND HEUTE	STAND HEUTE
SICHERHEIT	STAND HEUTE	STAND HEUTE
INITIAL FIT COSTS	DEUTLICH NIEDRIGER ALS STAND HEUTE	STAND HEUTE (?)
DISPATCHABILITY	STAND HEUTE	HÖHER ALS STAND HEUTE
DEFERRED MAINTENANCE	STAND HEUTE	HÖHER ALS STAND HEUTE
WARTUNGSUMFANG	NIEDRIGER ALS STAND HEUTE	NIEDRIGER ALS STAND HEUTE

STAND HEUTE: STAND BEI A320 ODER A330/340

REDUKTION DER INITIAL FIT COSTS

- **BETRACHTUNG EINER FUNKTION**
 - **KEINE SIGNIFIKANTE REDUKTION DER INITIAL FIT COSTS MÖGLICH**
- **BETRACHTUNG EINER FUNKTIONSGRUPPE**
 - **BASIS FÜR SIGNIFIKANTE REDUKTION DER INITIAL FIT COSTS**
- **AUSGEWÄHLTE FUNKTIONSGRUPPE UMFAßT FUNKTIONEN MIT FOLGENDEN REALISIERUNGSANFORDERUNGEN**
 - **REALISIERUNG DER FUNKTION MUß FEHLER ABSOLUT SICHER SELBST ERKENNEN UND PASSIVIEREN KÖNNEN UND/ODER**
 - **REALISIERUNG DER FUNKTION MUß FEHLERTOLERANT SEIN UND ALLE NOTWENDIGEN REKONFIGURATIONEN OHNE HILFE VON AUßEN DURCHFÜHREN**
- **FUNKTIONSGRUPPE UMFAßT**
 - **PRIMÄRE FLUGSTEUERUNG**
 - **SEKUNDÄRE FLUGSTEUERUNG**
 - **AUTOPILOT MIT FLIGHT DIRECTOR**
 - **FLUGBEREICHSÜBERWACHUNG**
 - **AUTOMATISCHE SCHUBSTEUERUNG**

REDUZIERUNG DER INITIAL FIT COSTS UND DES WARTUNGSAUFWANDS DES RECHNERS

1. TRENNUNG VON RECHENFUNKTIONEN (APPLIKATIONEN) VON DEN I/O-FUNKTIONEN

2. AUFBAU DES RECHNERS SO,

- **DAß ALLEN RECHENEINHEITEN ALLE I/O ZUR VERFÜGUNG STEHEN**
 - **DAß EINE FEHLERAUSBREITUNG**
 - **ZWISCHEN DEN RECHENEINHEITEN UND I/O EINHEITEN**
 - **ZWISCHEN DEN RECHENEINHEITEN**
 - **ZWISCHEN DEN I/O-EINHEITEN**
- NICHT MÖGLICH IST**

3. AUFBAU DES RECHNERSYSTEMS AUS ZWEI SICH ERGÄNZENDEN TEILSYSTEMEN

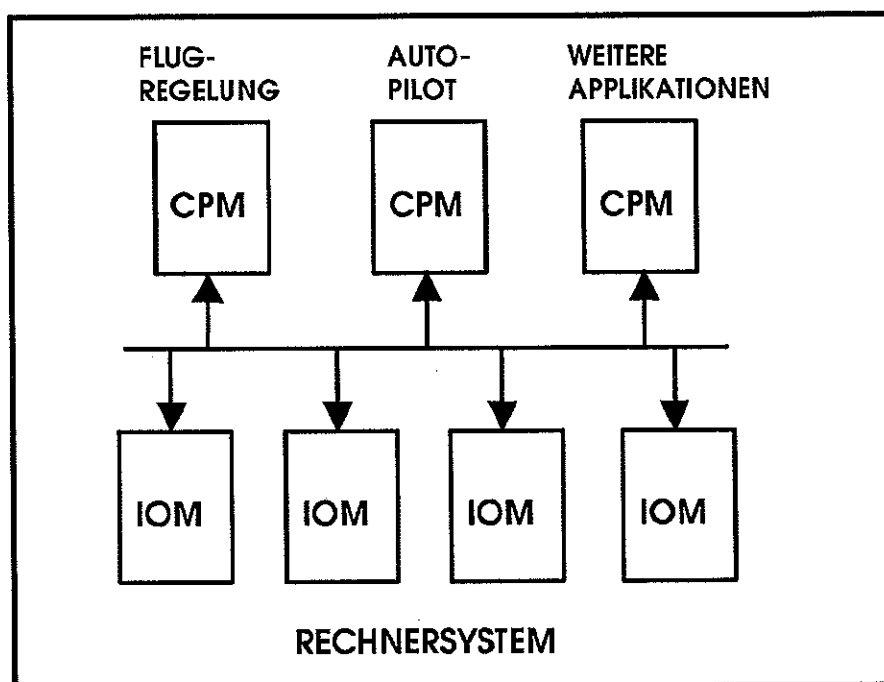
- **MAIN-SYSTEM**
- **DIRECT-LINK-SYSTEM**

**KEINES DER BEIDEN TEILSYSTEME IST ABSOLUT
SICHERHEITSKRITISCH**

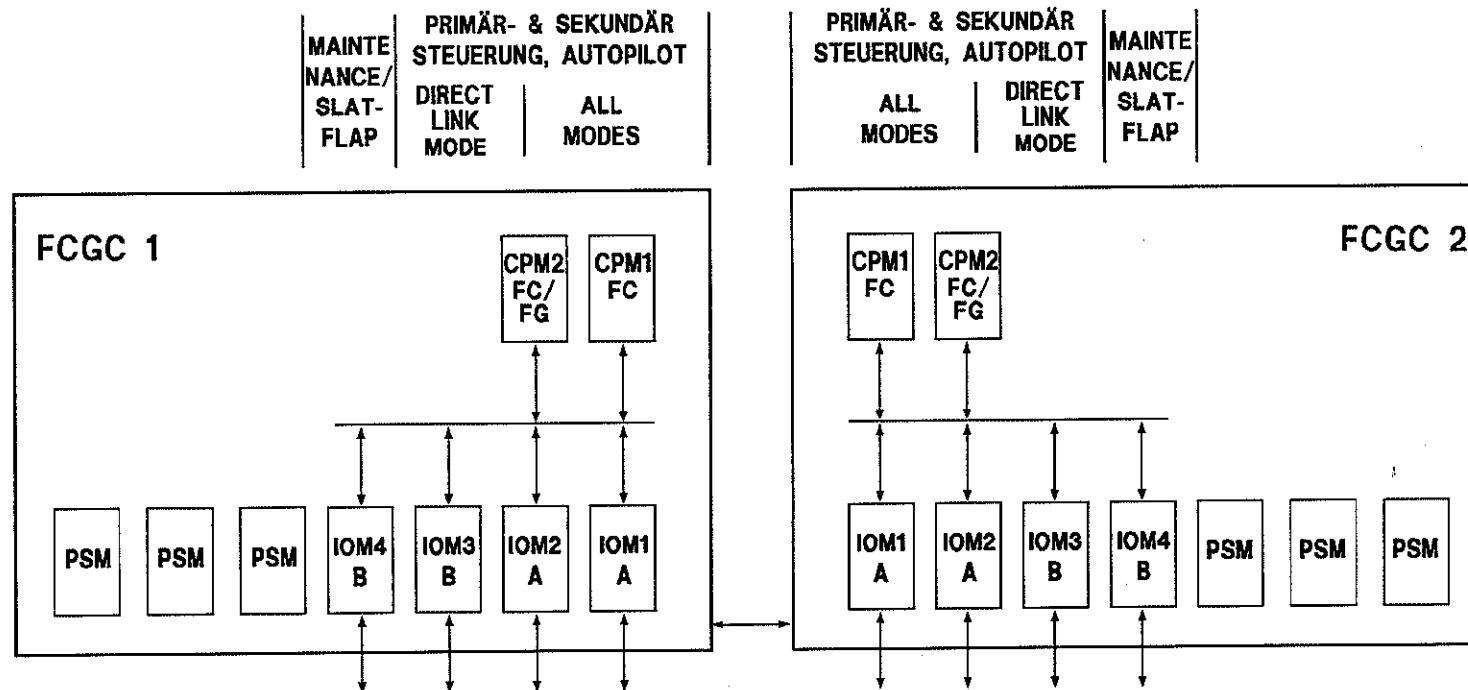
4. AUFBAU DES RECHNERSYSTEMS AUS

- **MÖGLICHST KLEINEN MODULEN UND**
- **MÖGLICHST WENIG VERSCHIEDENEN TYPEN VON MODULEN**

TRENNUNG VON RECHENAUFGABEN UND I/O-FUNKTIONEN



- **EFFIZIENTERE NUTZUNG VON I/Os BZG. HW UND SW**
- **EFFIZIENTERE NUTZUNG VON RECHENRESSOURCEN**
- **AUFBAU IN FORM KLEINER AUSTAUSCHBARER MODULE (KLEINE UND BILLIGE EINHEITEN)**



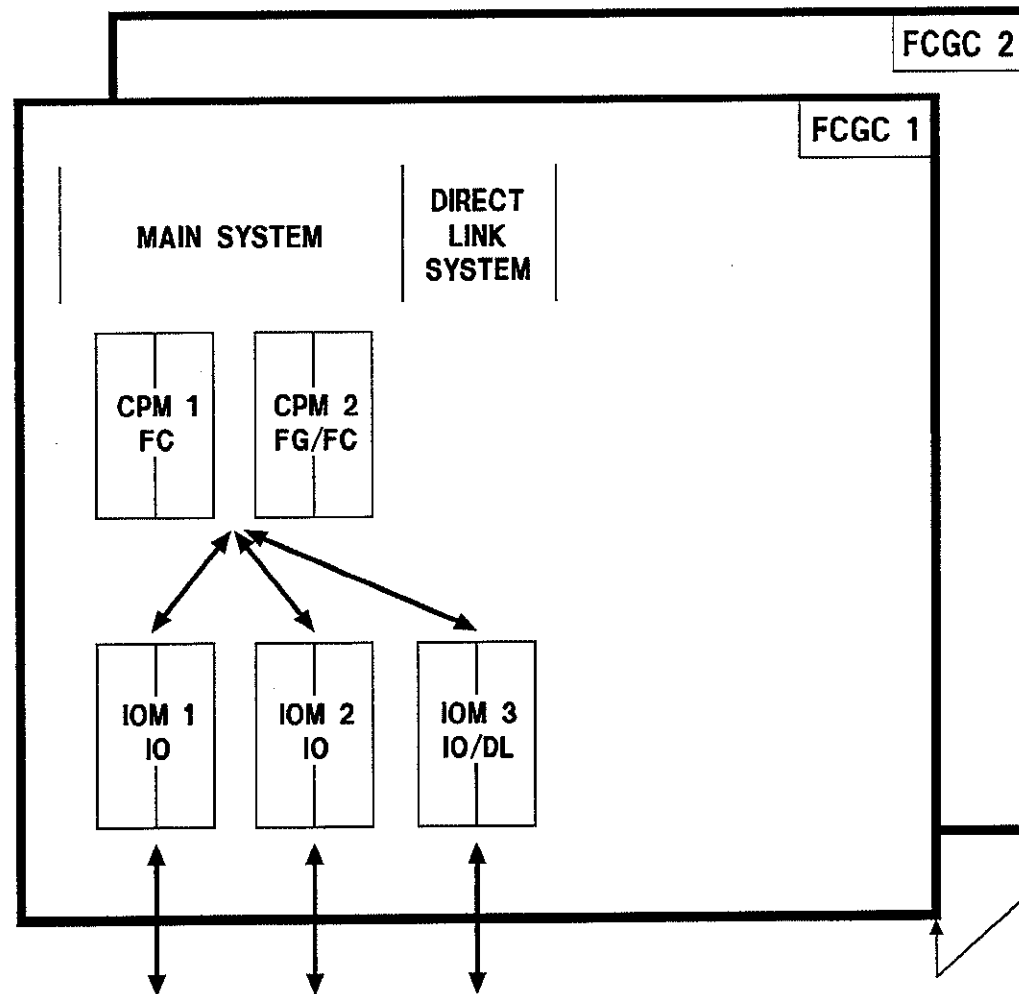
DGLR.11

BASISAUSFÜHRUNG DES REDUNDANTEN RECHNERSYSTEMS (FCGC.....FLIGHT CONTROL COMPUTER)

PSM
CPM
IOM

Power Supply Module
Computing Module,
Input/Output Module,

CPM1 und CPM2 sind vom gleichen Typ
IOM1 und IOM2 sind vom Type IOM A, IOM3 u. IOM4 sind vom Typ IOM B

