

Presented by

Martin Recksiek



Hochauftriebssysteme - von der Flugzeugkonfiguration zur Systementwicklung

HAW Hamburg, 16.12.2004

Inhalt

- **Notwendigkeit für Hochauftriebssysteme**
- **Konfigurationsaspekte**
- **Aerodynamische Anforderungen**
- **Kinematik- und Systembeispiele**
- **A340 Hochauftriebssystem**

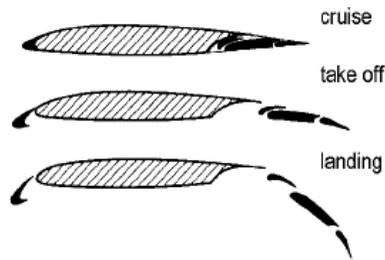
Notwendigkeit für Hochauftriebssysteme

- In den frühen Tagen der Zivilluftfahrt war das Verhältnis zwischen Reisefluggeschwindigkeit und der Geschwindigkeit bei Start und Landung relativ gering ($\approx 2:1$), so dass keine Hochauftriebssysteme nötig waren. Dennoch wurden teilweise einfache Klappensysteme verwendet, um
 - eine bessere Gleitpfadkontrolle zu erreichen (z.B. mit Split Flap, eine Art Unterseiten-Spoiler)
 - die Sicht des Piloten durch Reduktion der sonst notwendigen Längsneigung zu verbessern
- Mit zunehmender Reisefluggeschwindigkeit durch leistungsstärkere Kolbenmotoren erhöhte sich das Verhältnis der Geschwindigkeiten von Reiseflug und Start/Landung, so dass Hochauftriebssysteme notwendig wurden.
- Die Einführung von Strahltriebwerken verlangte noch höhere Reisefluggeschwindigkeiten, um diese in einem optimalen Betriebspunkt zu betreiben.
- Für gute Flugleistungen in der Reiseflugphase bei hohen Reisefluggeschwindigkeiten werden Flügel als Pfeilflügel mit hoher Flächenbelastung G/S ausgeführt. Ohne Hochauftriebshilfen würde ein solcher Flügel bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten nicht genügend Auftrieb erzeugen und hohe Landegeschwindigkeiten wären die Folge.

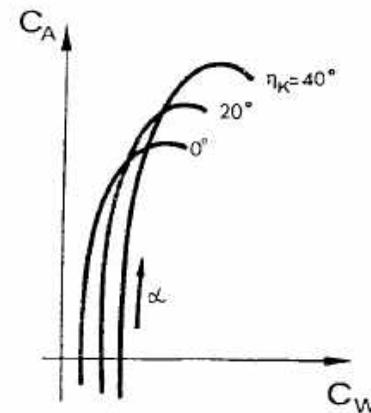
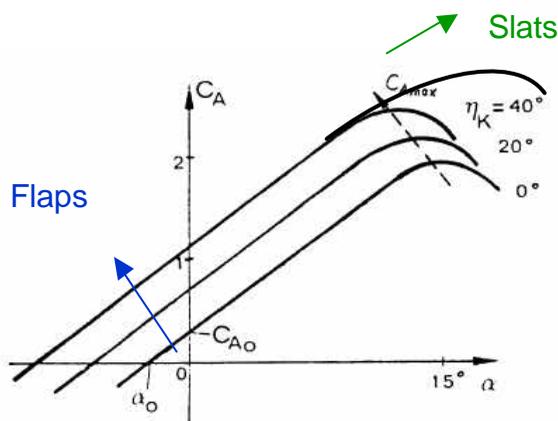
Notwendigkeit für Hochauftriebssysteme

- Hochauftriebssysteme dienen dem Zweck den Auftrieb in den Langsamflugphasen Start und Landung zu erhöhen.
 Weiterhin ist eine Widerstandserhöhung in der Landephase notwendig.

Das Ausfahren von Vorder- und Hinterkantenklappen (Slats und Flaps) führt zu ΔC_A und ΔC_W .

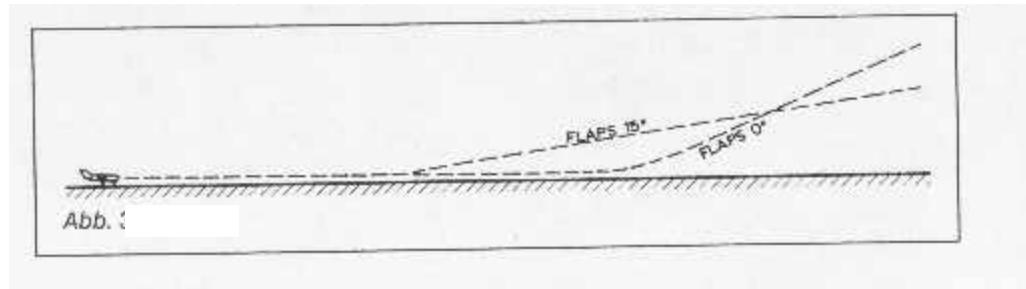


$$A = C_A(\mathbf{a}, \text{Konfiguration}) \cdot \frac{\mathbf{r}}{2} \cdot v^2 \cdot S$$



Notwendigkeit für Hochauftriebssysteme

- Startphase:
 - Ziel ist eine Auftriebserhöhung mit minimaler Widerstandserhöhung zur Verkürzung der erforderlichen Startbahnlänge
 - durch erhöhten Widerstand wird der Steigwinkel reduziert
 - ein Einfahren der Klappen darf in der Steigphase erst oberhalb von 400 ft erfolgen → JAR 25.111



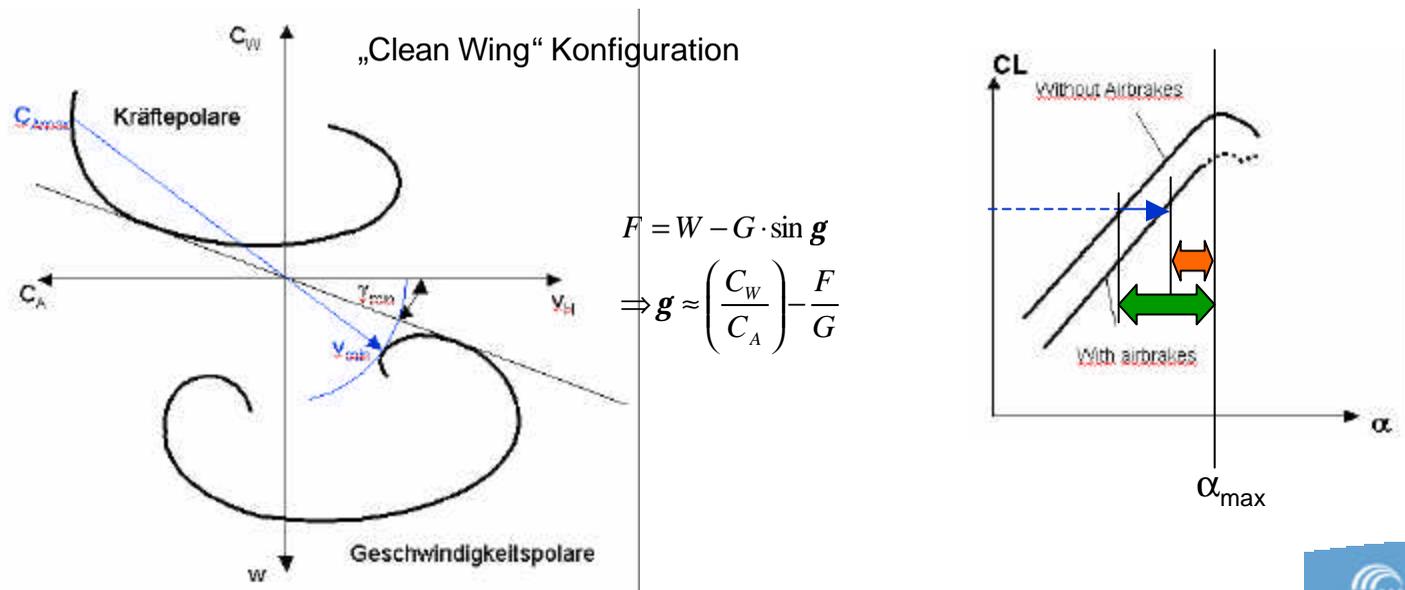
$$g \approx \frac{F - W}{G}$$

- Landephase:
 - geringe Anfluggeschwindigkeit (V_{REF}), um eine kurze Landebahnlänge zu ermöglichen
 - hoher Auftriebsbeiwert auf Grund der geringen Anfluggeschwindigkeit
 - entsprechender Widerstand zur Erzielung eines notwendigen Gleitwinkels
 - bei Steilanflügen ist ein entsprechend hoher Widerstand notwendig

Notwendigkeit für Hochauftriebssysteme

Steilanflug:

- Notwendig um Hindernisfreiheit (Obstacle Clearance) sicherzustellen oder zur Lärmreduktion.
- Als Steilanflug gilt ein Anflug mit einem Bahnneigungswinkel von $\geq 4.5^\circ$
- Der maximal erreichbare Bahnneigungswinkel ist durch die Kräfte-, bzw. Geschwindigkeitspolare und der für die Landung notwendige geringe Anfluggeschwindigkeit gegeben
- Die Widerstandserhöhung sollte optimalerweise ohne Spoiler erfolgen, da Spoiler den Auftrieb reduzieren und daher einen grösseren Anstellwinkel notwendig machen, um den notwendigen Auftrieb ($A = G \cdot \cos \gamma$) zu erhalten. Durch den grösseren Anstellwinkel wird der Abstand zu α_{\max} reduziert und damit die Manövrierbarkeit verschlechtert



Konfigurationsaspekte

- Die Festlegung der Gesamtflugzeugkonfiguration erfordert einen Kompromiss zwischen Einzelaspekten, wie:
 - Flügel-Rumpf-Integration
 - Hochauftriebkonfiguration
 - Triebwerk-Integration
 - Fahrwerk-Integration
 - etc.

Mit diesem Kompromiss werden die sich aus den Marktanforderungen ergebenden Flugzeuanforderungen bestmöglich erfüllt.