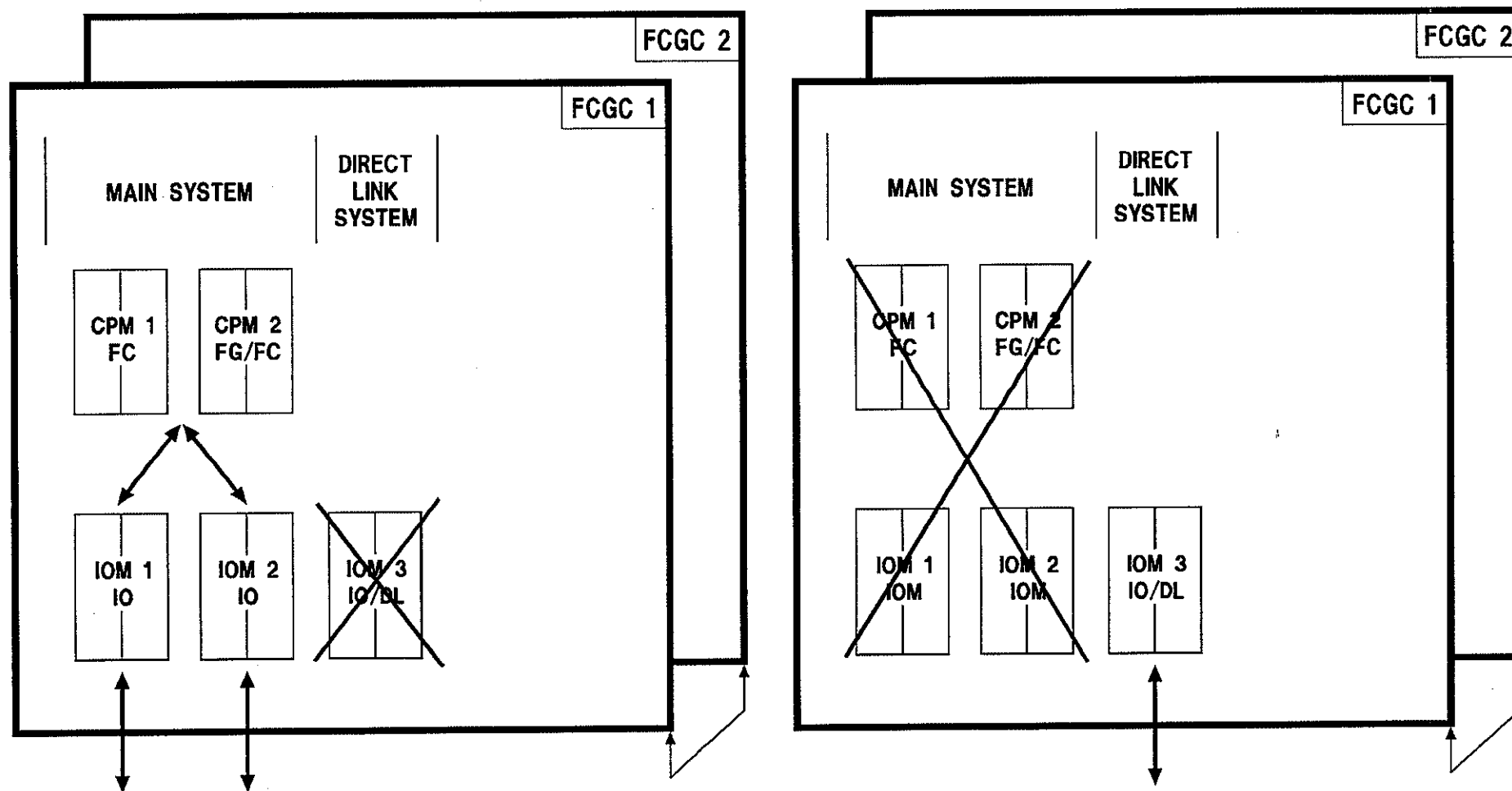


DGLR09

RECONFIGURATION DUE TO GENERIC FAULTS

MAIN SYSTEM AND DIRECT LINK SYSTEM OPERATIVE

⇒ IOM 3 OPERATES IO-TASKS



DGLR10

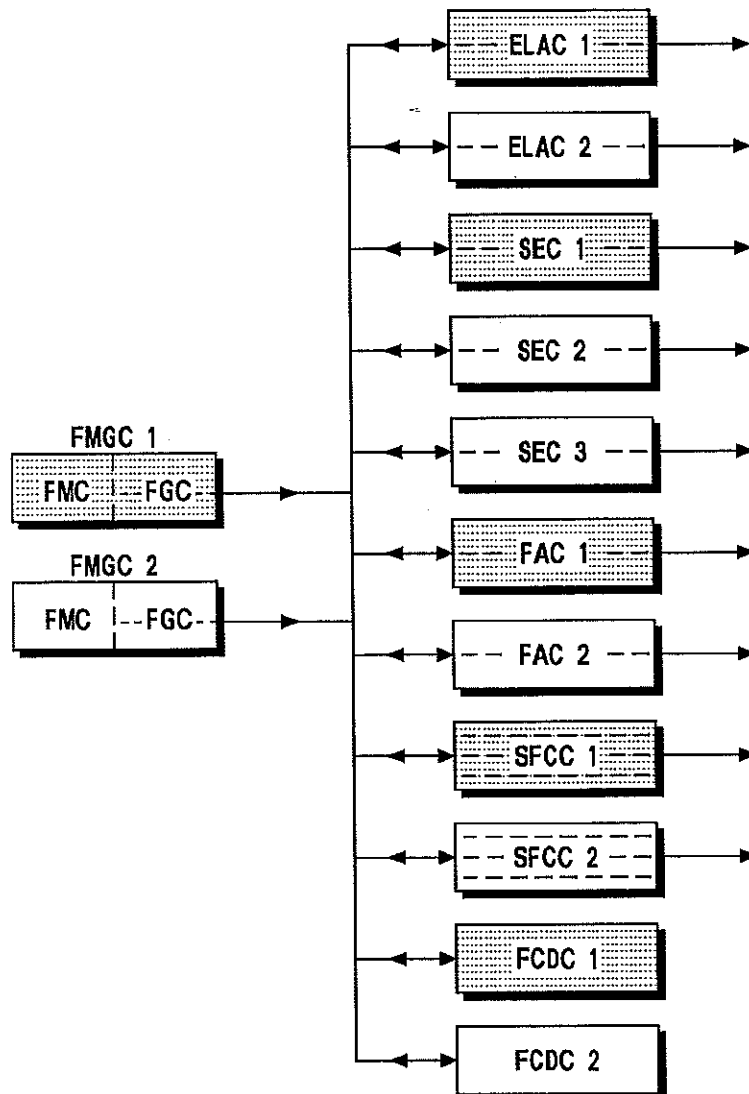
RECONFIGURATION DUE TO GENERIC FAULTS

MAIN SYSTEM OPERATIVE, DIRECT LINK SYSTEM FAILED

⇒ MAIN SYSTEM CONTINUES FULL OPERATION

MAIN SYSTEM FAILED, DIRECT LINK SYSTEM OPERATIVE

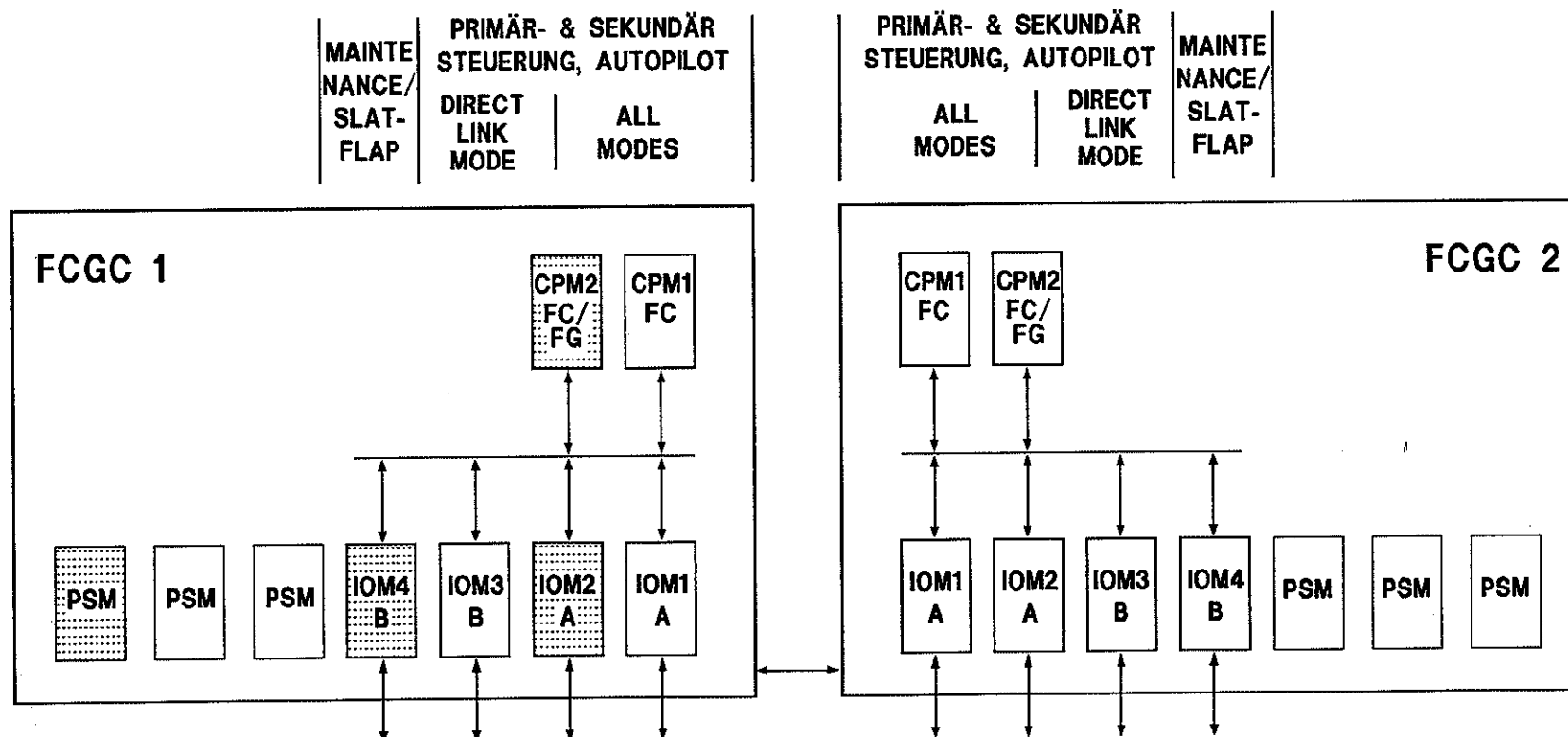
⇒ DIRECT LINK SYSTEM CONTINUES DEGRADED OPERATION



DGLR18

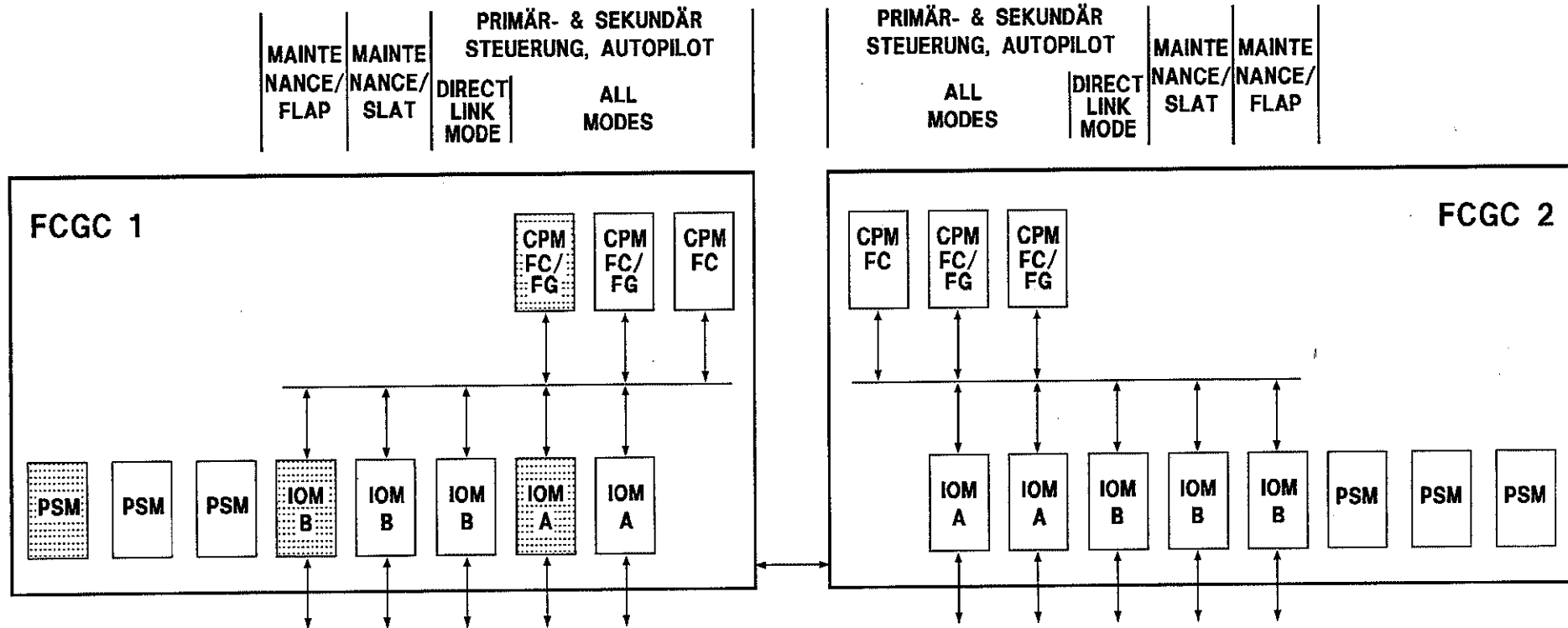
FBW - SYSTEM A320

**SPARE HARDWAREUMFANG
(GRAPHISCH HINTERLEGTE RECHNEREINHEITEN)**



DGLR.15

BASISAUSFÜHRUNG DES REDUNDANTEN RECHNERSYSTEMS
SPARE HARDWAREUMFANG (SPARE-MODULE)
 (GRAPHISCH HINTERLEGTE RECHNEREINHEITEN)



DGLR.16

**ERWEITERTE AUSFÜHRUNG DES REDUNDANTEN RECHNERSYSTEMS
SPARE HARDWAREUMFANG (SPARE-MODULE)
(GRAPHISCH HINTERLEGTE RECHNEREINHEITEN)**

WIRTSCHAFTLICHKEITS- ASPEKT	FCGC/STANDARD	FCGC/ERWEITERT
UMFANG AN HW PRO FLUGZEUG	REDUKTION DES HARDWAREAUFWANDS UM MEHR ALS DEN FAKTOR 2 IM VERGLEICH ZU EXISTIERENDEN RECHNERN	REDUKTION DES HARDWAREAUFWANDS UM CA. DEN FAKTOR 2 IM VERGLEICH ZU EXISTIERENDEN RECHNERN
ENTWICKUNGSAUF-WAND AN SW	IM VERGLEICH ZU EXISTIERENDEN RECHNERSYSTEMEN STARK REDUZIERT DURCH VERWENDUNG DES REDUNDANZBETRIEB- SYSTEMS IN ALLEN MODULEN	IM VERGLEICH ZU EXISTIERENDEN RECHNERSYSTEMEN STARK REDUZIERT DURCH VERWENDUNG DES REDUNDANZBETRIEB- SYSTEMS IN ALLEN MODULEN
DISPATCHABILITY	• BEI EINEM FEHLER IN JEDEM FALL GEGEBEN (EV. CATIIIB VERLOREN) • BEI ZWEI FEHLERN IMMER DANN GEGEBEN, WENN NICHT GERADE ZWEI CPM FEHLERHAFT SIND	• BEI EINEM FEHLER IN JEDEM FALL GEGEBEN (ALLE FUNKTIONEN INCL. CATIIIB VERFÜGBAR) • BEI ZWEI FEHLERN IN JEDEM FALL GEGEBEN (ALLE FUNKTIONEN INCL. CATIIIB VERFÜGBAR) • BEI DREI FEHLERN IMMER DANN GEGEBEN, WENN NICHT AUSSCHLIEßLICH DREI MODULE VON EINEM TYP BETROFFEN SIND
DEFERRED MAINTENANCE NACH DEM ERSTEN FEHLER	GEGEBEN, SOFERN BEI EINEM FEHLER NICHT CATIIIB VERLANGT WIRD; BEIM AUSFALL DES ZUVERLÄSSIGSTEN MODULS, NÄMLICH DES CPM, IST DIE CATIIIB-FÄHIGKEIT NICHT MEHR GEGEBEN	GEGEBEN, DA SELBST NACH EINEM ZWEITEN FEHLER NOCH ALLE FUNKTIONEN VOLL ZUR VERFÜGUNG STEHEN

WIRTSCHAFTLICHKEITSASPEKTE DES MODULAREN FLUGSTEUERUNGSRECHNERS

Teil D:

Systemrepräsentanz in Flugsimulationen

Gesichtspunkte zur Modellierung von Subsystemen für Simulationszwecke

*Dietrich Fischenberg
DLR-Institut für Flugmechanik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig*

Übersicht

Der Vortrag erläutert die Systemrepräsentanz von zwei Teilmodellen in Flugsimulatoren und beschäftigt sich mit der Frage, wie eine *angemessene* Modellqualität erzielt werden kann. Ein *angemessenes* Modell ist als optimaler Kompromiß zwischen Modellkomplexität, Überschaubarkeit, Wartbarkeit und Erfassen der wesentlichen physikalischen Effekte anzusehen. Als Beispiel wird die Entwicklung zweier Systemmodelle für eine Flugsimulation in FAA Level C/D Qualität aufgezeigt: (a) für das Rolls-Royce M45H Turbofan-Triebwerk und (b) für ein Fahrwerksmodell. Die erforderliche Qualität eines Flugsimulators wird entsprechend ihrem 'Level' in Handbüchern definiert, z.B. von der FAA mit dem Advisory Circular 120-40B oder den JAA international mit dem JAR-STD 1A.

Wesentlicher Teil der Modellentwicklung sind die Bestimmung der Modellparameter und die Validierung der Modelle. Da die Dynamik der zu modellierenden Systeme im allgemeinen durch vereinfachende Ersatzmodelle angenähert wird, sind Messungen am realen System wesentlich, um die Modellstruktur und -güte zu überprüfen (validieren).

Für die Entwicklung des Triebwerksmodells werden Messungen von dynamischen Schubhebelverstellungen in verschiedenen Flugenveloppenpunkten zur Parameterbestimmung mit Hilfe der Systemidentifizierung ausgewertet. Auf diese Weise werden die Modellparameter für die Dynamik der Fuel Control Unit und der Fanwelle gültig in der gesamten Enveloppe bestimmt. Dabei wird die Modellstruktur validiert und angepaßt. Es wird die erzielte Qualität anhand von Zeitverläufen und Phasendiagrammen gezeigt. Ferner wird der Einfluß von Flughöhe und -geschwindigkeit auf die Modelldynamik verdeutlicht, immer im Vergleich mit den entsprechenden Meßdaten.

Im Falle des Fahrwerks werden Messungen von Rollversuchen (Taxi Tests), Starts und Landungen mit dem kompletten Flugzeug ausgewertet, um Modellparameter anzupassen, wie z.B. die Kennlinie der Reifenseitenkraft bei Lenkeingaben. Ferner wird anhand der Meßdaten die Güte des Ground Handling Modells für die FAA-Tests 'Rate of Turn vs. Nosewheel Steering' und 'Normal Takeoff' innerhalb der von den Handbüchern geforderten Toleranzen nachgewiesen.

Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V.

Gesichtspunkte zur Modellierung von Subsystemen für Simulationszwecke

Dietrich Fischenberg
DLR - Institut für Flugmechanik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Germany

Vortrag auf dem 2. Symposium Flugzeug-Systemtechnik
15./16. September 1997
Technologiezentrum Hamburg-Finkenwerder



Wie wird eine *angemessene* Modellqualität erzielt?

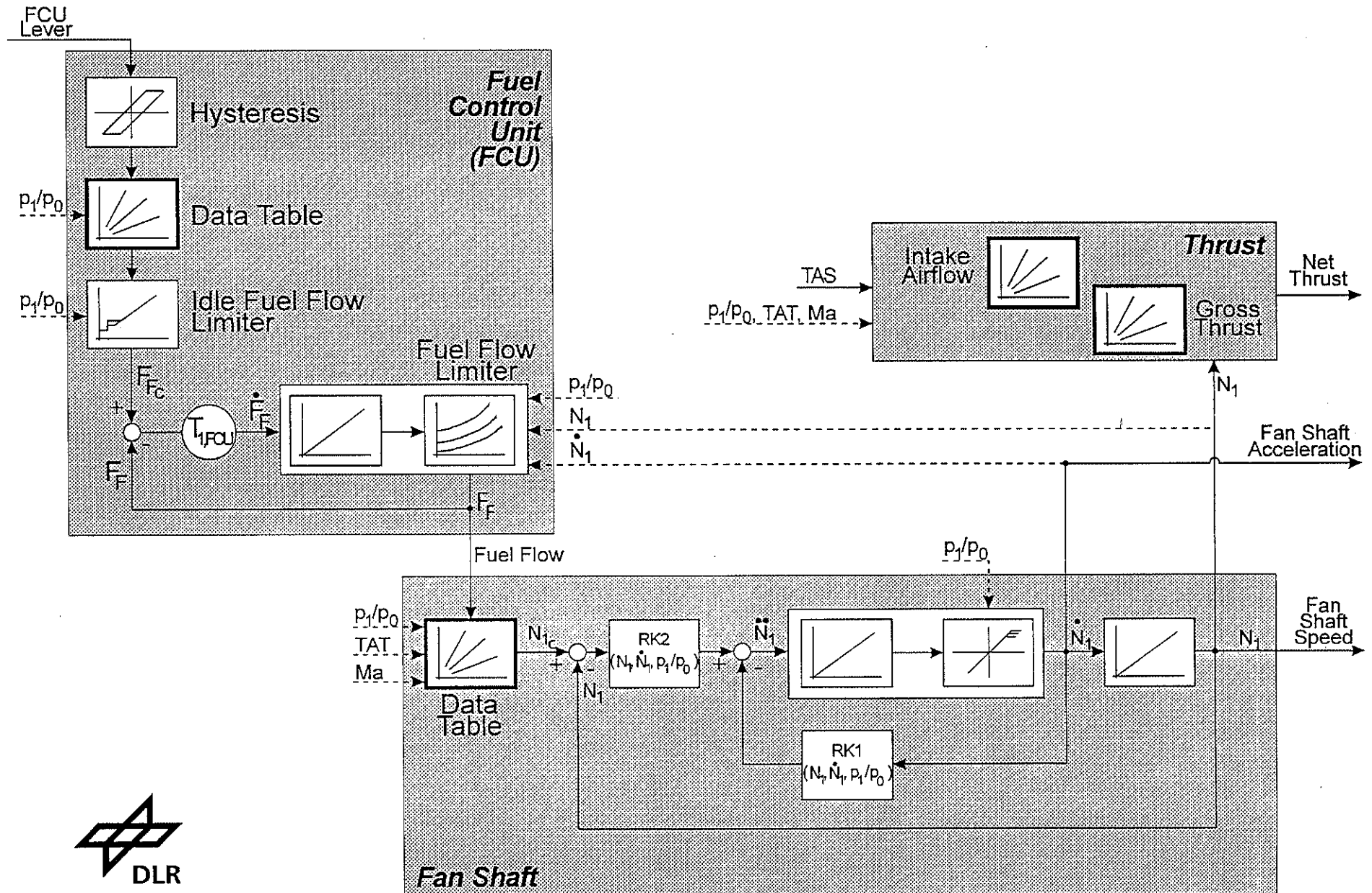
- Entwicklung einer Modellstruktur
- Bestimmung der Modellparameter (z. B. Identifizierung)
- Modellanpassungen
- Modellüberprüfung mit Meßdaten (Validierung)

Beispiel:

Systemmodelle in Level C/D-Simulatorqualität für

- Triebwerk (Rolls-Royce M45H)
- Fahrwerk (DO-328, C-160)

Dynamic Model of M45H-Turbofan Engine

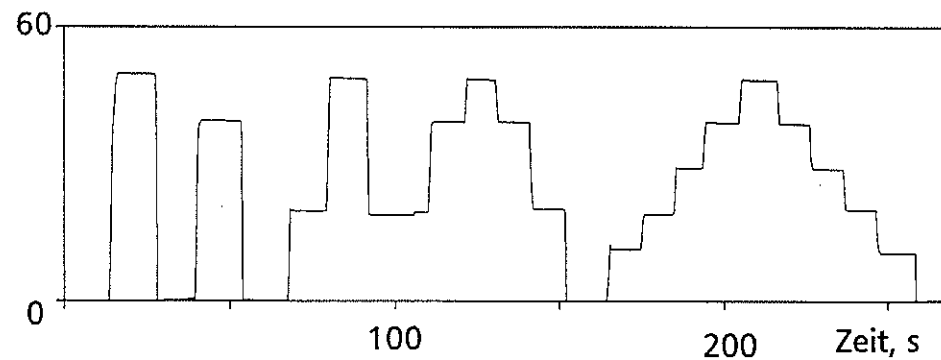


Identifizierungs-/Validierungstestprogramm

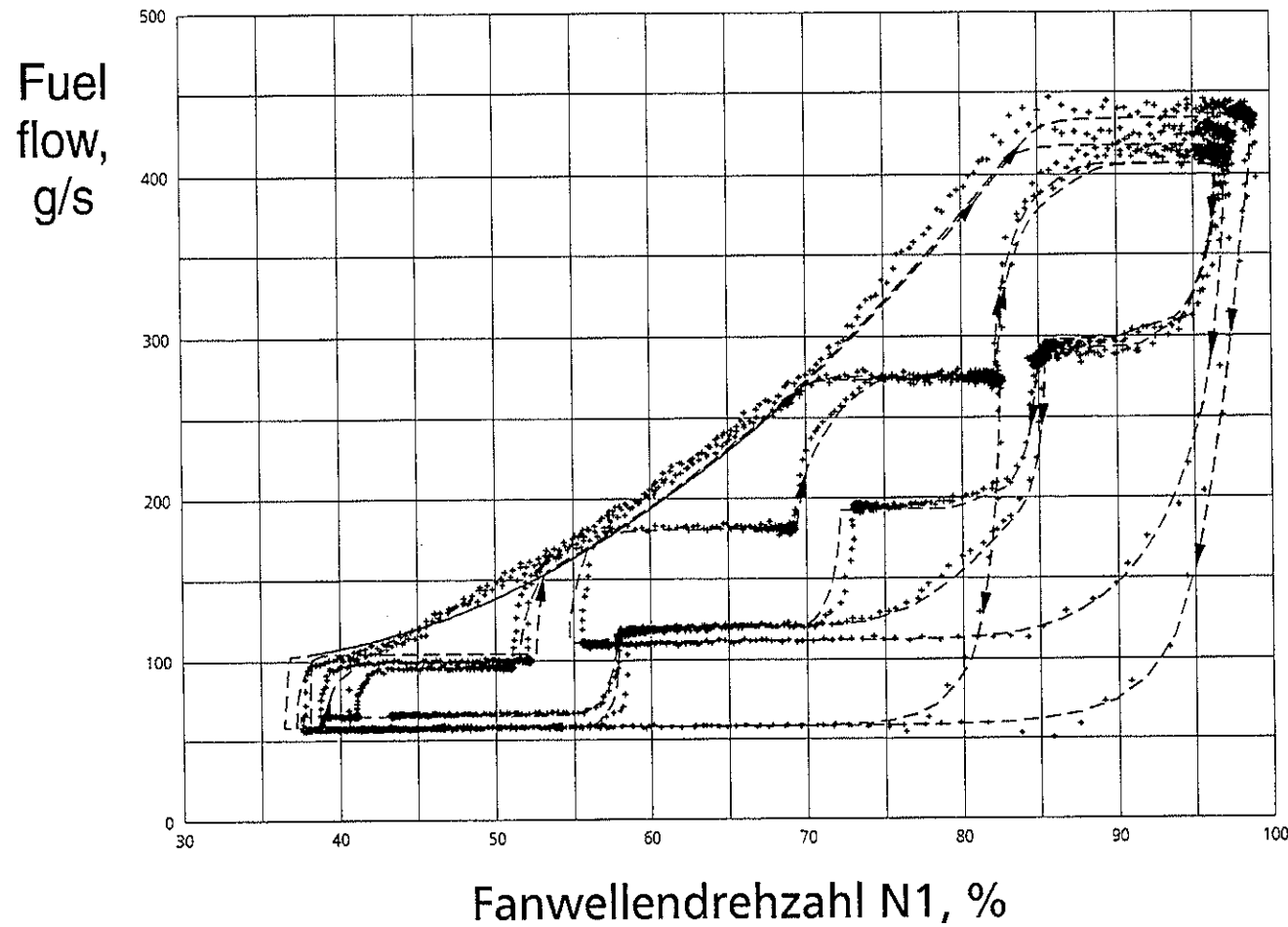
Enveloppenpunkte:

CAS	0 kt	150 kt	190 kt	240 kt
Boden	•			
FL50		•	•	•
FL150		•	•	•
FL240		•	•	•

Throttle-Sequenz:



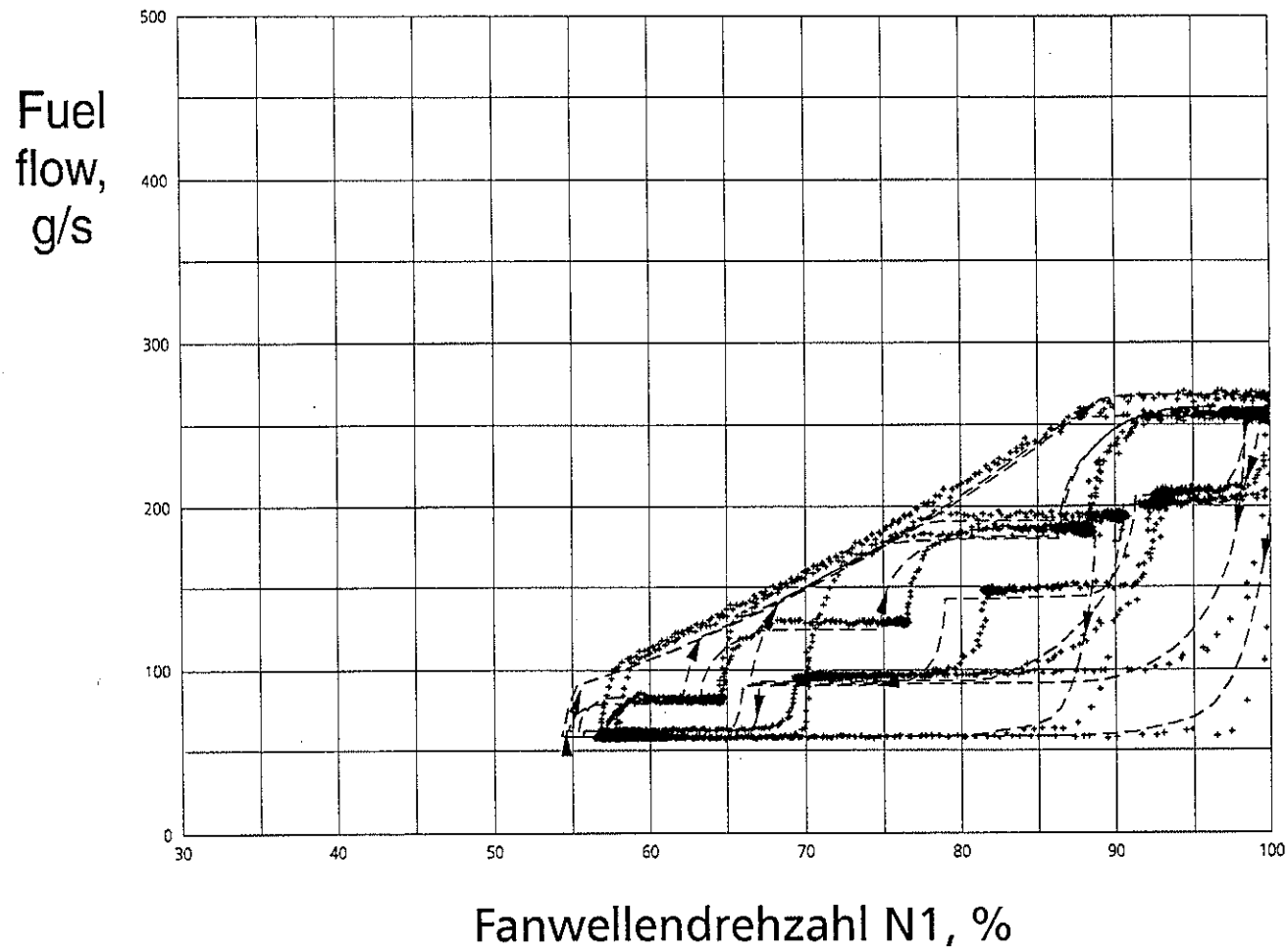
Fuel Flow über Fanwellendrehzahl



FL 50
CAS=150 kt

++ Messung
--- Modell

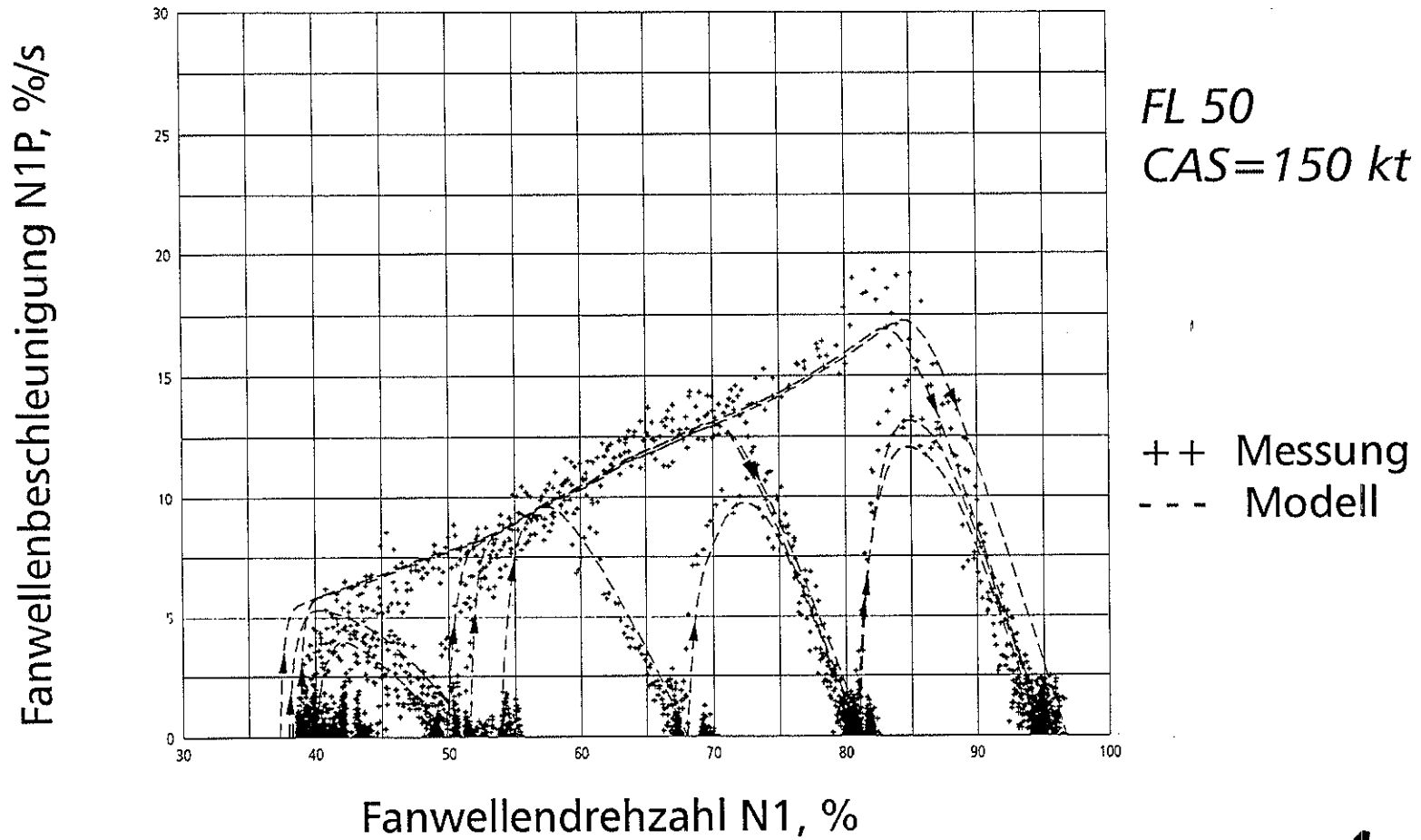
Fuel Flow über Fanwellendrehzahl



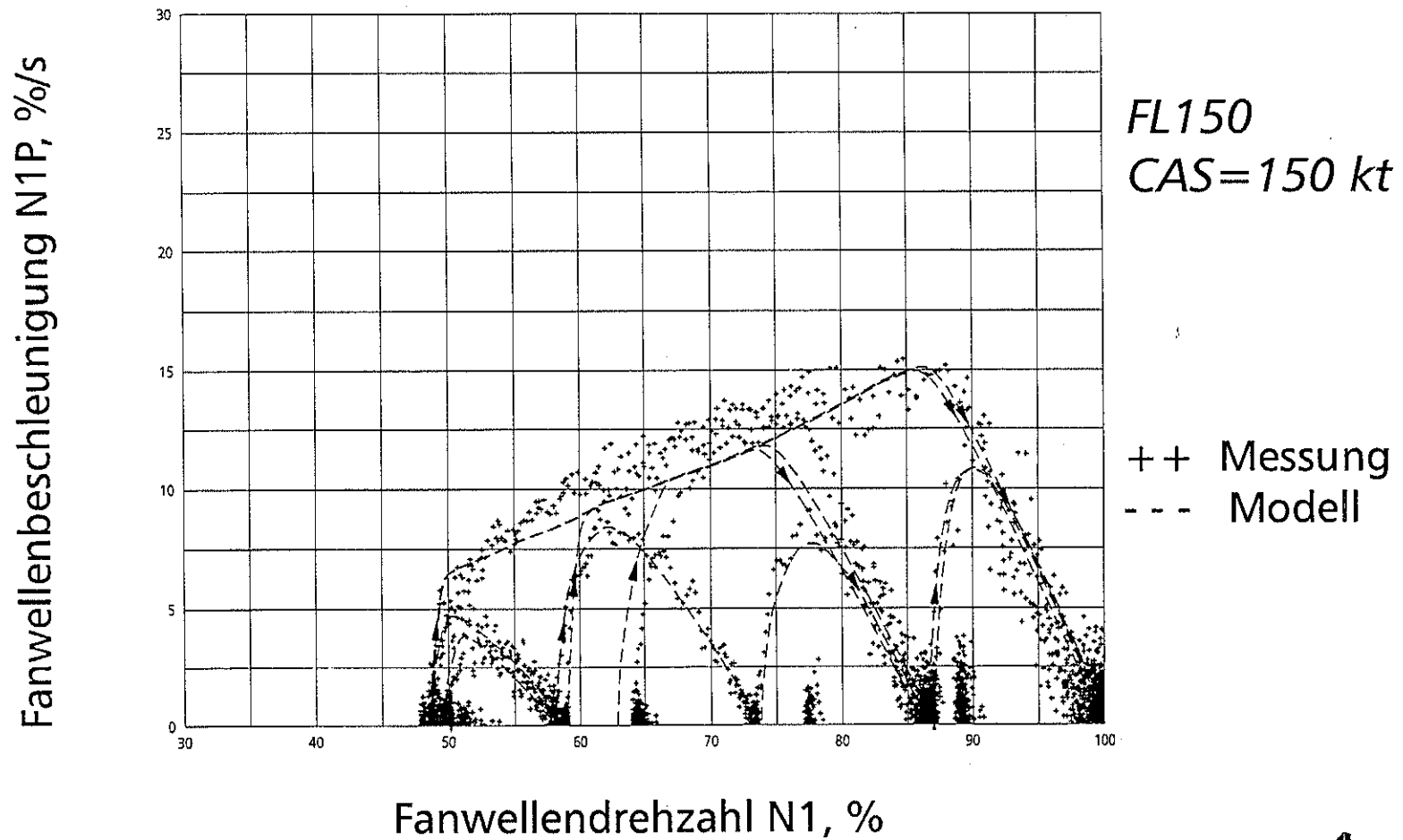
FL240
CAS=150 kt

++ Messung
--- Modell

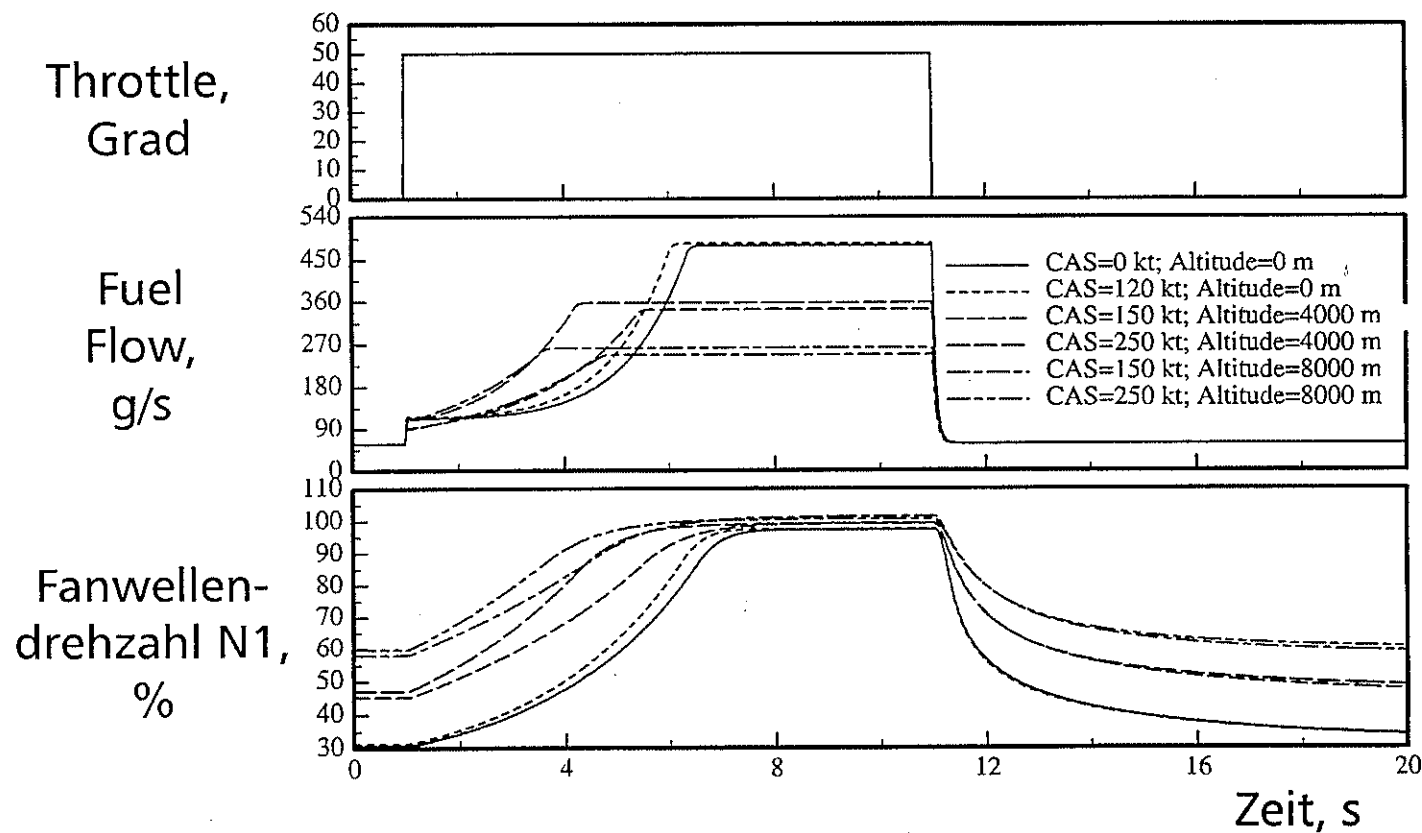
Beschleunigungsphasenportrait Fanwellendrehzahl



Beschleunigungsphasenportrait Fanwellendrehzahl

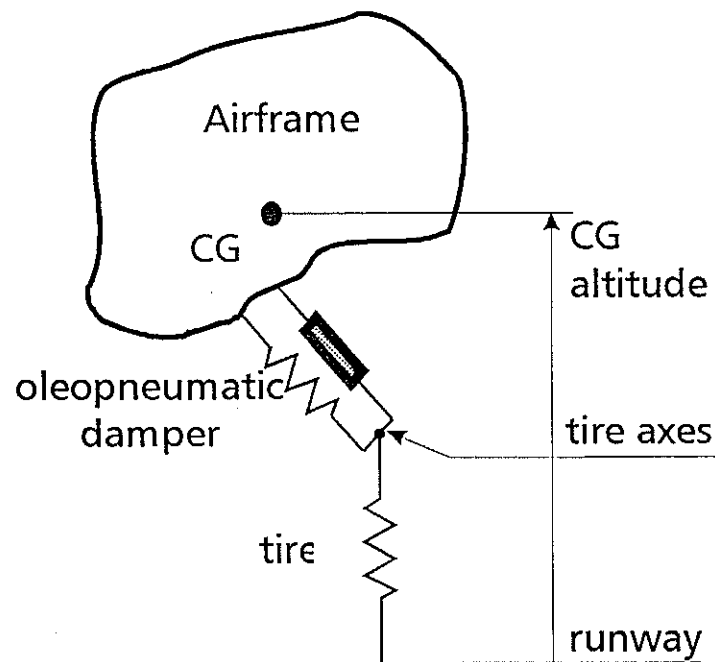


Vergleich der Modellsprungantworten an verschiedenen Enveloppenpunkten



Landing Gear Model: Kinematics and Dynamics

- analytically derived using manufacturer's data
- nonlinear kinematics for each landing gear strut

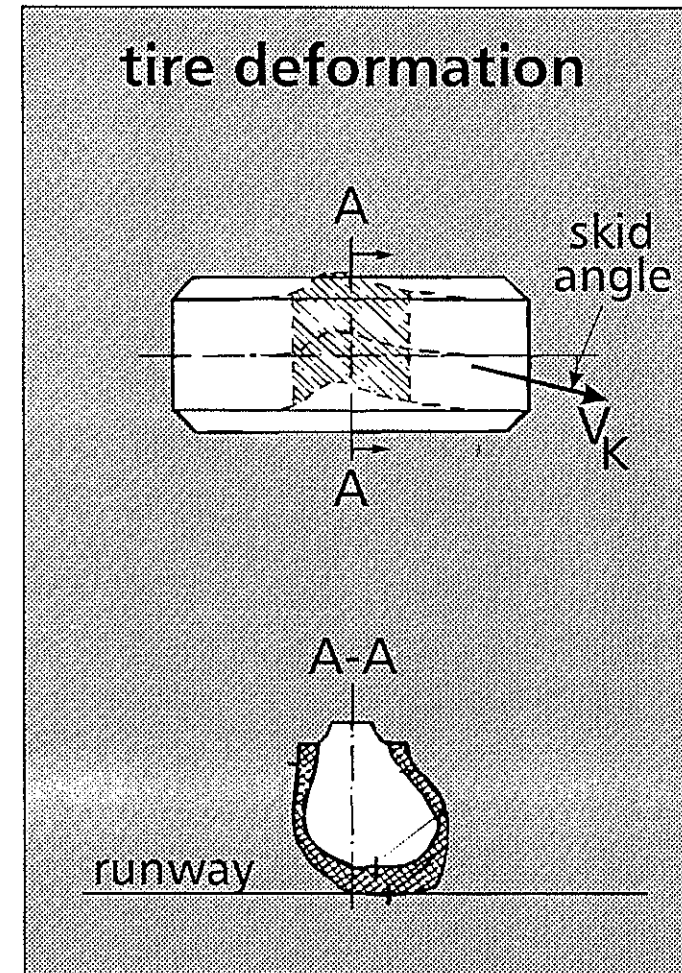


- oleopneumatic damper model:
 - nonlinear stiffness
 - velocity squared damping
- tire dynamics:
 - nonlinear stiffness
 - no damping
 - no tire mass

=> one additional state
for each strut

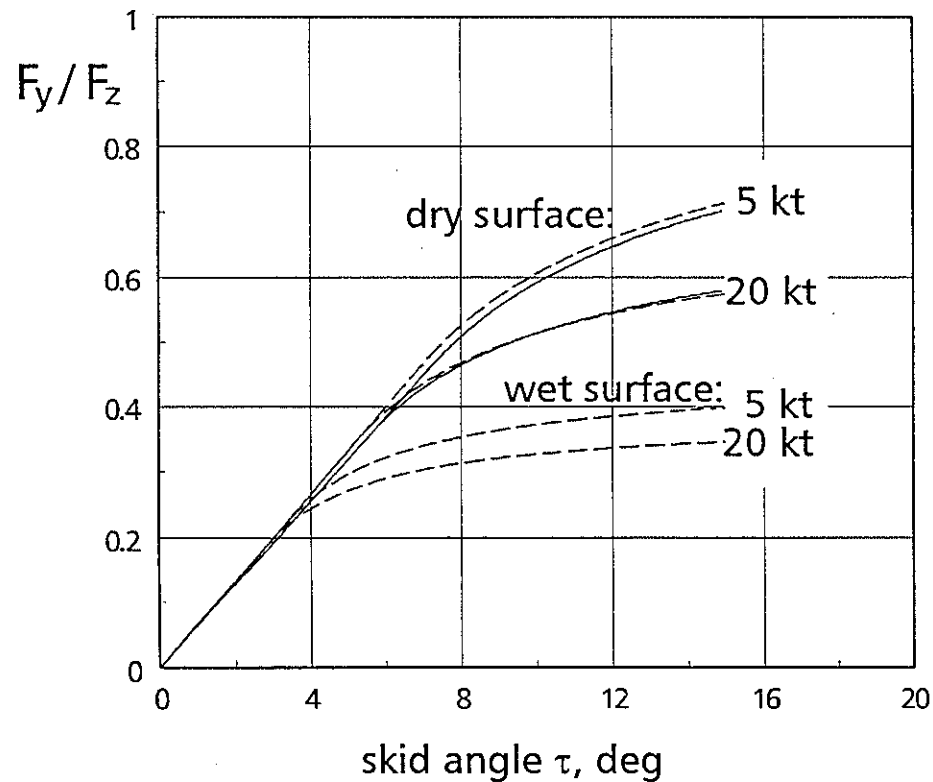
Landing Gear Model: Tire Side Force

- deformation model considers:
 - tire load
 - ground speed
 - skid angle (steering angle, drift angle)
 - U/C kinematics
 - runway contact condition (adhesion, partly slip)
- tire characteristics from manufacturer / truck tires