- Anforderungen an das Hochauftriebssystem für gute aerodynamische Wirksamkeiten:
 - möglichst durchgehende, unterbrechungsfreie Klappen (Kontinuität in Spannweitenrichtung)
 - grosse Klappenspannweite
 - geringe Flügel­pfeilung
 - geringe Flügel/Rumpf Interferenz



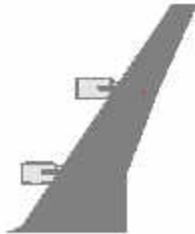
Konfigurationsaspekte

- Beispiele für Wechselwirkungen zwischen unterschiedlichen Anforderungen:

hohe Reisefluggeschwindigkeit

⇒ notwendige Flügelpfeilung

⇒ schlanker Flügel

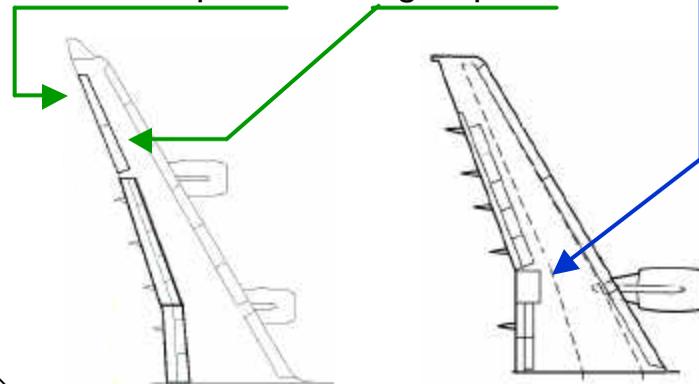


⇒ Biege-Torsionskopplung, vor allem bei grosser Spannweite

⇒ Gefahr der „Ruderumkehr“ bei aussen liegendem Querruder und Betätigung im High Speed



Verwendung eines „All Speed Aileron“ oder unterschiedliche Aileron für Low Speed und High Speed



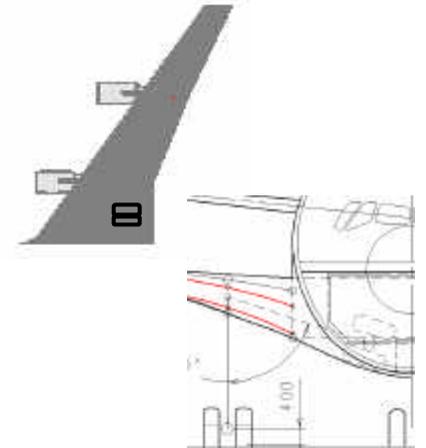
Konfigurationsaspekte

Vermeidung von „Tail-Strike“ bei erforderlichem Anstellwinkel,
Bodenfreiheit des Triebwerks

⇒ Notwendige Fahrwerkklänge

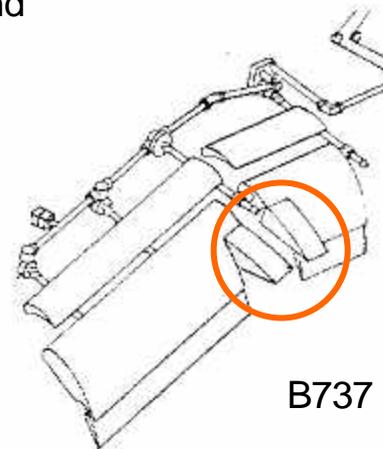


Fahrwerk-Integration



Kompromiss zwischen Fahrwerkslänge (Gewicht) und Abstand
Triebwerk-Flügel (Interferenz des Triebwerksstrahl mit dem
Hinterkantenklappen) notwendig.

⇒ gegebenenfalls ist ein „Thrust Gate“ bei ausgefahrenen
Landeklappen notwendig



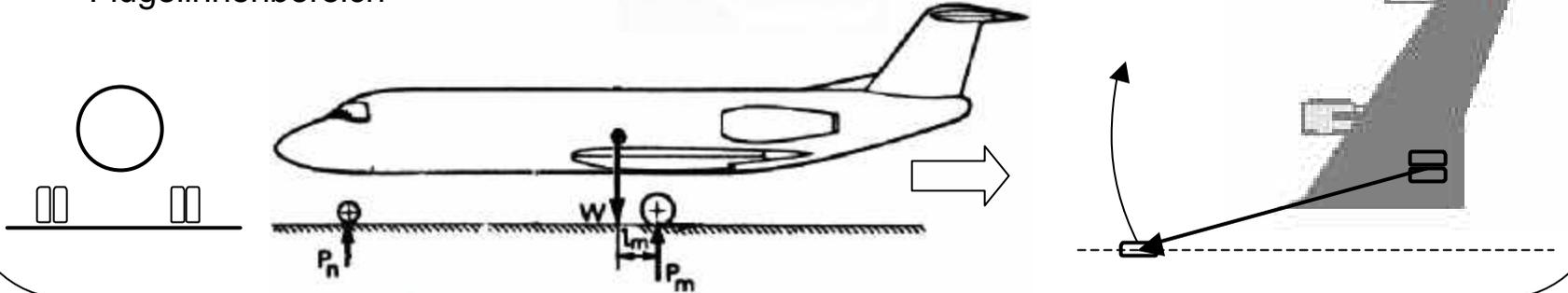
B737

Konfigurationsaspekte

Die Festlegung der Fahrwerkslage des Hauptfahrwerks wird bestimmt durch

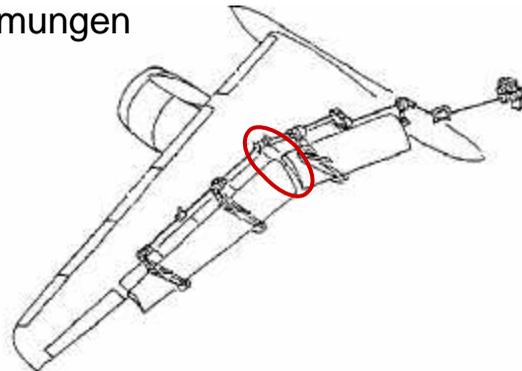
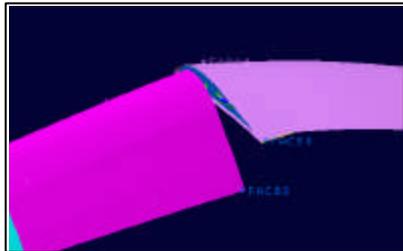
- notwendigen Abstand zum Schwerpunkt (Längsstabilität)
- erforderliche Seitenstabilität
- Drehradius

⇒ Bei Integration in den Flügel erfordert dieses einen entsprechenden Flügelinnenbereich



Knick zwischen Innenklappe und Aussenklappe

- ⇒ Dichtungen zur Vermeidung von Spaltströmungen
- ⇒ Umlenkgetriebe im Antriebsstrang

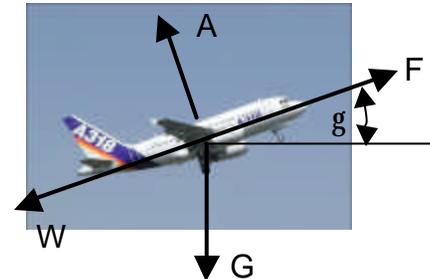


Aerodynamische Anforderungen

- Neben der Stellflächenkonfiguration muss auch der Klappentyp festgelegt werden
- Für Vorderkantenklappen (Slats) und Hinterkantenklappen (Flaps) gibt es verschiedene Klappentypen mit unterschiedlichen Eigenschaften
- Die Auswahl des Klappentyps ist wiederum ein Kompromiss und von verschiedenen Kriterien abhängig
 - Stellflächenkonfiguration
 - Systemkomplexität
 - erforderliche aerodynamische Performance:

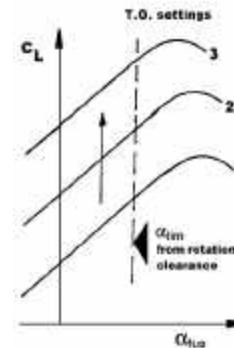
optimale Startgleitzahl:
(grosses A/W , bzw. c_A/c_W)

$$g \approx \frac{F - W}{G} \Rightarrow \frac{F}{G} - \frac{W}{A} \Rightarrow \frac{F}{G} - \left(\frac{A}{W} \right)^{-1}$$



notwendiger Auftrieb bei limitierter Heckfreiheit

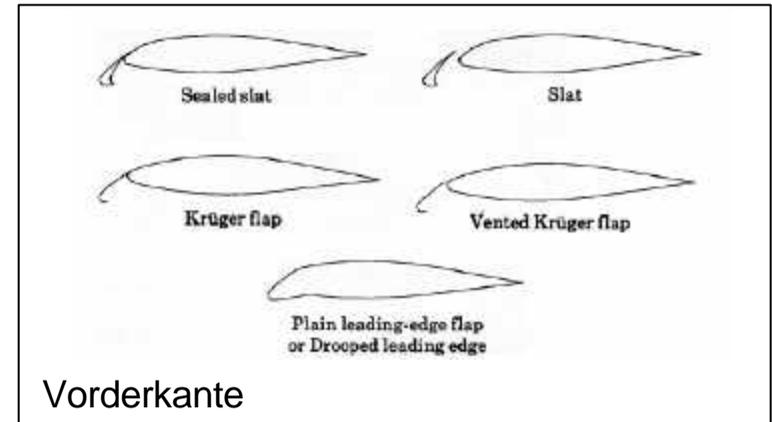
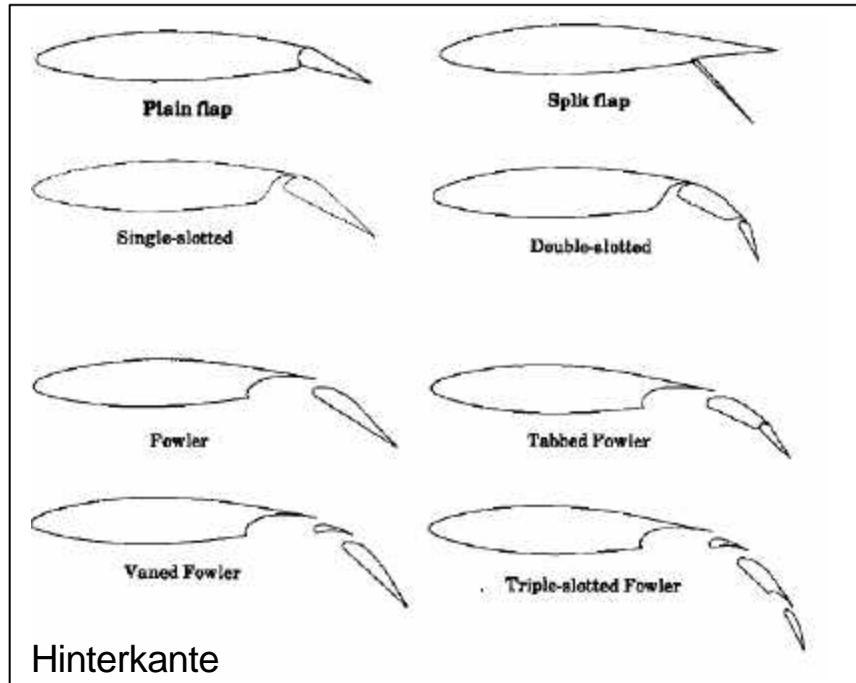
$$c_A = \frac{G}{\frac{s}{2} \cdot v_R^2 \cdot S} \quad a_{\text{lim}} = f(c_A)$$



hoher Widerstand und hoher Auftrieb bei der Landung

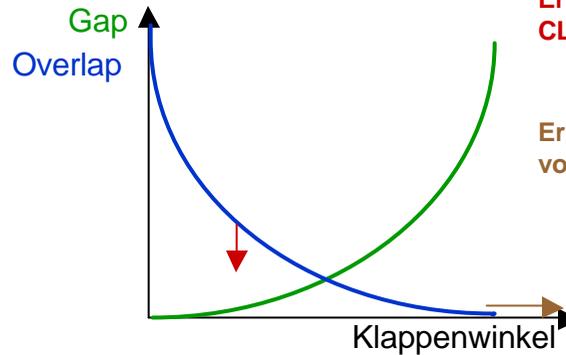
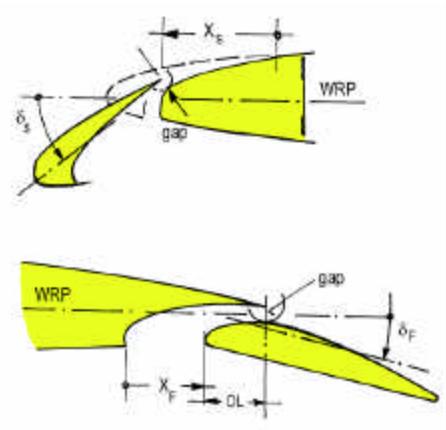
Aerodynamische Anforderungen

- Klappentypen - Übersicht



Aerodynamische Anforderungen

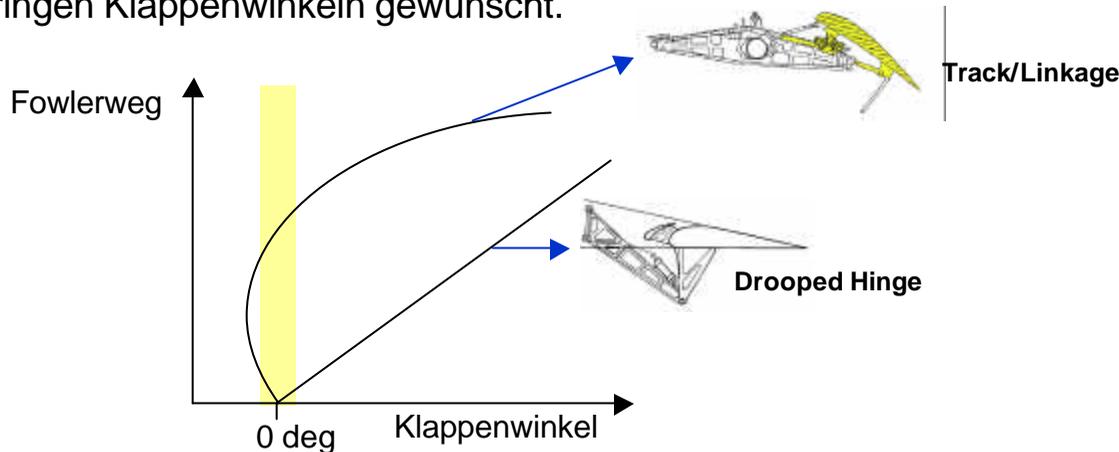
- Neben Auswahl des Klappentyps werden seitens der Aerodynamik die „Gap-Overlap“ Anforderungen definiert.



Erhöhter Fowlerweg zur Erhöhung von CL_0 , CL_{max} und L/D in der Startkonfiguration

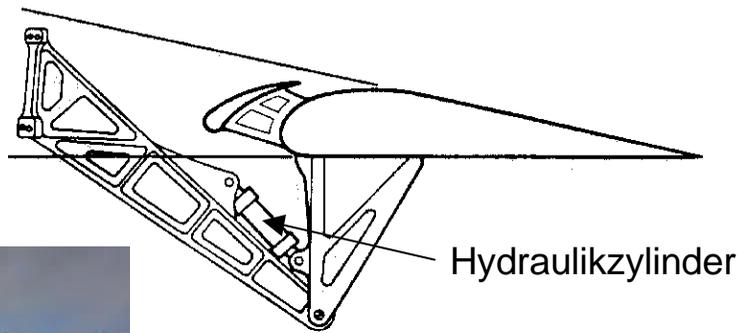
Erhöhter Maximalausschlag zur Erhöhung von CL_0 und CL_{max} in der Landekonfiguration

- Ein weiteres wichtiges Kriterium für die Startleistung (L/D) ist die Charakteristik des Fowler-Weges und zugehörigen Klappenwinkels. Hier ist im allgemeinen ein hoher Fowler-Weg bei geringen Klappenwinkeln gewünscht.

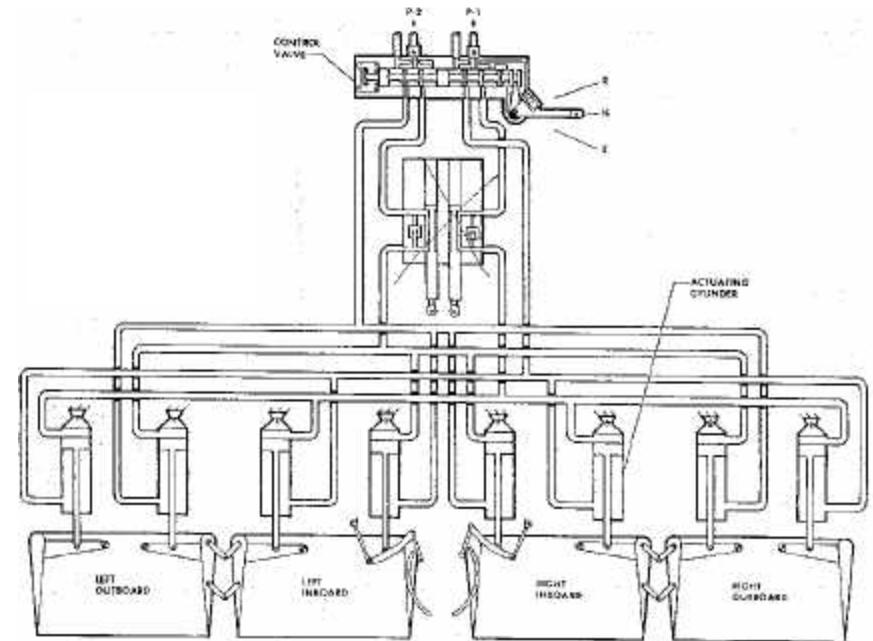


Kinematik- und Systembeispiele

- Drooped Hinge: - einfache Systemlösung für
 - Single Slotted Flap,
 - Fixed Vane Main Double Slotted Flap (DC9, MD80),
 - Variable Vane Main Double Slotted Flap (DC10, MD11)
- akzeptabler Fowlerweg erfordert tiefe Lage des Drehpunktes => tieferes Fairing
- höherer aerodynamischer Widerstand durch Queranströmung des Fairings bei Pfeilflügeln
- Aktuierung über Hydraulikzylinder oder Spindeln
- Realisiert bei DC9, MD80, MD87, DC10, MD11