Identification of Tire Side Force Characteristics

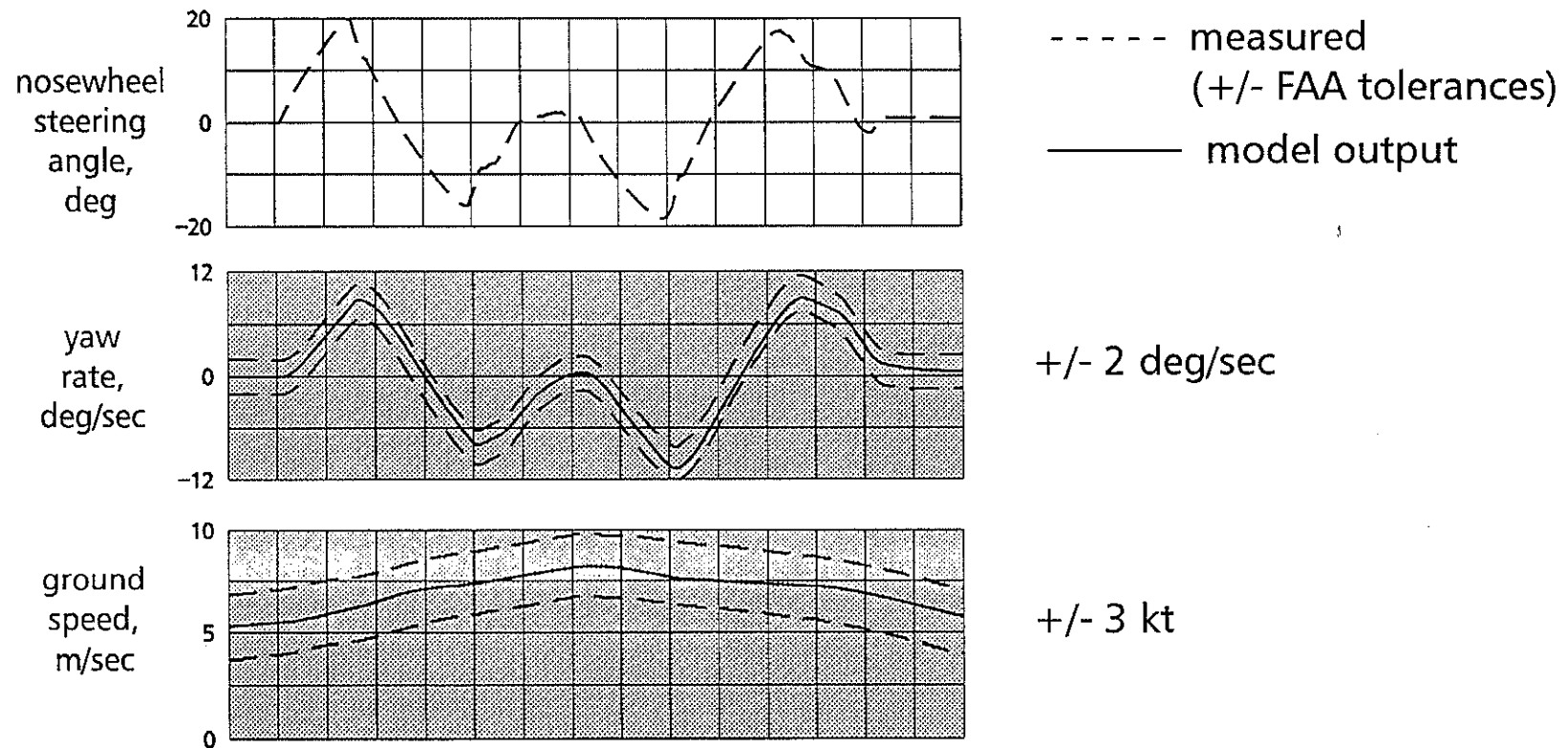
Evaluation of Nosewheel Steering Taxi at Different Ground Speeds



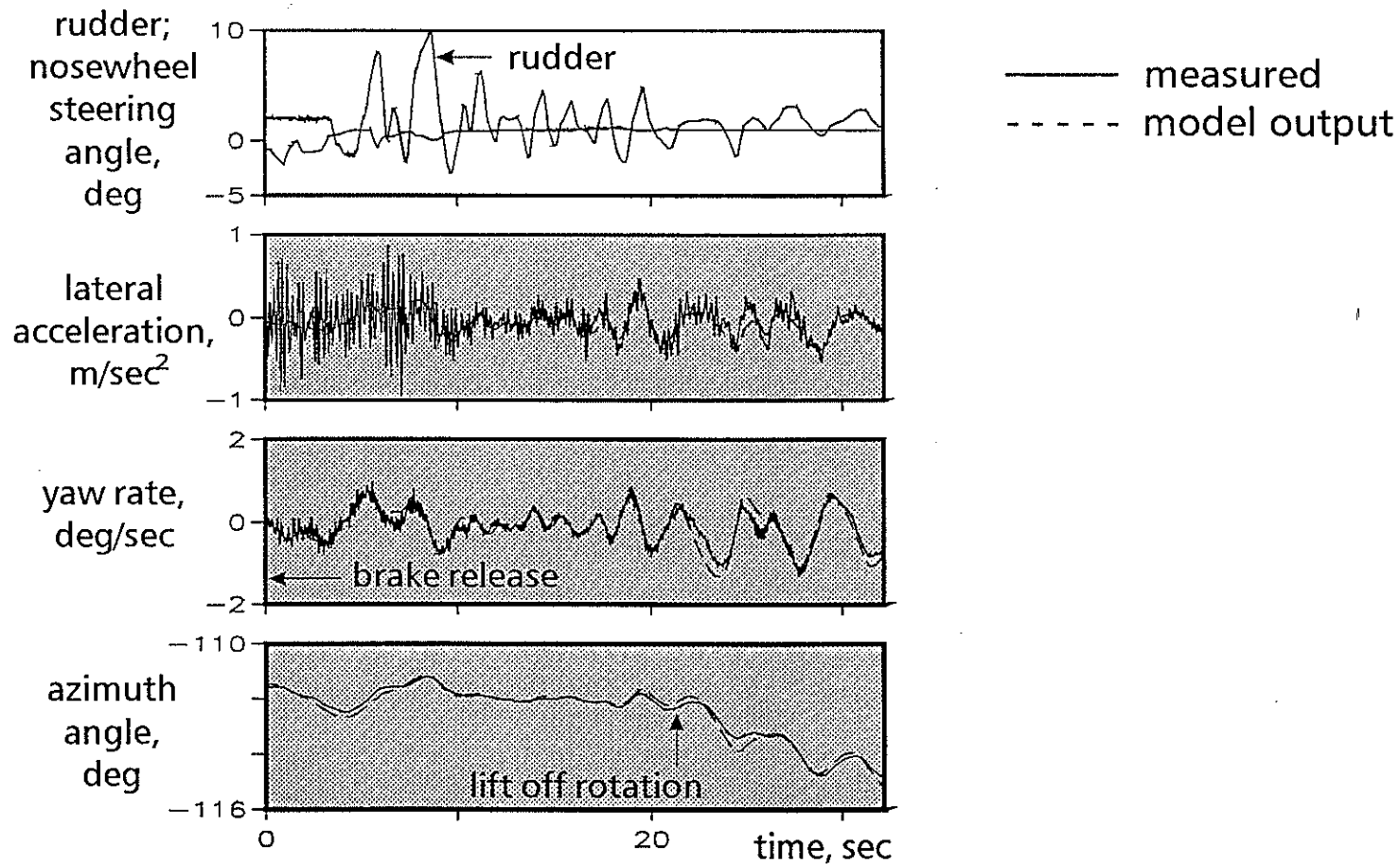
—— identified, dry concrete
----- analytical model (truck tire)

FAA Level D Proof-of-Match

Rate of Turn versus Nosewheel Steering



Lateral/Directional Control During Normal Takeoff With Identified Lateral Tire Characteristics



NUTZUNG DES A340-SIMULATORS FÜR FLUGEIGENSCHAFTSANALYSEN

*Dipl.-Ing. W. Kindel
Fachgebiet Flugmechanik & Flugregelung
Institut für Luft- und Raumfahrt
TU Berlin
Marchstraße 12
10587 Berlin*

Das diesem Bericht zugrundeliegende Vorhaben wurde mit Mitteln des Bundesministeriums für Bildung, Wissenschaft, Forschung und Technologie unter dem Förderkennzeichen 20A9503C gefördert. Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor.

ÜBERSICHT

Der Trend zu immer größeren Verkehrsflugzeugen führt zu neuen Problemstellungen, die bereits in der Vorentwicklung eine integrierte Betrachtungsweise erfordern. Durch die engen Kopplungen zwischen flugmechanischen Freiheitsgraden und Eigenformen der Struktur ist ein quasi-stationärer Ansatz zur Beschreibung des Flugzeugverhaltens für flugmechanische Untersuchungen zur Steuerbarkeit und von Flugeigenschaften nicht mehr ausreichend. Da einige dieser Untersuchungen die Einbeziehung des Piloten erfordern, sind echtzeitfähige Simulationsmodelle erforderlich. Diese sind in die vorhandene Simulationsumgebung des A340-Flugsimulators an der TU Berlin einzubinden.

1. EINFÜHRUNG

Zur Zeit werden vom Airbus Konsortium Konzeptstudien für Flugzeugmuster mit einer Transportkapazität von 600 bis 800 Passagieren durchgeführt, die bei Einklassenauslegung sogar auf bis zu 1000 Passagiere gesteigert werden soll. Bei der Entwicklung derartiger neuer Großraumflugzeuge, im folgenden als "Macrobody" bezeichnet, sind eine Vielzahl von neuen Problemen zu lösen. Da die Steifigkeit der Flugzeugstruktur nicht im gleichen Maße wie die Abmessungen erhöht werden kann, ist mit erheblichen elastischen Verformungen zu rechnen. Dies sowie die vorhandene Flughafeninfrastruktur legen die Maximalabmessungen eines solchen Macrobody auf ca. 80 m Spannweite und ca. 80 m Gesamtlänge fest. Bild 1 zeigt als Beispiel einen Projektentwurf der Daimler-Benz Aerospace Airbus (MTOW ca. 550 t) im Vergleich zum A340 (MTOW 260 t) [1].

Aus flugmechanischer Sicht sind insbesondere zwei Problemstellungen von besonderer Bedeutung. Zum einen liegen die niedrigsten Struktur-Eigenfrequenzen eines solchen Macrobody unterhalb von 1 Hz, so daß mit deutlichen Kopplungen zu den flugmechanischen Freiheitsgraden gerechnet werden muß. Zum anderen werden durch die elastischen Verformungen, insbesondere durch die Torsion des Flügels, die Wirkungen von konventionellen aerody-

namischen Steuerflächen erheblich reduziert. Beide Phänomene haben erhebliche Auswirkungen auf die Flugeigenschaften und Steuerbarkeit solcher Flugzeuge. Es ist daher unabdingbar, hierzu bereits im Projektstadium umfangreiche Untersuchungen durchzuführen.

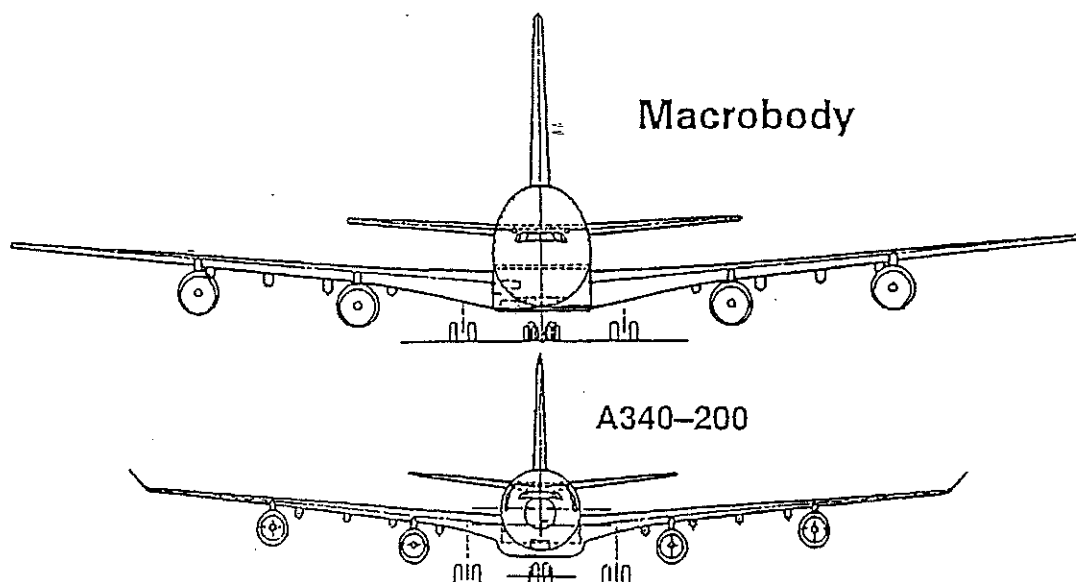


Bild 1 Größenvergleich Macrobody - A340-200 [1]

Da außerdem davon ausgegangen werden muß, daß bisherige Flugeigenschaftsforderungen an Verkehrsflugzeuge nicht ohne weiteres auf diese neue Generation übertragen werden können, ist die Untersuchung der Flugeigenschaften von Macrobody's Gegenstand des vom BMBF geförderten Forschungsvorhabens „Flugeigenschaften sehr großer, elastischer Flugzeuge“ des Fachgebietes Flugmechanik & Flugregelung der TU Berlin. Ziel hierbei ist einerseits eine Verbesserung des Kenntnisstandes auf dem Gebiet der Steuerung und Regelung solcher Flugzeuge und andererseits die Erstellung einer Flugeigenschaftsdatenbasis aufgrund detaillierter Sensitivitätsuntersuchungen. Diese Datenbasis wiederum dient anderen Fachdisziplinen als Informationsgrundlage, um somit einen möglichst optimalen Kompromiß zwischen Strukturbelastungen und Flugeigenschaften finden zu können.

2. ANFORDERUNGEN AN DIE MODELLIERUNG

Bei der Untersuchung des flugmechanischen Verhaltens von Flächenflugzeugen wird das Flugzeug zumeist als quasi-starrer Körper angenommen. Diese Beschreibung ist für konventionelle Flugzeuge in der Regel ausreichend. Bei größeren Transportflugzeugen werden die auftretenden statischen Strukturverformungen (z.B. des Tragflügels) für flugmechanische Untersuchungen bislang durch Staudruck-abhängige Zusatzfaktoren in den aerodynamischen Beiwerten des Gesamtflugzeugs berücksichtigt - Strukturschwingungen werden hierbei nicht erfaßt. Die auftretenden Eigenschwingungsformen heutiger Transportflugzeuge liegen in der Regel, bezogen auf die Flugzeugeigenbewegungen, in einem vergleichsweise hohen Frequenzbereich und sind bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten gut gedämpft, so daß diese vereinfachte Betrachtung zu guten Ergebnissen führt.

Mit zunehmender Flugzeuggröße nehmen auch die Verformungen immer mehr zu. So werden für einen Macrobodys z.B. im Reiseflug eine Durchbiegung des Flügels von ca. 3,5 m und eine Torsion von ca. 6,5° erwartet. Gleichzeitig nehmen die Struktur-Eigenfrequenzen ab, so daß erhebliche Wechselwirkungen mit den flugmechanischen Eigenformen zu erwarten sind und die quasi-stationäre Berücksichtigung elastischer Verformungen nicht mehr zulässig ist. Die zunehmenden Einflüsse von Strukturverformungen betreffen daher gleichermaßen das statische wie auch das dynamische Flugzeugverhalten.

Das mathematische Modell eines Macrobodys muß daher sowohl die flugmechanischen Eigenformen als auch die aeroelastischen Effekte in ihren dynamischen Wechselwirkungen richtig wiedergeben. Die aeroelastischen Effekte müssen allerdings nur insoweit enthalten sein, als sie Auswirkungen auf das flugmechanische Verhalten bzw. auf die Arbeitsweise von Flugsteuerungen und Flugregelungssystemen haben - das Flatterverhalten ist hier nicht von Interesse.

Die Notwendigkeit der Berücksichtigung aeroelastischer Effekte bedeutet eine erhebliche Erhöhung des Modellierungsaufwandes, da zusätzlich zur Bewegung des Flugzeugs im Raum (flugmechanische Freiheitsgrade) die dynamische Verformung des Flugzeugs einschließlich der daraus resultierenden aerodynamischen Wechselwirkungen zu bestimmen sind. Die Arbeiten an der Modellentwicklung lassen sich daher in die beiden Bereiche

- Struktur und
- Aerodynamik.

unterteilen. Beide Modelle sind eng miteinander gekoppelt, da die Aerodynamik den wesentlichen Anteil der Strukturlasten liefert und andererseits das Strukturmodell den geometrischen Verformungszustand definiert, der wiederum für die aerodynamische Lastverteilung maßgeblich ist. Besonders wichtig für beide Modelle ist die Berücksichtigung der flugmechanischen Freiheitsgrade, die nichtlinear eingehen.