MD80



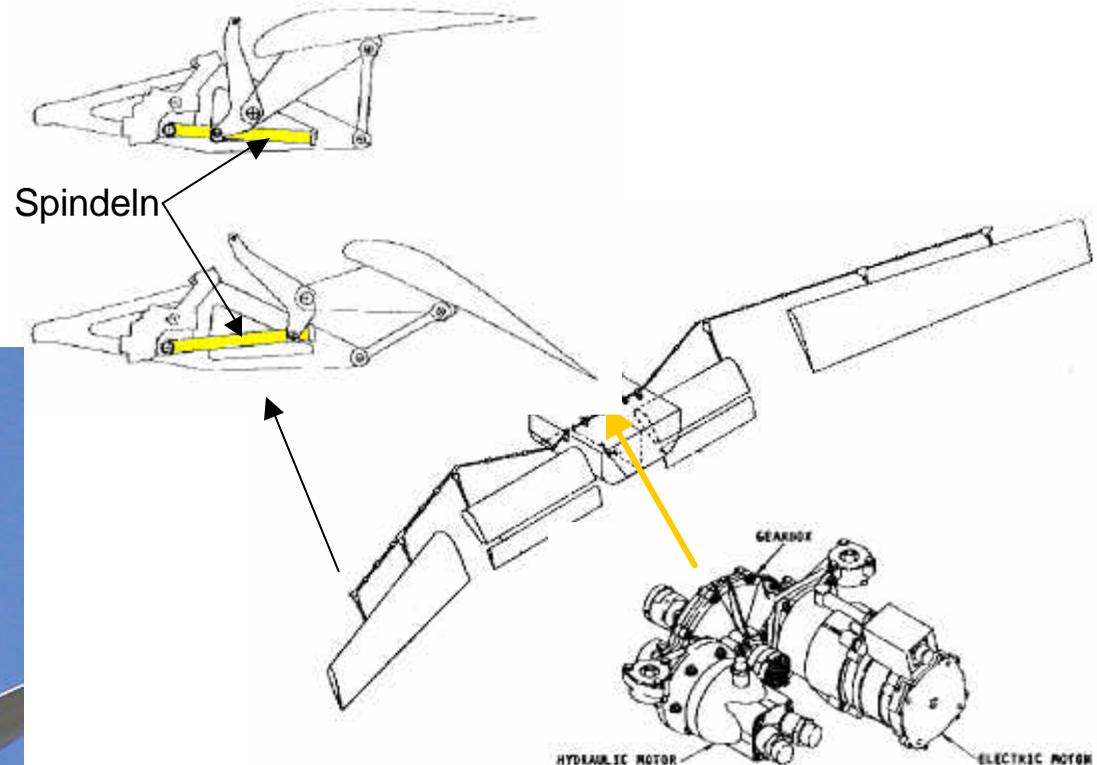
MD80/MD87 Flap Ansteuerung

Kinematik- und Systembeispiele

- 4-Bar-Linkage:
 - für 1-fach-, 2-fach- und 3-fach-Spalt Fowlerklappen
 - es gibt unterschiedlichste Realisierungen eines 4-Bar-Linkage
 - grosser Fowlerweg möglich
 - geringere Fairing-Tiefe als Drooped Hinge
 - Aktuierung über Spindeln oder Rotationsgetriebe („Rotary Aktuator“)
 - hoher systemtechnischer Aufwand
 - Realisiert bei DC8, C17, B767, B777



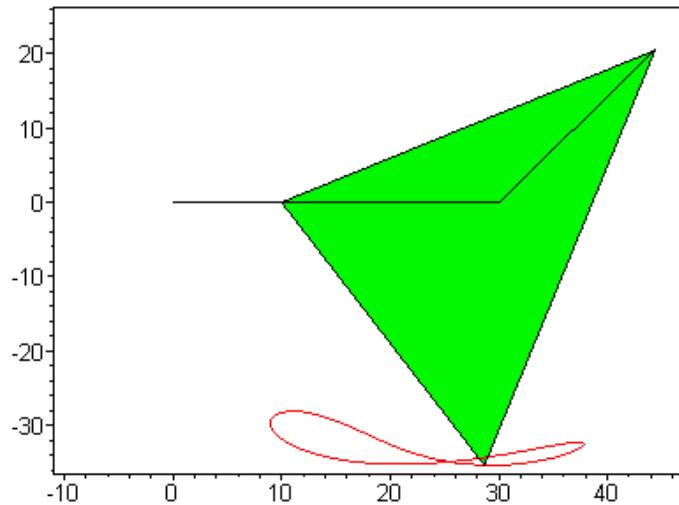
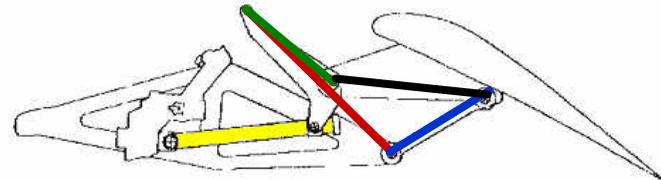
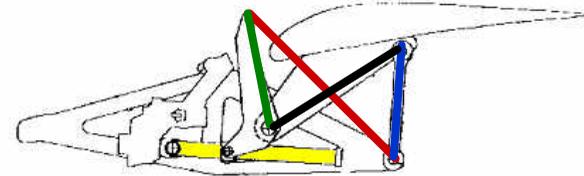
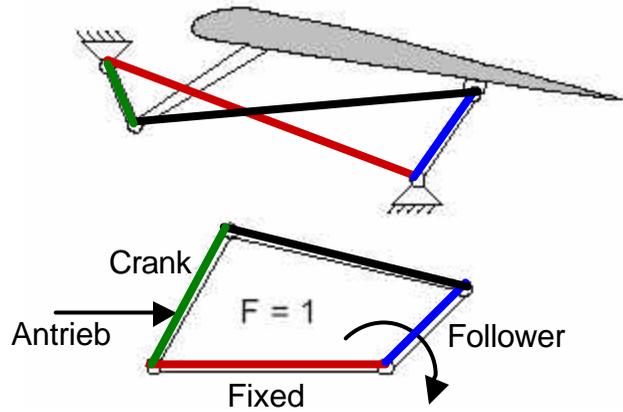
B777



Zentralantrieb

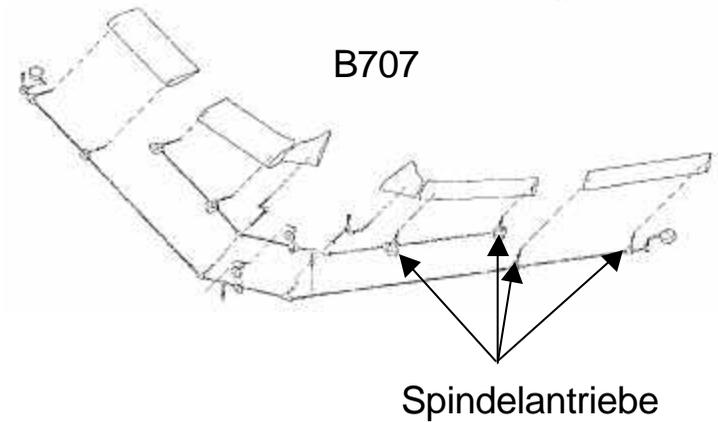
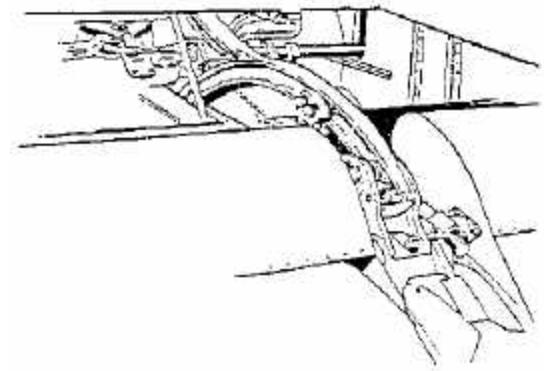
Kinematik- und Systembeispiele

- 4-Bar-Linkage Funktionsweise:



Kinematik- und Systembeispiele

- Kreisförmiger Track:
 - sehr kleines oder gar kein Fairing
 - nur geringer Fowlerweg möglich
 - geringes Gewicht
 - Aktuierung über Spindeln oder Rotary Aktuatoren
 - kann komplett im Flügel integriert werden
 - Realisiert bei B707

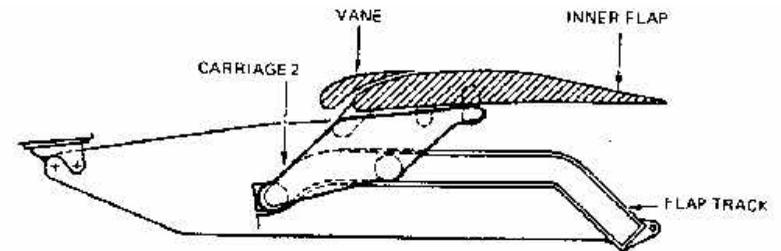
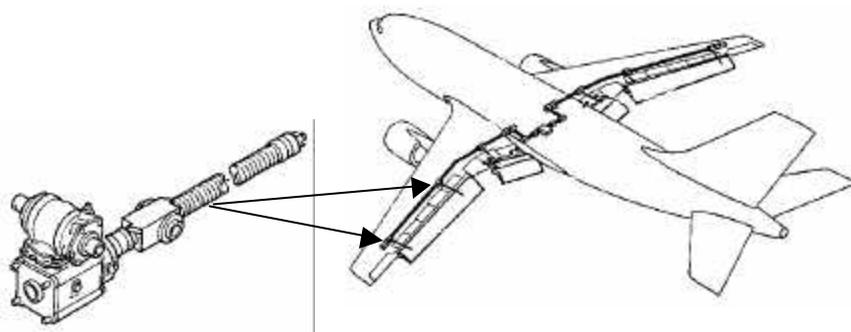


B707

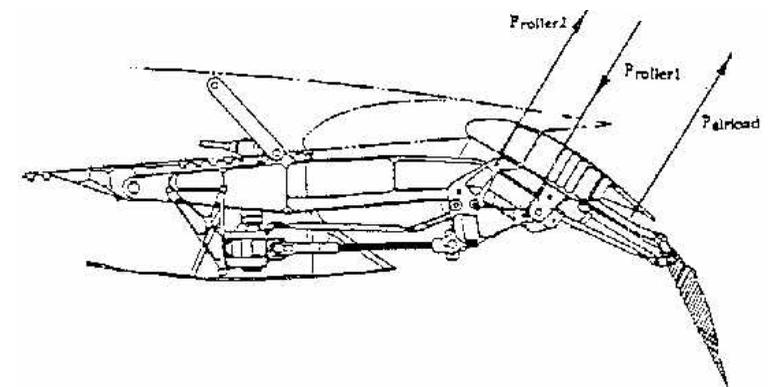


Kinematik- und Systembeispiele

- Gekrümmter Track:
 - grosser Fowlerweg möglich
 - hohe Kräfte in der Wagenlagerung, auf Grund des relativ geringen Abstands der Rollen
 - Aktuierung über Spindeln
 - Realisiert bei B727, B737, B747, B757, A310, BAe146, RJ70

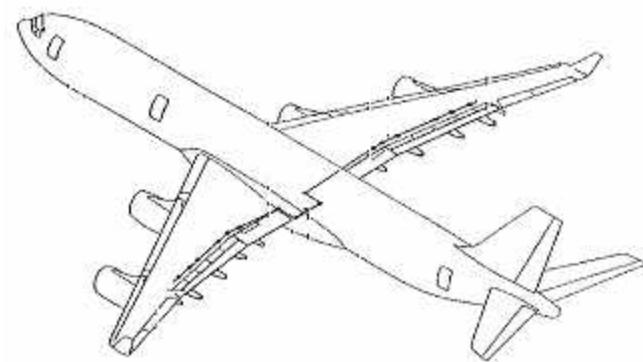
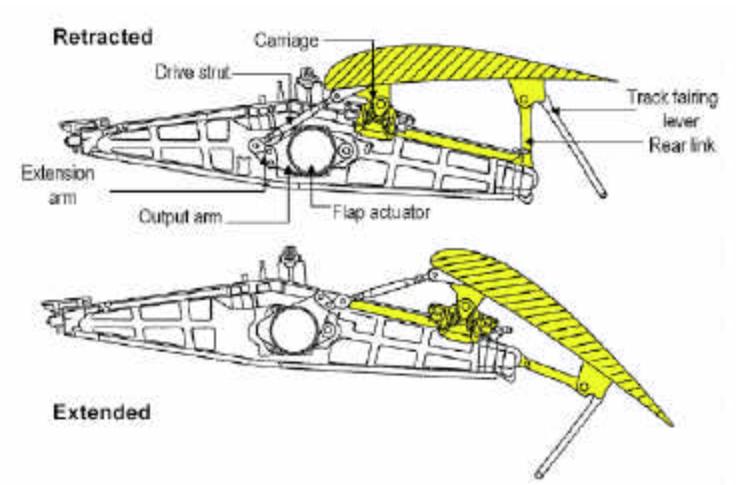


A310



Kinematik- und Systembeispiele

- Gerader Track:
 - grosser Fowlerweg möglich
 - einfachere systemtechnische Lösung im Vergleich zum 4-Bar Linkage
 - Realisiert bei A320, A330/A340, A380

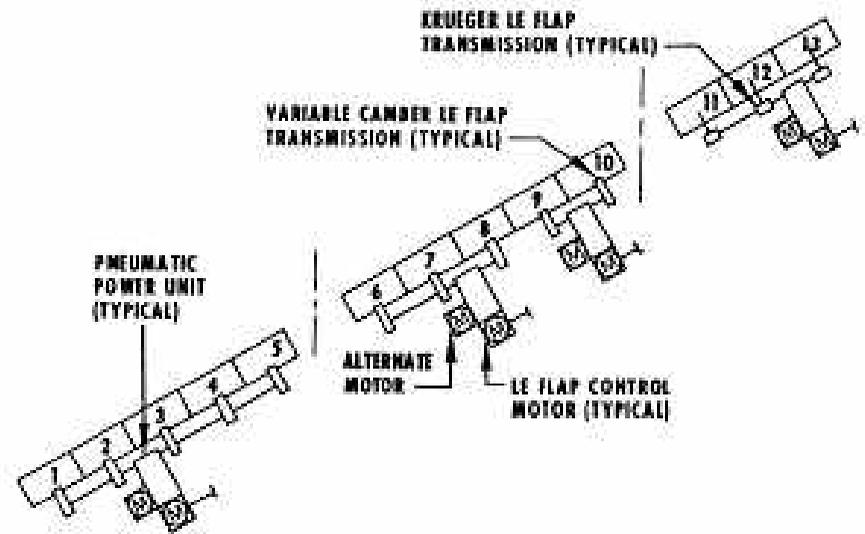
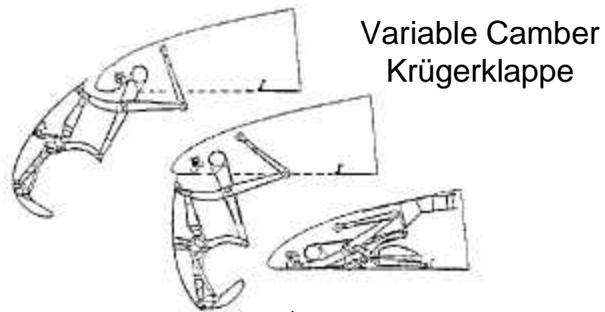


A340



Kinematik- und Systembeispiele

- Krüger Klappe:
 - Antrieb über Hydraulikzylinder, Spindeln, Rotary Aktuator
 - Realisiert bei B727 (innen), B737 (innen), B747 (komplett)



B747



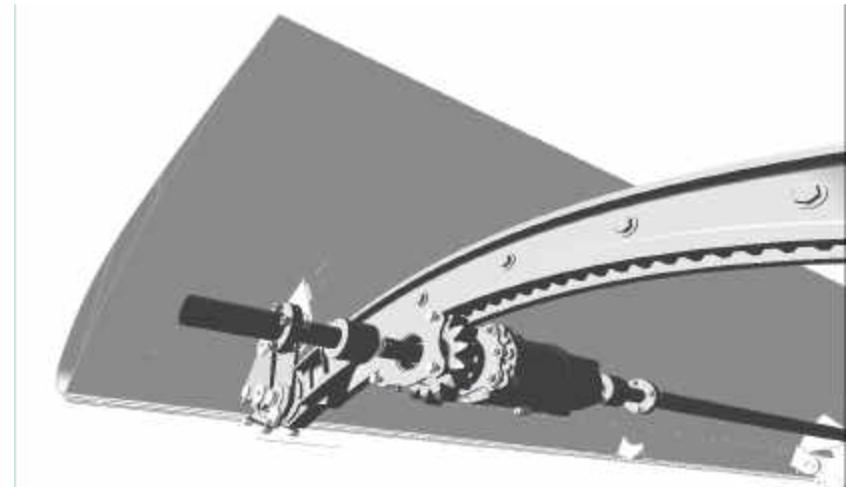
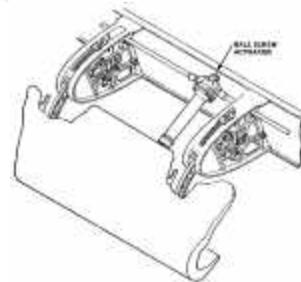
Kinematik- und Systembeispiele

- Slat:
 - Antrieb über Hydraulikzylinder, Rotary Aktuatoren, Spindeln, Ritzel-Zahnstange
 - Bahnführung über gekrümmte Tracks
 - Realisiert bei DC9, MD80, DC10, MD11, L1011, B727 (aussen), B737 (aussen), B757, B767, B777 , A300, A310, A320, A330/A340,

Hydraulikantrieb
(B727, B737)



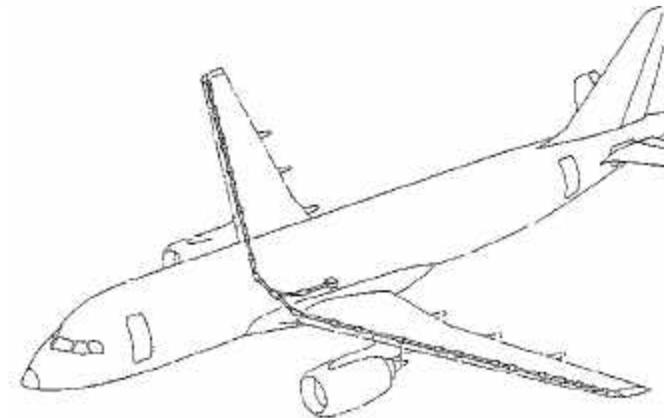
Ritzel-Zahnstange
(B757, B767,
A320, A330/A340, etc.)



Spindeltrieb
(L1011)