3 DER AIRBUS A340-SIMULATOR

Eine wesentliche Grundlage für Flugeigenschaftsuntersuchungen bildet die Beurteilung durch den Piloten. Hierzu sind Untersuchungen auf einem Flugsimulator erforderlich, der dem zu beurteilenden Flugzeug so gut wie möglich in allen seinen (für die Beurteilung wesentlichen) Eigenschaften entsprechen muß. Der Simulator muß daher mit einem modernen Glas-Cockpit ausgerüstet sein, wie es heutigen modernen Flugzeugen entspricht, und über ein sehr gutes Sichtsystem mit großem Sichtfeld sowie über ein 6-Achsen-Bewegungssystem verfügen. Für die im genannten Forschungsvorhaben geplanten Versuche wird daher ein Airbus A340-Full-Flight-Simulator (A340-FFS) des Zentrums für Flugsimulation Berlin (ZFB) verwendet. Dieser Simulator wird für das Pilotentraining eingesetzt und erfüllt mit einer Zulassung entsprechend FAA Level D die höchsten Anforderungen. Durch die Erweiterung um eine spezielle Forschungskomponente (Scientific Research Facility SRF) können nahezu beliebige eigene Simulationsmodelle in den Simulationsprozeß eingebunden werden, siehe Bild 2. Dieser Simulator bildet die gerätetechnische Grundlage für die geplanten Versuche und legt damit einige Randbedingungen in Bezug auf Hard- und Software fest.

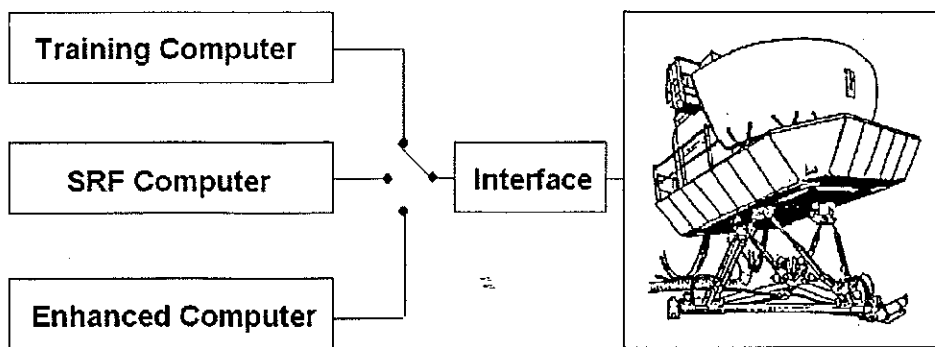


Bild 2 A340-Flugsimulator mit Forschungserweiterung

Das auf dem A340-FFS vorhandene flugmechanische Modell muß für die vorgesehenen Untersuchungen durch das eines Macrobodys ersetzt werden. Dieses neue Modell muß folgende Haupt-Anforderungen erfüllen:

- Realistische Beschreibung des dynamischen flugmechanischen Verhaltens, insbesondere unter Einbeziehung der aeroelastische Effekte.
- Adaptionfähigkeit an unterschiedliche Projektvarianten.
- Möglichkeit zur Implementierung verschiedener Flugreglerkonzepte.
- Echtzeitfähigkeit und Einbindung in die Simulationsumgebung des A340-FFS.

Besonders der Aspekt der Echtzeitfähigkeit stellt eine besonders harte Anforderung dar, da sie den möglichen mathematischen Aufwand nach oben begrenzt. Es werden daher einerseits möglichst einfache Modellansätze benötigt, die andererseits aber den physikalischen Sachverhalt noch genau genug wiedergeben müssen. Da die Simulation mit einer Taktfrequenz von 60 Hz läuft, bedeutet dies, daß für die vollständige Berechnung eines Flugzustandes einschließlich des Datenaustausches zu den verschiedenen Subsystemen ca. 16,6 ms zur Verfügung stehen. Eine Begrenzung des Modells ist daher unvermeidlich.

Geht man davon aus, daß für die Beschreibung einer Schwingung ca. 10 Werte pro Periode benötigt werden, dürfen die höchsten in der Simulation vorkommenden Frequenzen 6 Hz nicht überschreiten. Um dies zu ermöglichen, muß das gesamte Simulationsmodell von allem für die Untersuchungen nicht benötigtem Ballast befreit werden.

Das vorhandene, durch die hohen Anforderungen an den Trainingsbetrieb sehr komplexe Simulationsmodell des A340 konnte ohne detaillierte Kenntnis des Zusammenwirkens aller Module nicht ohne weiteres reduziert werden. Es wurde daher durch eine neue, stark gestraffte Grundstruktur ersetzt (Modular Simulation Software MOSIS [2]), **Bild 3**. Ein wesentliches Entwicklungsziel hierbei war die Erstellung eines Software-Interfaces für die Ansteuerung des Cockpits einschließlich Sicht- und Bewegungssystem sowie zum Einlesen aller Steuergrößen. Eine wichtige Randbedingung war, daß die neue Simulationsstruktur einschließlich des Interfaces möglichst unabhängig vom Flugzeugtyp sein sollte. Diese Ein weiteres Ziel bestand daher darin, möglichst wenig A340-spezifische Hard- und Software zu verwenden. Damit steht nunmehr die Schnittstelle für die Einbindung beliebiger flugmechanischer Modelle zur Verfü-

gung. Sie bildet die Grundlage für die Modellentwicklung des flexiblen Flugzeugs, kann aber auch für andere Aufgaben eingesetzt werden.

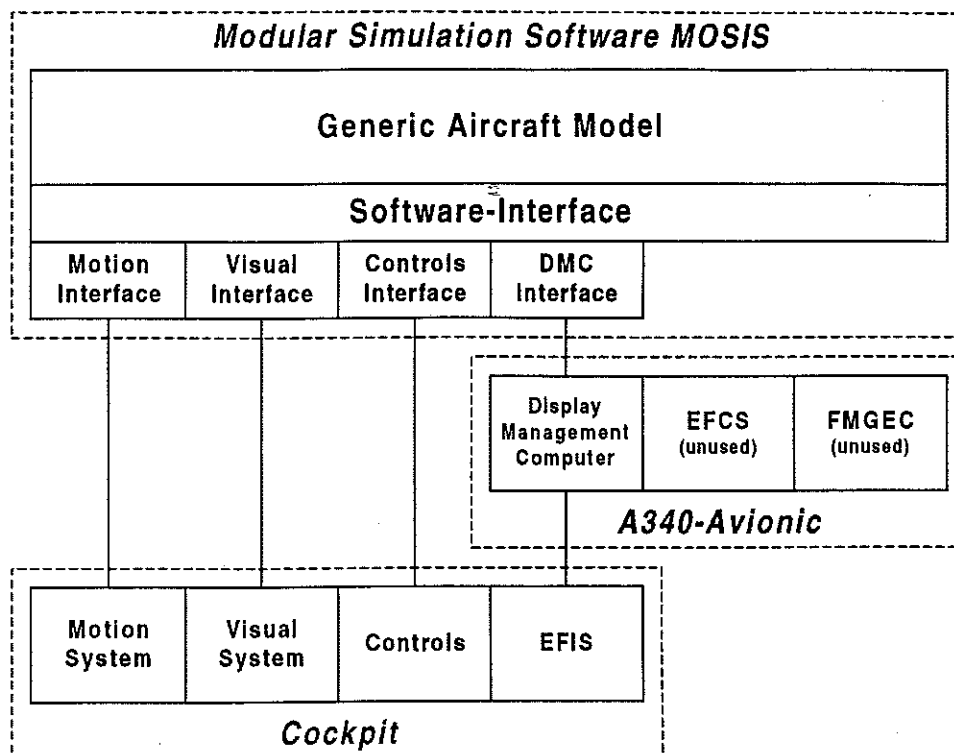


Bild 3 Blockschaltbild der modifizierten Simulationsumgebung

Trotz der Reduzierung der Simulation auf den eigentlichen flugmechanischen Kern reicht die zur Verfügung stehende Rechenzeit auf dem Simulationsrechner IBM RS6000-580 nicht aus. Es wurde daher ein Parallelrechner IBM RS6000-SP2 mit zwei 120 MHz Knoten beschafft. Bereits bei Nutzung nur eines Knotens ist eine Leistungssteigerung um den Faktor 4 zu erwarten. Dieser Rechner wird z.Z. in die Simulationsumgebung integriert und ist in Bild 2 als „Enhanced Computer“ dargestellt. Hierbei ist anzumerken, daß dieser Rechner nicht vom ZFB als Eigentümer und Betreiber des Simulators sondern aus Projektmitteln beschafft wurde.

4. AERODYNAMIKMODELL

4.1 Stationäre Aerodynamik

Das Aerodynamikmodell hat die Aufgabe, für eine gegebene Geometrie mit bekannter Anstellwinkelverteilung die dazugehörige Lastverteilung zu liefern. Elastische Verformungen führen zu ortsabhängigen Zusatzanstellwinkeln und gehen damit ebenfalls in die Anstellwinkelverteilung ein. Das Modell sollte Kompressibilitäts- und instationäre Effekte so gut wie möglich berücksichtigen, desgleichen den Einfluß von Steuerflächen. Die Anforderungen an das Aerodynamikmodul sind damit insbesondere unter dem Aspekt der Echtzeitfähigkeit extrem hoch. Es sind keine Echtzeit-Flugsimulations-Anwendungen bekannt, die eine ähnliche Komplexität enthalten.

Als Grundmodul wird ein Verfahren basierend auf der Tragflügeltheorie nach PRANDTL verwendet. Hierbei wird die auftriebserzeugende Fläche durch ein System aus M Elementarflügeln ersetzt. Jeder Elementarflügel wird mit einer Zirkulationsverteilung in Profiltiefenrichtung belegt. Für diese Belegung in Tiefenrichtung werden die 1. und 2. Verteilung nach Birnbaum gewählt, so daß sie durch 2 Parameter festgelegt ist. Die Bestimmung dieser beiden Parameter erfolgt durch die Erfüllung der kinematischen Strömungsbedingung an 2 Punkten. Die hier verwendete Implementierung in der von TRUCKENBRODT vorgeschlagenen Form verwendet hierzu die 25%-Linie und die Hinterkante. Man erhält schließlich ein Gleichungssystem für die örtlichen Auftriebs- und Nickmomentenbeiwerte, das sich besonders übersichtlich in Matrizenform darstellt:

$$\begin{bmatrix} c_a \\ c_{m25} \end{bmatrix} = \underline{\underline{K}} \begin{bmatrix} \alpha_{25} \\ \alpha_{100} \end{bmatrix}$$

- α_{25} Vektor mit M Anstellwinkeln an der 25%-Linie
- α_{100} Vektor mit M Anstellwinkeln an der Hinterkante
- c_a Vektor der lokalen Auftriebsbeiwerte
- c_{m25} Vektor der lokalen Nickmomentenbeiwerte um die 25%-Linie
- $\underline{\underline{K}}$ Matrix der Ordnung $2M \times 2M$

Die Matrix $\underline{\underline{K}}$ ist ausschließlich eine Funktion der Grundrißgeometrie und der Anzahl der betrachteten Schnitte M, so daß sie konstant ist und vorab berechnet werden kann. Die Auftriebs- und die Nickmomentenverteilung können damit direkt aus der Anstellwinkelverteilung durch eine einfache Matrizenoperation bestimmt werden. Entscheidender Vorteil dieses Verfahrens ist neben der Echtzeitfähigkeit die Möglichkeit, die Auftriebs- und Momentenverteilung für beliebige Anstellwinkelverteilungen zu berechnen, damit auch beliebige Strukturverformungen einschließt.

Nachteile des Tragflächenverfahrens sind die Vernachlässigung der Reibung, die Vernachlässigung von Schiebezuständen und die Beschränkung seiner Anwendung auf reine Flügel oder Leitwerke, d.h. ohne Rumpf- und Triebwerkseinflüsse. Dies hat zur Folge, daß sowohl die Form der Verteilungen der aerodynamischen Beiwerte als auch die Gesamtbeiwerte fehlerbehaftet sind. Um diese Nachteile auszugleichen, werden die Verteilungen mit Ergebnissen aus einem Panelverfahren korrigiert [3] und anschließend eine Kalibrierung mit den Gesamtbeiwerten aus einer nichtlinearen Datenbasis des Gesamtflugzeuges vorgenommen. Die Korrektur- und Kalibrierfaktoren werden ebenfalls vorab für verschiedene Flugzustände bestimmt und werden in der Simulation für den aktuellen Flugzustand durch Interpolation bestimmt.

Insbesondere die Korrektur der Verteilungen der aerodynamischen Beiwerte des Flügels ist notwendig, da ansonsten die aeroelastischen Wechselwirkungen am Flügel nicht richtig wiedergegeben werden können. Dies trifft ganz besonders auf die Auswirkungen von Querruderausschlägen zu, für das Steuerverhalten des Gesamtflugzeuges maßgebend sind. Bild 4 zeigt beispielhaft die Auftriebsverteilung bei zwei verschiedenen Anstellwinkeln für das Tragflächen- und das Panelverfahren im Vergleich vor der Korrektur. Bild 5 zeigt die Auftriebsverteilungen bei einem Querruderausschlag von 10° für beide Verfahren, wobei hier jedoch beim Tragflächenverfahren die Korrektur durchgeführt wurde. Besonders betont werden muß, das

die Korrekturfaktoren ohne Querruderausschlag bestimmt werden. Die Übereinstimmung der Ergebnisse ist trotzdem überraschend gut.

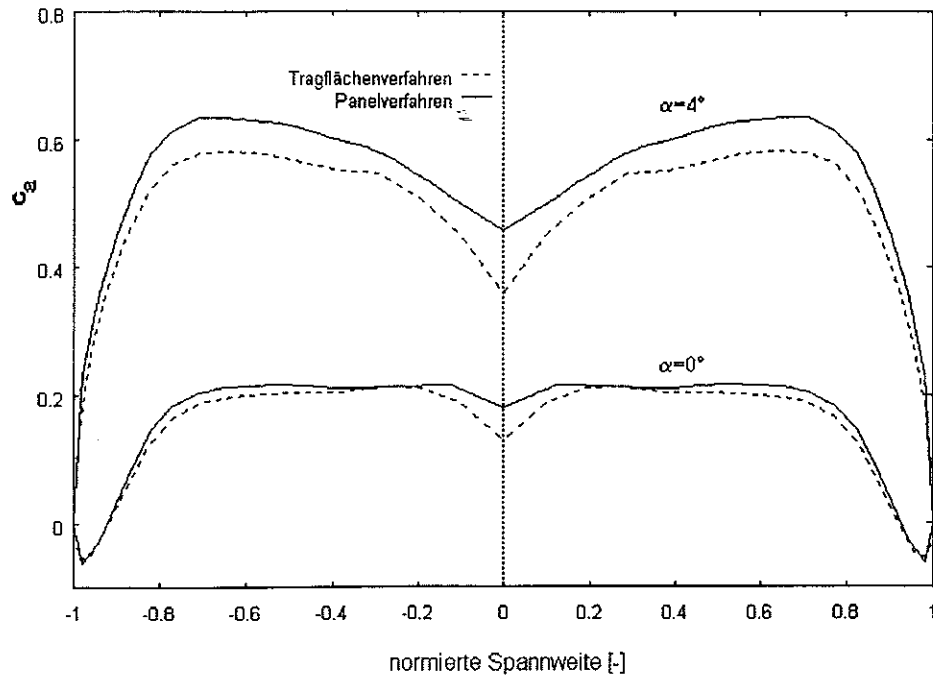


Bild 4 Vergleich Panelverfahren-Tragflächenverfahren [4]

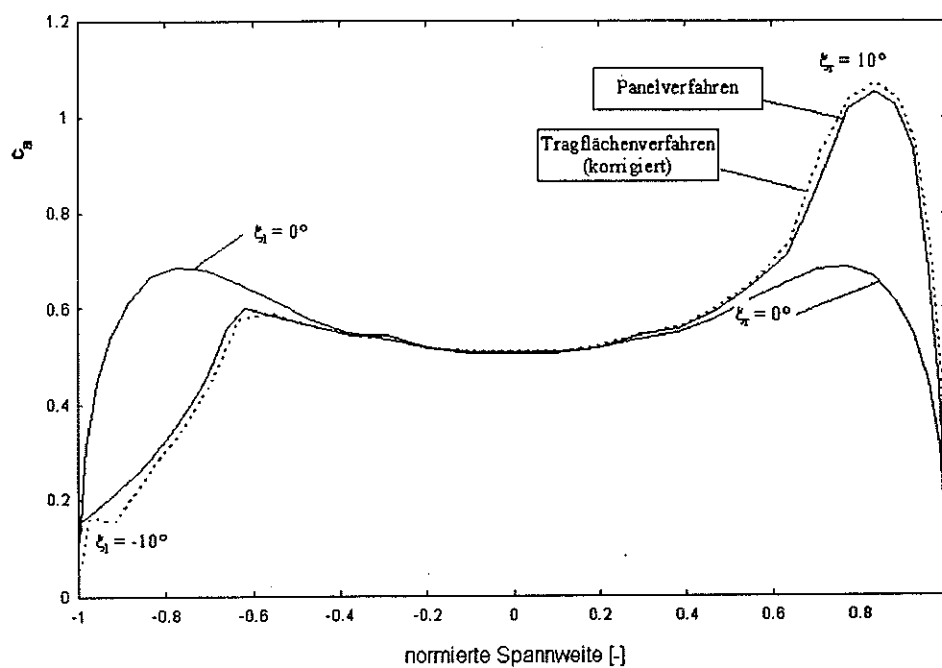


Bild 5 Tragflächenverfahren mit Korrektur bei Querruderausschlag [4]

Die Verteilung des aerodynamischen Beiwertes für den induzierten Widerstand wird aus der bereits berechneten Verteilung des Auftriebsbeiwertes bestimmt. Eine nochmalige Korrektur erübrigt sich hierbei. Die Gesamtbeiwerte des Flügels für Auftrieb, induzierten Widerstand sowie Roll-, Nick- und Giermoment erhält man schließlich durch Summation unter Berücksichtigung der lokalen Profiltiefe der einzelnen Flügelemente. Die aerodynamischen Beiwerte für das Höhen- und das Seitenleitwerk erhält man auf analoge Art und Weise.

4.2 Instationäre Aerodynamik

Die vom Strukturmodell berücksichtigten Eigenformen liegen im Bereich 0,7 Hz bis ca. 6 Hz. Die reduzierte Frequenz $\omega^* = \omega \cdot \ell_m / v$ als Maß für die "Instationarität" der Strömung liegt im Reiseflug im Bereich 0,2 bis 1,2. Nach FÖRSCHING führt für $\omega^* < 0,1$ die Annahme einer quasi-stationären Strömung oft zu hinreichend guten Ergebnissen. Da in dem hier vorliegenden Fall ω^* deutlich größer ist, sind instationäre Effekte mit in die Modellbildung einzubeziehen. Im Gegensatz zu sonst üblichen Verfahren zur Beschreibung instationärer Aerodynamik ist eine Beschreibung im Zeitbereich erforderlich.

Da das oben beschriebene Tragflächenverfahren für Echtzeitanwendungen besonders gut geeignet ist, wurde die Berücksichtigung instationärer aerodynamischer Effekte als Modifikation bzw. Erweiterung des Tragflächenverfahrens realisiert. Das neu entwickelte Verfahren verwendet hierzu Filterfunktionen, die für jedes Element der Matrix $\underline{K}$ des Tragflächenverfahrens eine Filterung der stationären Ergebnisse des Tragflächenverfahrens in instationäre Werte durchführen. Die den Filterfunktionen zugrundeliegenden Übertragungsfunktionen werden vorab im Frequenzbereich aus einer Vergleichsrechnung zwischen dem Tragflächenverfahren und einer instationären Doublet-Lattice-Methode bestimmt, die vom Institut für Aeroelastik der DLR Göttingen zur Verfügung gestellt wurde.

Da bei der verwendeten Doublet-Lattice-Methode die Anstellwinkelverteilung in Profiltiefenrichtung nicht beliebig vorgegeben werden kann, ist das Tragflächenverfahren so zu modifizieren, daß die Anstellwinkelverteilung in Profiltiefenrichtung in einen Schlag- und in einen Nickanteil aufgespalten werden kann. Die Unterteilung einer beliebigen Bewegung eines Profilschnittes in einen Schlag- und in einen Nickanteil kann sehr einfach dadurch realisiert werden, indem α_{100} als Maß für den Schlaganteil und $\alpha_{100} - \alpha_{25}$ als Maß für den Nickanteil interpretiert werden. Man erhält damit für das Tragflächenverfahren die modifizierte Darstellung

$$\begin{bmatrix} \underline{c}_a \\ \underline{c}_{m25} \end{bmatrix} = \underline{K}' \begin{bmatrix} \underline{\alpha}_{\text{Schlag}} \\ \underline{\alpha}_{\text{Nick}} \end{bmatrix}$$

$$K'_{ij} = K_{i,j} + K_{i,M+j} \quad i = 1 \dots 2M, j = 1 \dots M$$

$$\alpha_{\text{Schlag}} = \alpha_{100}$$

$$\alpha_{\text{Nick}} = \alpha_{100} - \alpha_{25}$$

Die Vergleichsrechnungen werden jeweils für genau eine reduzierte Frequenz und den Einfluß eines Flügelementes i auf ein Flügelement j durchgeführt. Man erhält hieraus genau einen Wert einer Übertragungsfunktion eines Elementes der Matrix $\underline{K}$. Die Übertragungsfunktion für den gesamten betrachteten Frequenzbereich dieses Elementes erhält man durch Polyno-

mapproximation. Auf diese Art und Weise sind somit schließlich $2M \times 2M$ Übertragungsfunktionen zu bestimmen sind. Bei einer typischen Anzahl von $M=31$ ergeben sich damit 3844 Übertragungsfunktionen. Da diese Übertragungsfunktionen einen gemeinsamen physikalischen Hintergrund haben, kann davon ausgegangen werden, daß sie untereinander eine gewisse Ähnlichkeit aufweisen. Als allgemeiner Ansatz für die zu bestimmenden Übertragungsfunktionen wurde ein PD_2T_2 -Filter gewählt, deren Koeffizienten durch einen Optimierungsprozeß bestimmt werden:

$$F(s) = K \frac{b_0 + b_1 s + s^2}{a_0 + a_1 s + s^2}$$

Die Realisierung der 3844 Übertragungsfunktionen bedeutet einen sehr hohen numerischen Aufwand für die Echtzeitsimulation. Zur Reduzierung dieses Aufwandes wird daher auf die Übertragungsfunktionen verzichtet, bei denen bereits in der Matrix $\underline{K}$ der stationäre Einfluß sehr gering ist. Als Kriterium für die Vernachlässigung wurden 5% des am Profilschnitt j selbstinduzierten Wertes festgelegt (dieser liefert den Maximalwert an dieser Stelle). Auf diese Art und Weise kann in diesem Fall eine Reduzierung um ca. 70% erreicht werden. Die Verteilung der zu berücksichtigenden Filter im Gleichungssystem des Tragflächenverfahrens zeigt Bild 6, wobei jedes Kreuz symbolisiert, daß für dieses Matrizenelement ein Filter verwendet wird.

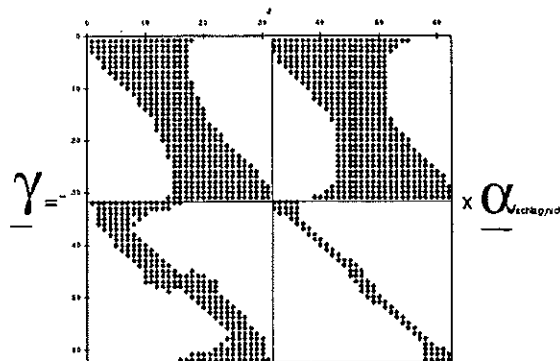


Bild 6 Verteilung der Filter im Gleichungssystem [5]

Die offensichtlich vorhandene Systematik wird physikalisch erklärbar, wenn man den Aufbau des Gleichungssystems genauer betrachtet. Die Matrix $\underline{K}'$ kann in vier Bereiche unterteilt werden:

$$\underline{K}' = \begin{bmatrix} \text{I} & \text{II} \\ \text{III} & \text{IV} \end{bmatrix}$$

- I : Einfluß der Schlagbewegung auf den Auftrieb
- II : Einfluß der Nickbewegung auf den Auftrieb
- III : Einfluß der Schlagbewegung auf das Nickmoment
- IV : Einfluß der Nickbewegung auf das Nickmoment

Die in Bild 6 dargestellte Verteilung zeigt deutlich, daß die Filter besonders im Bereich der Hauptdiagonalen der vier Bereiche zu berücksichtigen sind, wobei die Bandbreite beim Nickmoment deutlich geringer ist. Hier überwiegt offensichtlich der Einfluß unmittelbar benachbarter Profilschnitte besonders stark.

Zur Überprüfung der Genauigkeit des Filterverfahrens im Vergleich zur Doublet-Lattice-Verfahren wurden verschiedene Testrechnungen durchgeführt. Bild 7 zeigt die Ergebnisse für eine starre Schlagbewegung des Flügels. Dargestellt sind Betrag und Phase des Auftriebsbeiwertes über der Frequenz. Zum Vergleich mit aufgetragen sind die Ergebnisse für stationäre Aerodynamik. Die Ergebnisse zeigen bis zu einer reduzierten Frequenz von ca. $\omega^* \approx 0,8$ (entspricht im Reiseflug $f \approx 2,7 \text{ Hz}$) eine sehr gute Übereinstimmung zwischen Doublet-Lattice-Verfahren und Filterverfahren. Oberhalb dieser Frequenz nehmen insbesondere im Phasenverhalten die Fehler schnell zu. Prinzipiell ähnliche Ergebnisse erhält man für das Nickmoment sowie auch für die starre Nickbewegung. Das entwickelte Verfahren ist daher für die Berücksichtigung instationärer aerodynamischer Effekte bei Strukturschwingungen für die Echtzeit-Flugsimulation sehr gut geeignet.

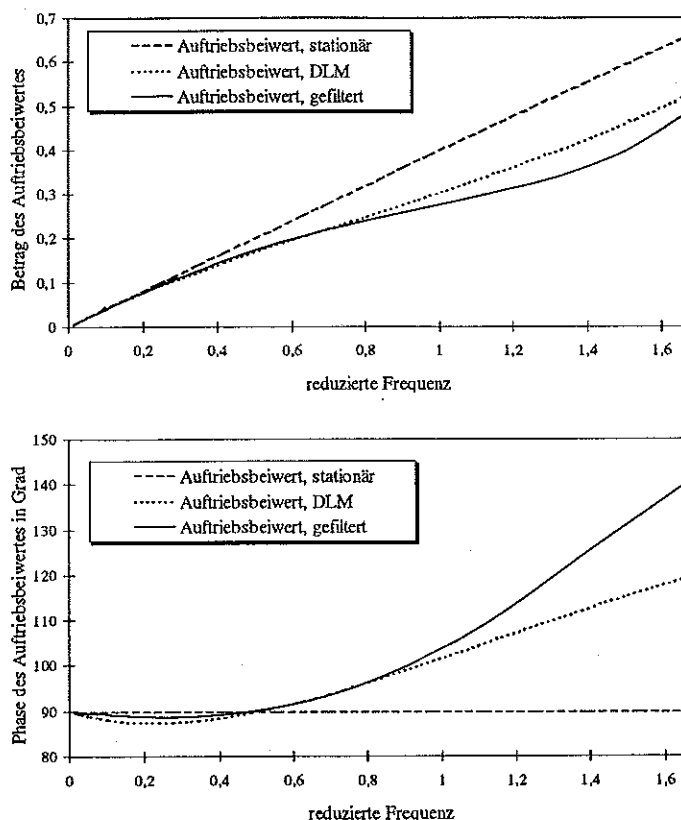


Bild 7 Auftriebsbeiwert bei starrer Schlagbewegung [5]

5. STRUKTURMODELL

Da die Flügelelastizität den größten Einfluß von Strukturverformungen auf das Flugverhalten hat, wurden in einem ersten Schritt nur elastische Freiheitsgrade des Flügels berücksichtigt. Das hier vorgestellte Strukturmodell beschränkt sich auf die Berücksichtigung der elastischen Flügelverformungen infolge Schlag-, Schwenk- und Torsionsschwingungen. Hierbei wurde der Flügel als kontinuierlicher Balken modelliert, dessen Massen-, Last- und Steifigkeitsverteilung in Balkenachse beliebig vorgegeben werden kann. Eine ausführliche Beschreibung des hier vorgestellten Modells wird in [6] gegeben.

Die Bewegungsdifferentialgleichungen des Balkenmodells werden mit Hilfe einer Energieformulierung, genauer mit dem Prinzip der virtuellen Verrückungen, kurz PdvV aufgestellt. Das PdvV ist die Grundlage verschiedener Näherungsverfahren u.a. auch der Finiten Elemente Methode. Im PdvV wird den, aus einem wirklichen, noch zu ermittelnden Verschiebungszustand entstandenen Kräften eine virtuelle Verschiebung überlagert. Die virtuellen Verschiebungen verrichten an den wirklichen Kräften virtuelle Arbeiten. Dabei unterscheidet man zwischen virtueller Formänderungsarbeit δV und der virtuellen äußeren Arbeit δW .

Der virtuelle Verformungszustand ist frei wählbar. In der virtuellen Formänderungsarbeit finden sich alle elastischen Arbeiten wieder, wie zum Beispiel Arbeiten aus Krümmungen und Verzerrungen. Die virtuellen äußeren Arbeiten entstehen durch äußere Lasten, Trägheitskräfte und -momente. Formänderungsarbeit und äußere Arbeit müssen ein Gleichgewicht bilden:

$$\delta V = \delta W$$

Das PdvV kann verteilte Lasten und Einzellasten berücksichtigen. Beides tritt in diesem Modell zum Beispiel in Form verteilter aerodynamischer Kräfte und Momente beziehungsweise infolge der diskret eingeleiteten Triebwerkskräfte am Flügel auf. Gleichfalls können Biegesteifigkeiten und Massenbelegungen in Form von Funktionen über der Spannweite verwendet werden, sowie lokale Steifigkeiten aus Federn oder Einzelmassen. Als Beispiel seien hier die virtuelle Formänderungsarbeit und virtuelle äußere Arbeit für eine reine Schlagbewegung angegeben:

$$\delta V = \int_0^b E(y) I(y) z''_{el}(y, t) \delta z''(y) dy$$

$$\delta W = \int_0^b \mu(y, t) \ddot{z}_{el}(y, t) \delta z(y) dy + g \int_0^b \mu(y, t) \delta z(y) dy + \int_0^b p(y, t) \delta z(y) dy$$

Die virtuelle Formänderungsarbeit entsteht in diesem Beispiel aus dem Produkt von Biegesteifigkeitsverteilung über die Spannweite und dem wirklichen orts- und zeitabhängigen Krümmungsverlauf z''_{el} , die zusammen das Schnittmoment ergeben, an dem der virtuelle Krümmungsverlauf $\delta z''$ eine virtuelle Arbeit verrichtet. Die virtuelle äußere Arbeit besteht hauptsächlich aus drei Termen. Im ersten stehen die Arbeiten aus den Trägheiten des Flügels mit der Massenverteilung μ und der ortsabhängigen wirklichen Beschleunigung $\ddot{z}_{el}$ am Flügel. Der zweite Term ist häufig rein statisch und berücksichtigt die virtuelle Arbeit der Gewichtskräfte. Da die Massenverteilung neben dem Strukturgewicht auch den Treibstoff enthält, wird

dieser Term hier zeitlich variabel gehalten. Der dritte Term beschreibt die von außen aufgetragten Lasten p aus der Aerodynamik und dem Triebwerksschub, die ebenfalls zeit- sowie ortsabhängig sind.