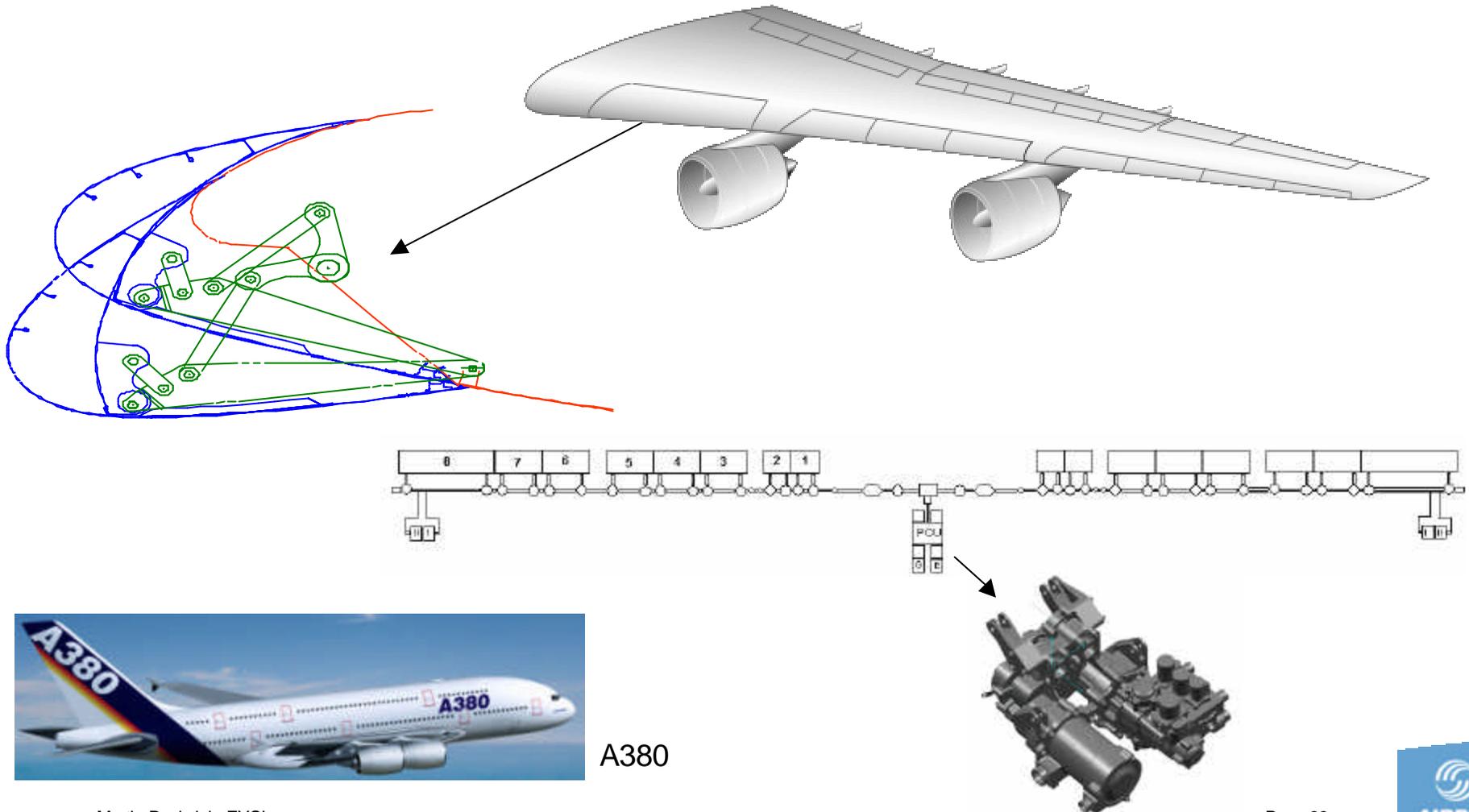


A320



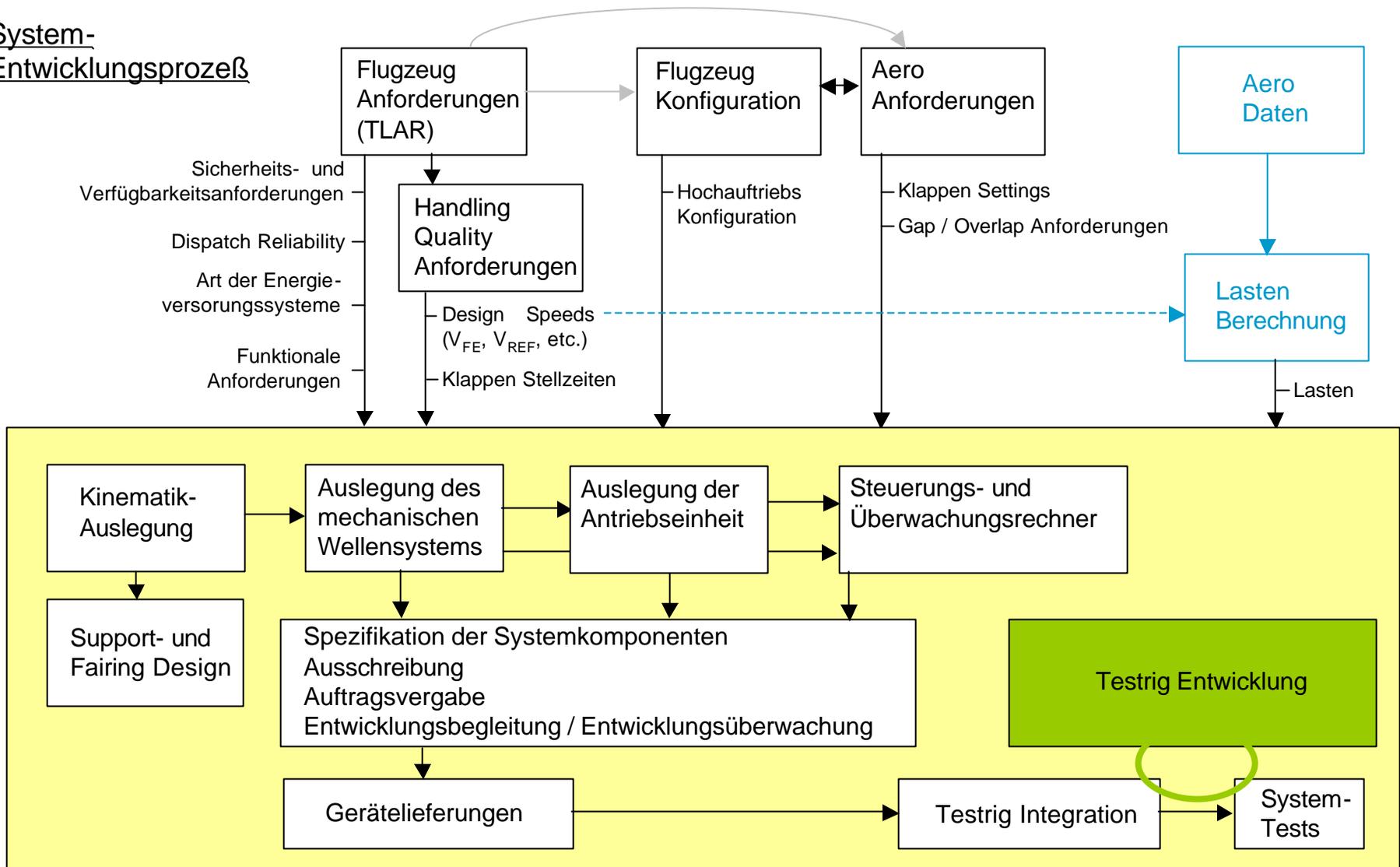
Kinematik- und Systembeispiele

- Droop Nose:
 - Antrieb über Rotary Aktuatoren
 - Realisiert bei A380 (innen)



A340 Hochauftriebssystem

System-Entwicklungsprozeß



A340 Hochauftriebssystem

Sicherheits- und Verfügbarkeitsanforderungen:

- Ausfall von Slats oder Flaps:	$< 10^{-4}/\text{FH}$	}	Verfügbarkeiten
- Ausfall von Slats und Flaps:	$< 10^{-6}/\text{FH}$		
- Verlust einer Hinterkantenklappe:	$< 10^{-9}/\text{FH}$	}	Strukturelle Integrität
- Verlust des inneren Slats:	$< 10^{-9}/\text{FH}$		
- Verlust eines äusseren Slats (2-7):	$< 10^{-7}/\text{FH}$		
- Verlust eines inneren Flaps:	$< 10^{-9}/\text{FH}$		
- Verlust eines äusseren Flaps:	$< 10^{-9}/\text{FH}$		
- etc.			
- Asymmetrie von Slats oder Flaps:	$< 10^{-9}/\text{FH}$	}	Fehlfunktionen
- Overspeed von Slats oder Flaps:	$< 10^{-9}/\text{FH}$		
- etc.			

- Aus den Verfügbarkeitsanforderungen und der Ausfallwahrscheinlichkeit der einzelnen Komponenten leitet sich der erforderliche Redundanzgrad ab für:
 - Systemkomponenten (Rechner, Antriebseinheit, Sensorik)
 - Energierversorgung
- Aus den Forderungen hinsichtlich Fehlfunktionen leiten sich diverse Integritätsanforderungen ab:
 - Kritikalitätslevel für den Hardware- und Softwareentwicklungsprozess (DO 178B, DO 254)
 - Rechnerstruktur- und Überwachungskonzept (z.B. Duo-Duplex oder Triplex, Dissimilarität)
 - Redundante, unabhängige Sensorsignale
 - Segregationsforderungen (z.B. beim Routing von Signalleitungen)

A340 Hochauftriebssystem

Dispatch Reliability Anforderungen:

- Die Dispatch Reliability ist die Wahrscheinlichkeit mit der das Flugzeug ohne „Ground Interruption“ startet. Als „Ground Interruption“ gilt:
 - Startverzögerung > 15 min durch technisches Problem
 - Startabbruch
 - Bereitstellen eines Ersatzflugzeuges
 - Stornierung des Fluges

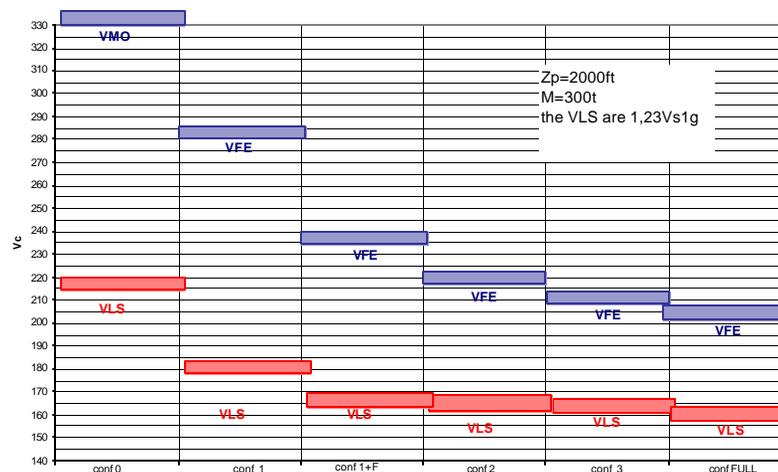
- Für eine zeitlich begrenzte Periode darf das Flugzeug mit ausgefallenen Systemkomponenten weiter eingesetzt werden. Dies setzt den sicheren Betrieb des Flugzeugs mit dieser Konfiguration voraus.
Welche Komponenten ausgefallen sein dürfen hängt vom Redundanzgrad ab. Durch entsprechende Redundanz kann eine hohe Dispatch Reliability erreicht werden.
Die Komponenten werden in einer „Master Minimum Equipment List“ erfasst.

A340 Hochauftriebssystem

Klappen Setting

- Die Klappen werden während der Start- und Landephase abhängig von der Fluggeschwindigkeit diskret positioniert.
- Jede Konfiguration hat eine zulässige und
 - Maximalgeschwindigkeit (strukturelle Belastung)
 - Minimalgeschwindigkeit (Stall Speed * k)
- Die Wahl der Konfigurationen hängt ab von den aerodynamischen Anforderungen (High Lift Performance) und weiterhin von Zulassungsforderungen:
 - während einer Konfigurationänderung muss die Fluggeschwindigkeit im Bereich des alten und neuen Settings bleiben
 - die Minimalgeschwindigkeiten zweier benachbarter Konfigurationen dürfen um maximal 10% voneinander abweichen

Configuration	Slat	Flap
0	0°	0°
1	20°	0°
1+F	20°	17°
2	23°	22°
3	23°	29°
FULL	23°	34°



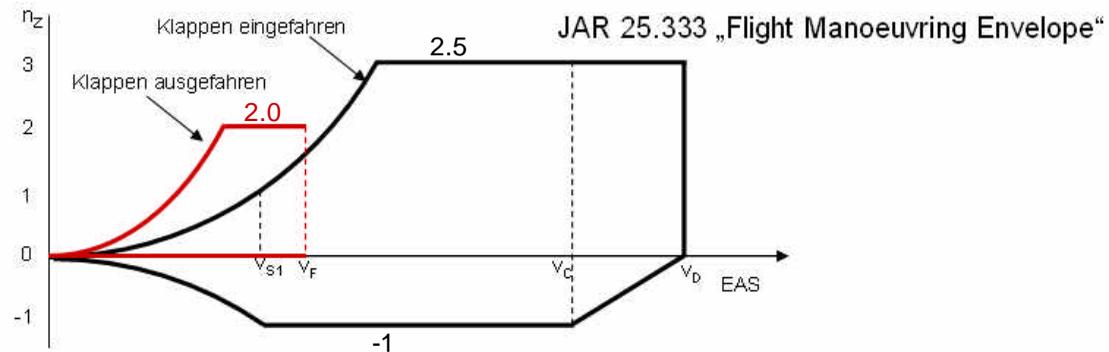
A340 Hochauftriebssystem

Lasten

Man unterscheidet

- statische Lastfälle (Strukturauslegung)
- operationelle Lastfälle (Auslegung des Antriebssystems)
- zusätzliche Belastung durch Trägheitskräfte (Manöver)
- weiterhin sind Lasten, die durch Fehlerfälle verursacht werden zu berücksichtigen

■ Statische Lasten:



- V_{F+Gust} mit zusätzlichem Lastvielfachen von $n_z = 1.15$

ODER

- V_F mit einem zusätzlichen Lastvielfachen im Bereich $[0, 2.0]$

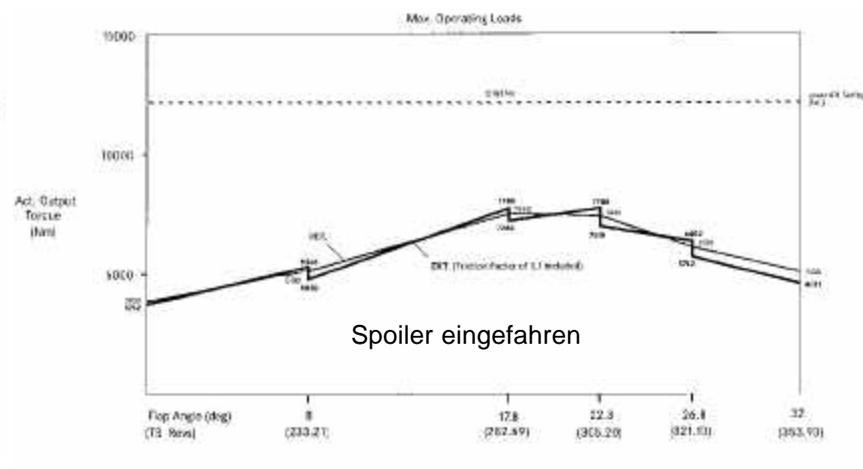
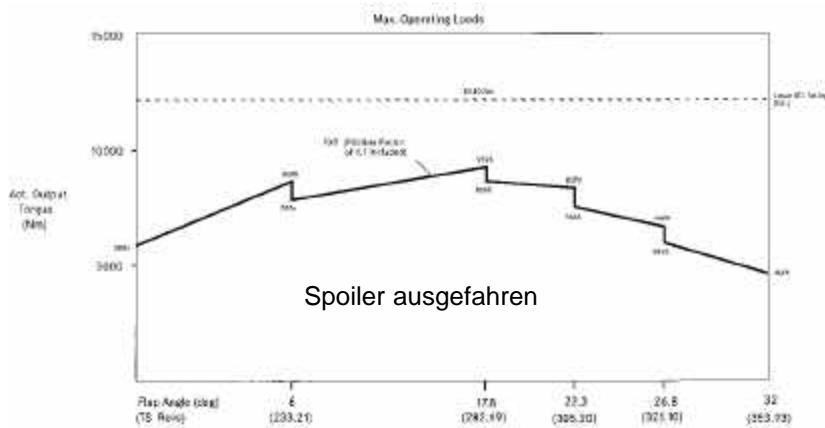
$$V_{Gust} = 14,8 \text{ kts}$$
$$n_z = 1.15 \text{ entspricht einem Kurvenflug von } 30^\circ: 1/\cos(30^\circ)$$

A340 Hochauftriebssystem

- Operationelle Lasten**
 - $V_{\text{Extending}}$
 - $V_{\text{Retracting}}$
 - $V_{\text{Retracting}+9\text{kts}} \rightarrow \text{JAR 25.697, d)}$ (Einfahren der Klappen muss im Go-Around Fall möglich sein)

jeweils zusätzlich: mit Lastvielfachen von $n_z = 1.15$

- Auswirkungen von Spoilerausschlägen**



- Lasten durch Fehlerfälle**
 z.B.: Klemmfälle in Getrieben oder Rotationsaktuatoren

Hier werden zur Lastbegrenzung Torque Limiter eingesetzt.

A340 Hochauftriebssystem

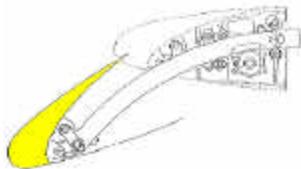
Funktionale Anforderungen:

- Kommandierung erfolgt manuell über den Landeklappenhebel. Zusätzlich zur manuellen Kommandierung gibt es Automatik- und Überwachungsfunktionen zum Schutz des Klappensystems vor Überlastung.
 - Flap Load Relief: Automatisches Fahren der Flaps auf die nächst-niedrige Position, wenn die zugehörige Fluggeschwindigkeit überschritten wird
 - Flap Autocommand: Automatisches Fahren der Flaps zwischen eingefahrenem Zustand und erster Position, in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit
 - Slat Alpha Lock: Verhindern des Einfahrens der Slats, wenn der Anstellwinkel einen vorgegebenen Wert (8.5°) überschritten hat
 - Slat Bark: Verhindern des Einfahrens der Slats, wenn die Fluggeschwindigkeit einen vorgegebenen Wert (148 kts) unterschritten hat

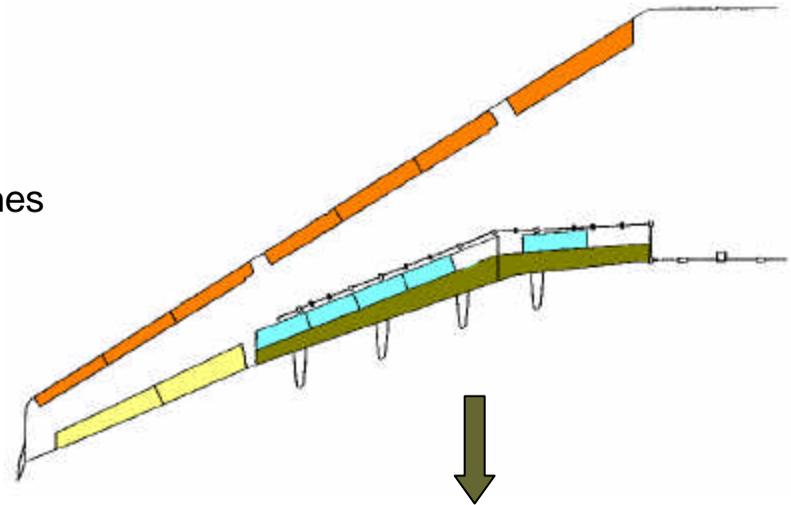
A340 Hochauftriebssystem

- 7 Slats (je Flügelhälfte)
- 2 Single-Slotted-Flaps (je Flügelhälfte)
- Unterstützung durch Aileron Droop Funktion (symmetrisches Absenken der Aileron bei ausgefahrenen Flaps)

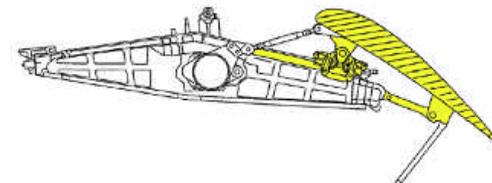
- Slats :



Martin Recksiek, EYCL

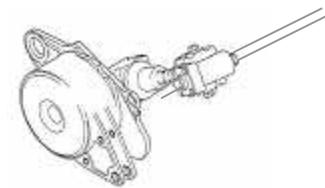
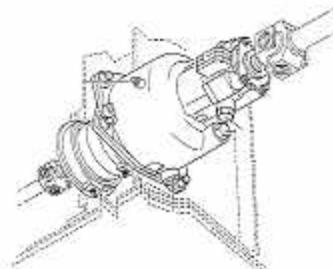
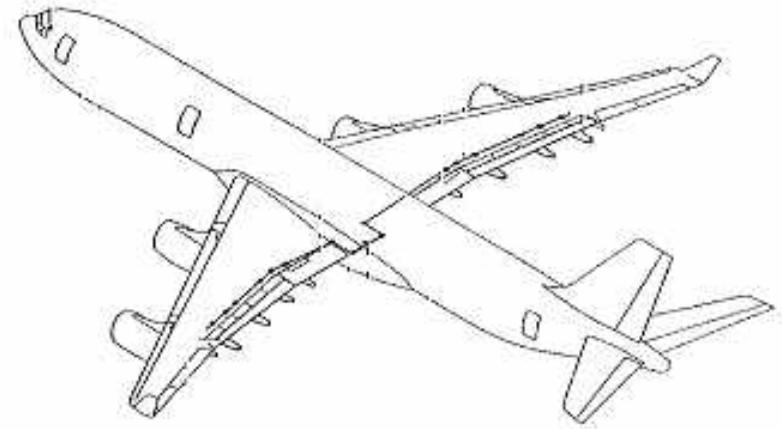
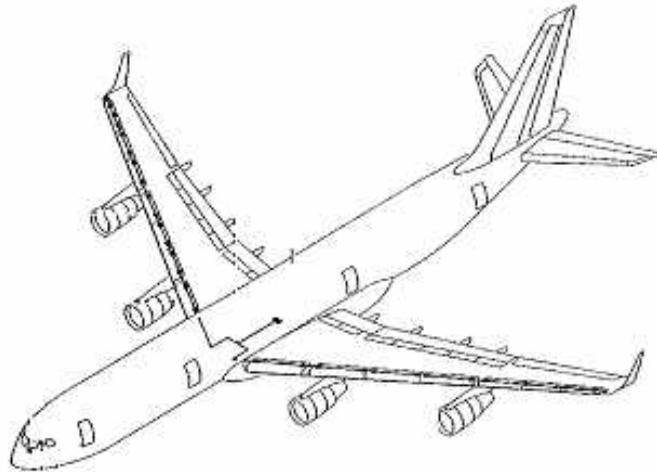