Das PdvV liefert damit einen Satz von Integralen über der Spannweite, die als Unbekannte die tatsächlichen zeit- und ortsabhängigen Verformungen enthalten. Das Verhalten des Balkens wird hierdurch kontinuierlich beschrieben. Eine Diskretisierung erfolgt durch die Einführung einer Summation von Ansatzfunktionen für die wirklichen und die virtuellen Verschiebungen. Die gewählten Ansatzfunktionen beschreiben Eigenformen des elastischen Flügels und können z.B. aus FEM-Rechnungen oder Standschwingungsversuchen gewonnen werden. Hierdurch erfolgt eine Trennung von Orts- und Zeitabhängigkeit. Die Anzahl der berücksichtigten Eigenformen richtet sich nach dem zu beschreibenden Frequenzbereich.

Ein mehrgliedriger Ansatz für die wirklichen Verschiebungsverläufe unter Verwendung von N Eigenformen könnte wie folgt aussehen:

$$z_{el}(y, t) = \sum_{i=1}^N h_i(y) f_i(t) = \begin{pmatrix} h_1(y), \dots, h_N(y) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} f_1(t) \\ \vdots \\ f_N(t) \end{pmatrix} = \underline{h}^T \underline{f}$$

Die $h_i(y)$ stellen die rein ortsabhängigen Ansatzfunktionen dar und die zugehörigen Koeffizienten $f_i(t)$ sind die rein zeitabhängigen Wichtungsfunktionen, die die Beteiligung der jeweiligen Eigenform an dem Gesamtverhalten bestimmen. Für die grundsätzlich beliebig vorgegebenden virtuellen Verschiebungen werden sinnvollerweise ähnliche Ansätze gewählt. Hier sind die Wichtungsfaktoren δf_i jedoch nicht zeitabhängig, da der virtuelle Zustand zu jedem Zeitpunkt gleich bleibt.

$$\delta z(y) = \sum_{i=1}^N h_i(y) \delta f_i = \begin{pmatrix} h_1(y), \dots, h_N(y) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta f_1 \\ \vdots \\ \delta f_N \end{pmatrix} = \underline{h}^T \delta \underline{f}$$

Setzt man diese Ansätze in das PdvV ein, so erhält man zunächst eine große Bewegungsgleichung in Energiedarstellung. Durch die Form der Ansätze wird die Ortsabhängigkeit von der Zeitabhängigkeit getrennt und über die Integrale im PdvV werden die ortsabhängigen Größen zu Skalaren zusammengefaßt. Da in allen Termen des PdvV die virtuellen Wichtungsfaktoren δf_i auftauchen, kann man einen Koeffizientenvergleich durchführen, der auf N verschiedene Differentialgleichungen führt. In Matrizenform zusammengefaßt erhält man schließlich

$$\underline{\underline{M}} \ddot{\underline{f}} + \underline{\underline{S}} \dot{\underline{f}} = \underline{p}$$

wobei $\underline{\underline{M}}$ die Massenmatrix, $\underline{\underline{S}}$ die Steifigkeitsmatrix und $\underline{p}$ den Lastvektor darstellen. Wie zu erkennen, wird die Strukturdämpfung nicht berücksichtigt. Der Flügel erfährt die Dämpfung vor allem aus der Aerodynamik im Lastvektor. Der Lastvektor ist damit wiederum von den Wichtungsfaktoren (z.B. Torsionswinkel) und ihren Ableitungen (z.B. Schlaggeschwindigkeit) abhängig und kann entsprechend zerlegt werden:

$$\underline{p} = \underline{p}_o + \underline{p}_s(\underline{f}) + \underline{p}_D(\dot{\underline{f}})$$

Für das Bewegungsgleichungssystem des Flügels erhält man damit

$$\underline{M} \ddot{\underline{f}} + \underline{D}^* (\underline{p}_D) \dot{\underline{f}} + \left[\underline{S} + \underline{S}^* (\underline{p}_s) \right] \underline{f} = \underline{p}_o$$

bzw. als System erster Ordnung:

$$\begin{pmatrix} \dot{\underline{f}} \\ \underline{f} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} -\underline{M}^{-1} \underline{D}^* & -\underline{M}^{-1} \left[\underline{S} + \underline{S}^* \right] \\ \underline{I} & \underline{0} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\underline{f}} \\ \underline{f} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -\underline{M}^{-1} \underline{p}_o \\ \underline{0} \end{pmatrix}$$

Für erste Untersuchung mit diesem Strukturmodell wurden reine Biege- und Torsionseigenformen aus einer analytischen Balkenlösung verwendet, die auf einem Balken mit konstanter Massenbelegung und Biegesteifigkeit beruhen. Die in Wirklichkeit bei einem Flügel zu erwartenden Eigenformen sind teilweise Mischeigenformen, beispielsweise von Torsions- und Biegeschwingung. In einer späteren Berechnungsphase sollen Eigenformen aus einer dreidimensionalen FE-Modellierung von Airbus Industries auf das verwendete Balkenmodell umgerechnet werden. Dabei werden auch auftretende Mischeigenformen berücksichtigt.

6. ERGEBNISSE UND AUSBLICK

Das beschriebene Modell wurde in die Echtzeit-Simulationsumgebung des A340-Simulators integriert, wobei bislang aus Rechenzeitgründen auf die instationäre Aerodynamik verzichtet werden mußte. Erste Versuche zeigen wie erwartet deutliche Einflüsse der Aeroelastizität. Bild 8 zeigt die Rollantwort auf einen Querrudersprung sowohl für den starren als auch den elastischen Flügel. Dynamische Einflüsse sind nur in der Rollbeschleunigung erkennbar. Rollbeschleunigung und Rollgeschwindigkeit zeigen beim flexiblen Flügel eine höhere Frequenz der Rollschwingung bei gleichzeitig reduzierter Dämpfung. Die Anfangs-Rollgeschwindigkeit ist beim flexiblen Flügel signifikant verringert, was mit einer erheblichen Reduzierung der Steuereffektivität gleichbedeutend ist. Dies wird auch am Rollwinkel deutlich, der beim flexiblen Flügel um ca. 25% geringer ist. Gleichzeitig sind infolge der verringerten Dämpfung die Amplituden beim flexiblen Flügel größer, was negative Auswirkungen auf den Passagierkomfort hat. An dieser Stelle muß darauf hingewiesen werden, daß die dargestellten Ergebnisse nicht als absolut interpretiert werden dürfen, da die Datenbasis für die Flügelstruktur auf vorläufigen Daten basiert. Trotzdem geben die Ergebnisse das qualitative Verhalten richtig wieder.

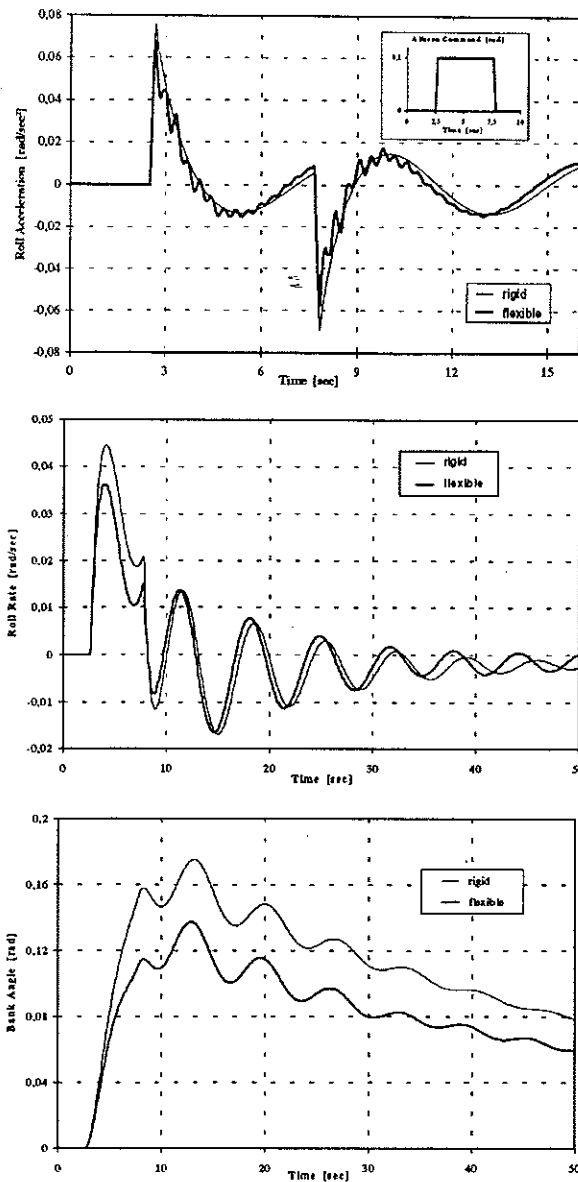


Bild 8 Rollantwort auf einen Querrudersprung [7]

Diese ersten Ergebnisse zeigen, daß die Haupteffekte elastischer Strukturverformungen auf die Flugzeugbewegung durch die implementierten Modelle richtig wiedergegeben werden:

1. Die Wirkung der Querruder wird erheblich reduziert.
2. Durch Ruderausschläge werden Eigenformen der elastischen Flügelstruktur angeregt, die starke Auswirkungen auf die Gesamtbewegung des Flugzeugs zur Folge haben.

Die Arbeiten zur Modellierung des flugmechanischen Verhaltens eines flexiblen Flugzeugs für Flugeigenschaftsuntersuchungen sind keineswegs abgeschlossen. Die zur Zeit laufenden Arbeiten konzentrieren sich auf

1. Verbesserung der Strukturmodellierung durch Verwendung eines reduzierten FE-Modells des Gesamtflugzeugs (11 symmetrische und 13 antimetrische Modes, d.h. 48 elastische Zustände [8]).
2. Integration eines zusätzlichen Simulationsrechners mit höherer Rechenleistung, um auch instationäre Aerodynamik sowie den Einfluß des Flügelabwindes auf das Höhenleitwerk berücksichtigen zu können.
3. Erweiterung des Gültigkeitsbereiches (Hochauftriebskonfiguration, Transsonik).

LITERATUR

- | | | |
|------|---|---|
| [1] | M. Wiedemann | Macrobody Aircraft - Structural Aspects
Vortrag an der TU Berlin, Juni 1995 |
| [2] | O. Schmidt | Entwicklung eines nichtlinearen Flugzeug-Simulationsprogramms und Integration in die Simulationsumgebung SIMEX des A340-Simulators des Zentrums für Flugsimulation Berlin
Studienarbeit, Institut für Luft- und Raumfahrt, TU-Berlin, 1996 |
| [3] | M. Dahms | Erstellung eines Programmpaketes zur Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte eines generischen Flugzeuges für die Echtzeit-Flugsimulation
Studienarbeit, Institut für Luft- und Raumfahrt, TU-Berlin, 1996 |
| [4] | J. Buxbaum | Modellierung von Querrudereinflüssen für die Echtzeit- Flugsimulation eines elastischen Flugzeugs
Diplomarbeit, Institut für Luft- und Raumfahrt, TU-Berlin, 1997 |
| [5] | G. Zrenner | Approximation instationärer Luftkräfte eines Tragflügels für die Echtzeit-Flugsimulation
Diplomarbeit, Institut für Luft- und Raumfahrt, TU-Berlin, 1996 |
| [6] | G. Duus | Modellierung des aeroelastischen Verhaltens eines Tragflügels für die Echtzeit-Flugsimulation
Diplomarbeit, Institut für Luft- und Raumfahrt, TU-Berlin, 1996 |
| [7] | O. Schmidt | Untersuchungen zum Einfluß dynamischer Flügelverformungen auf das flugmechanische Verhalten eines sehr großen Transportflugzeuges
Diplomarbeit, Institut für Luft- und Raumfahrt, TU-Berlin, 1996 |
| [8] | M. Schröder
L. Böger | Modellreduktion für die Echtzeit-Flugsimulation eines großen, elastischen Transportflugzeuges
DGLR Jahrestagung, München, Oktober 1997 (Vortrag angenommen) |
| [9] | W. Kindel,
R. Liebich | Modellierung eines elastischen Flügels für die Echtzeit-Flugsimulation
DGLR Jahrestagung, Dresden, September 1996 |
| [10] | W. Kindel
R. Liebich
O. Schmidt
M. Dahms | Aeroelastic Modeling of Macrobody Aircraft for Real-Time Flight Simulation
AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference
New Orleans, USA, August 1997 |

Teilnehmerliste

2. Symposium Flugzeug-Systemtechnik

Workshop des DGLR-Fachausschusses Starrflügelsysteme

15./16. September 1997

Dr. Willem Anker
BODE Chemie GmbH & Co

Martin Belz
Liebherr-Aerospace Lindenberg GmbH

Wolfgang Besing
DASA Airbus GmbH

Ole Böttger
DASA Airbus GmbH EZA

Prof. Dr. Willy Bräunling
FH-Hamburg

Henning Butz
DASA Airbus GmbH

Prof. Dr. Udo Carl
TUHH/FST

Dr. Dieter Dey
DASA Airbus GmbH

Siegfried Drabant
AEG Sensorsysteme GmbH

Dietrich Fischenberg
DLR Braunschweig

Prof. Dr. Hans Flüh
FH-Hamburg

Dietmar Förderreuther
DASA Airbus GmbH

Rolf Forstmann
ESW-Extel Systems Wedel

Stefan Frischemeier
TUHH/FST

Dr. Wolfgang Gleine
DASA Airbus GmbH

Dr. Friedrich-R. Grosche
DLR Göttingen

Uwe-Dietmer Groß
VDO Luftfahrtgeräte Werk GmbH

Prof. Dr. Georg Grübel
DLR FF-DR Oberpfaffenhofen

Werner Hausy
Liebherr-Aerospace Lindenberg GmbH

Andreas Kaden
Deutsche Lufthansa AG, VP Tech.OPS

Kent Karlsson
AOA apparatebau gauting GmbH

Prof. Dr. Ulrich Killat
TUHH- 4-06

Wolfgang Kindel
TU Berlin, Inst. für Luft- und Raumfahrt

Wolf Krüger
DLR Oberpfaffenhofen

Rolf Kummer
ESW-Extel Systems Wedel

Heiko Lütjens
DASA Airbus GmbH

Helmut Marquard
ESW-Extel Systems Wedel

Wilhelm Martens
DASA Airbus GmbH ESE1

Dr. Josef Mertens
DASA Airbus GmbH

Claus Möhlmann
Fairchild Fasteners Europe Camloc

Dieter Mosebach
DASA Airbus GmbH

Prof. Dr. Udo R. Müller
DASA Airbus GmbH

Dieter Muser
MAN Technologie AG

Rainer Oberheim
AEG Sensorsysteme GmbH

Wilhelm Oelkers
DASA Airbus GmbH

Uwe Perrin
Liebherr-Aerospace Lindenberg GmbH

Jochen Pötter
EVAC Hamburg

Alexei Prodan
Lehrst. f. Luftfahrttechnik TU München

Thomas Rassloff
AEG Sensorsysteme GmbH

Harald Rechter
DASA Airbus GmbH

Martin Recksiek
DASA Airbus GmbH

Dr. Reinhard Reichel
BGT GmbH

Dieter Reiners
Daimler-Benz FT

Carsten Riediger
Daimler-Benz FT

Engelbert Schlagenhaft
Liebherr-Aerospace Lindenberg GmbH

Prof. Dr. Dieter Schmitt
Lehrst. f. Luftfahrttechnik TU München

Prof. Dr. G. Schmitz
TUHH - Arbeitsbereich Energietechnik

Dieter Scholz
Applied Science

Adolf Schreger
ESW-Extel Systems Wedel

Klaus Seidler
ESW-Extel Systems Wedel

Richard Smyth
DASA Airbus GmbH

Werner Toenjes
STN ATLAS Elektronik

Hendrik van Harten
Dornier Luftfahrt GmbH

Gerhard Wagner
Daimler-Benz Aerospace

Dr. Jörg Wagner
TUHH/FST

Xi Ming Wang
TUHH/FST

Wolf Dieter Wissel
Airbus Industrie

Ulrich Wollenweber
AOA apparatebau gauting GmbH

Karl Zimmermann
ZF Luftfahrttechnik GmbH