- Flaps :



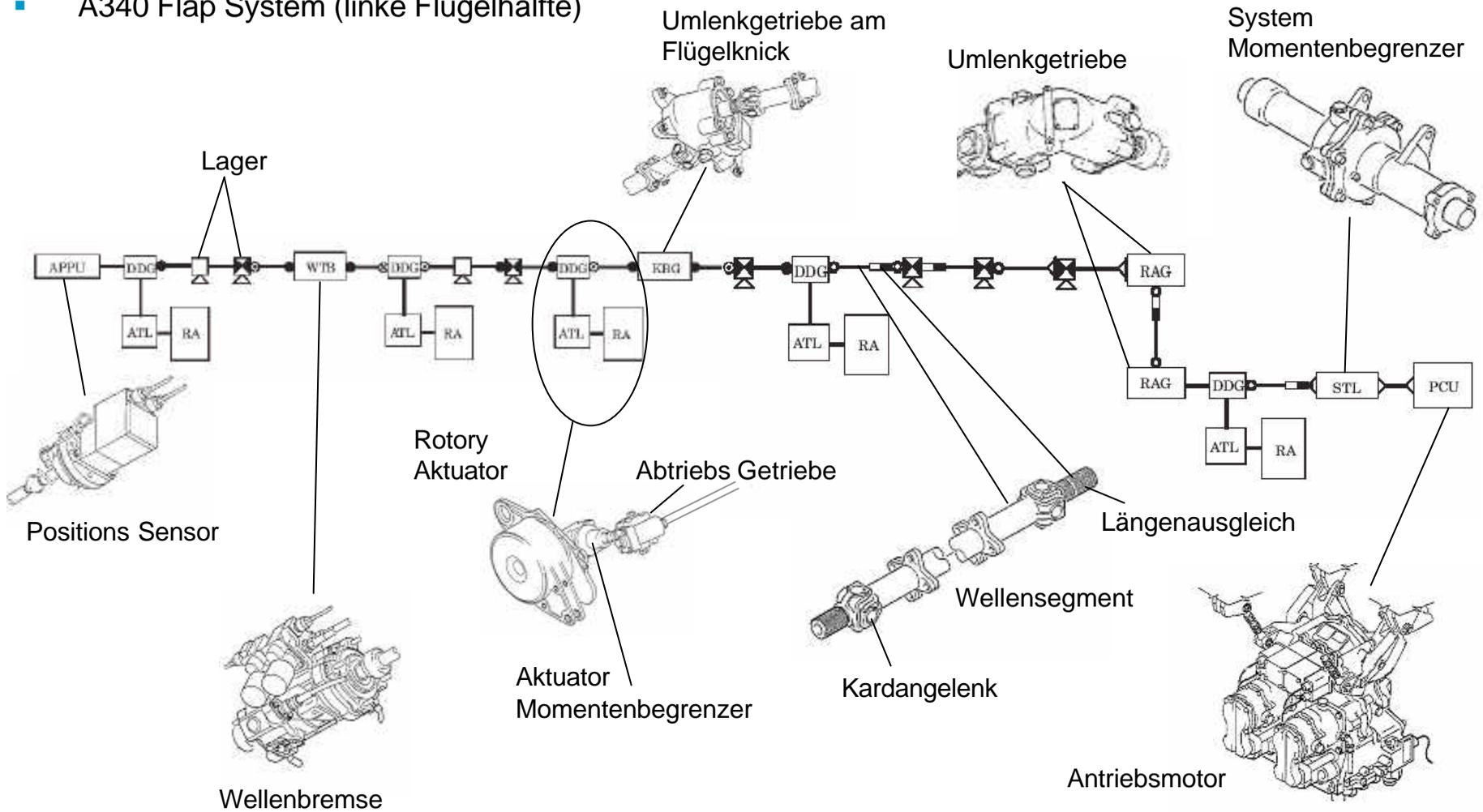
A340 Hochauftriebssystem

- Slats und Flaps werden jeweils durch einen zentralen Wellenstrang angetrieben
- Jeder Wellenstrang wird durch einen Duplex-Hydraulikmotor mit konstantem Schluckvolumen angetrieben
- Antrieb der einzelnen Stationen erfolgt über „Rotary Aktuatoren“
- Aufbau beider Wellensystem ist sehr ähnlich



A340 Hochauftriebssystem

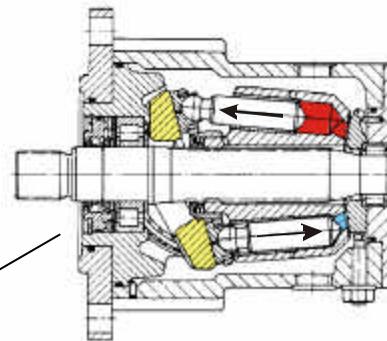
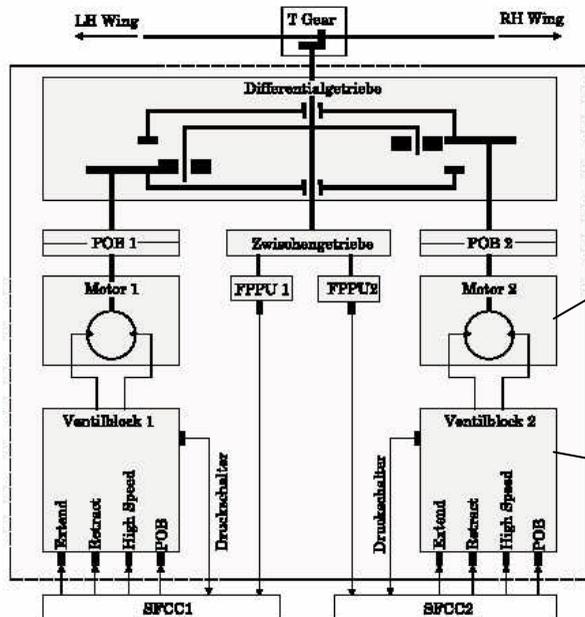
- A340 Flap System (linke Flügelhälfte)



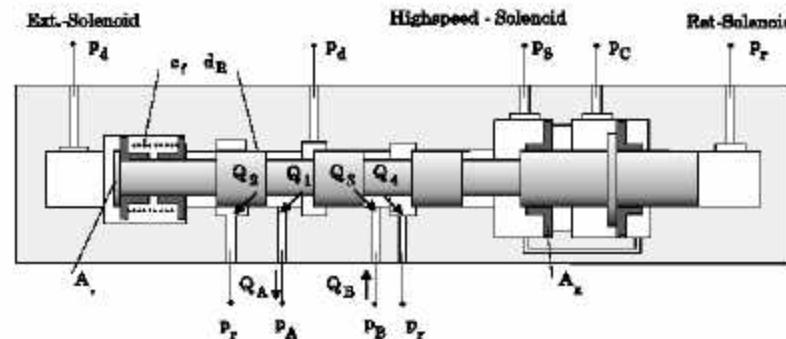
A340 Hochauftriebssystem

Antriebsmotor (PCU = Power Control Unit)

- 2 parallel aktive Hydraulikmotoren (Axialkolbenmotor) mit konstantem Schluckvolumen
- Jeder Motor wird über einen eigenen Ventilblock gesteuert (5 diskrete Stellungen für High Speed/ Low Speed, Ein-/Ausfahren)
- Flow Limitation Funktion zur Begrenzung des maximalen Durchflusses und damit der Geschwindigkeit
- Pressure Off Brake zum Halten des Motors im Fehlerfall oder bei Ausfall der Hydraulikversorgung
- Drehzahladdierendes Differentialgetriebe



$$M = \frac{\Delta p \cdot V}{2 \cdot p} \cdot h$$



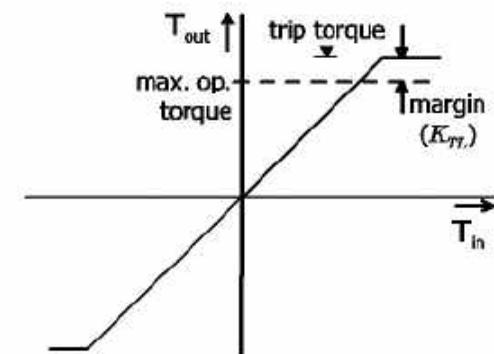
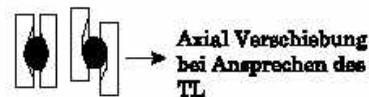
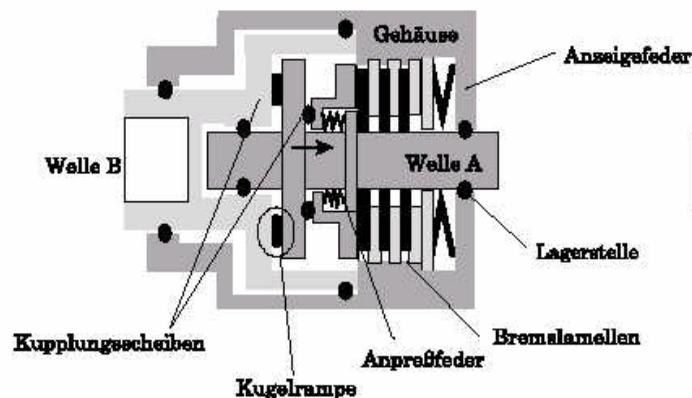
A340 Hochauftriebssystem

System- und Aktuator-Momentenbegrenzer

- System Lastbegrenzer: Schutz des mechanischen Wellenstrangs und der Wellenbremse vor Überlast im Klemmfall
- Aktuator Lastbegrenzer: Schutz der Antriebsstationen vor Überlast im Klemmfall
- Der Antriebsmotor ist ausgelegt, um das System gegen maximale Lasten zu verfahren

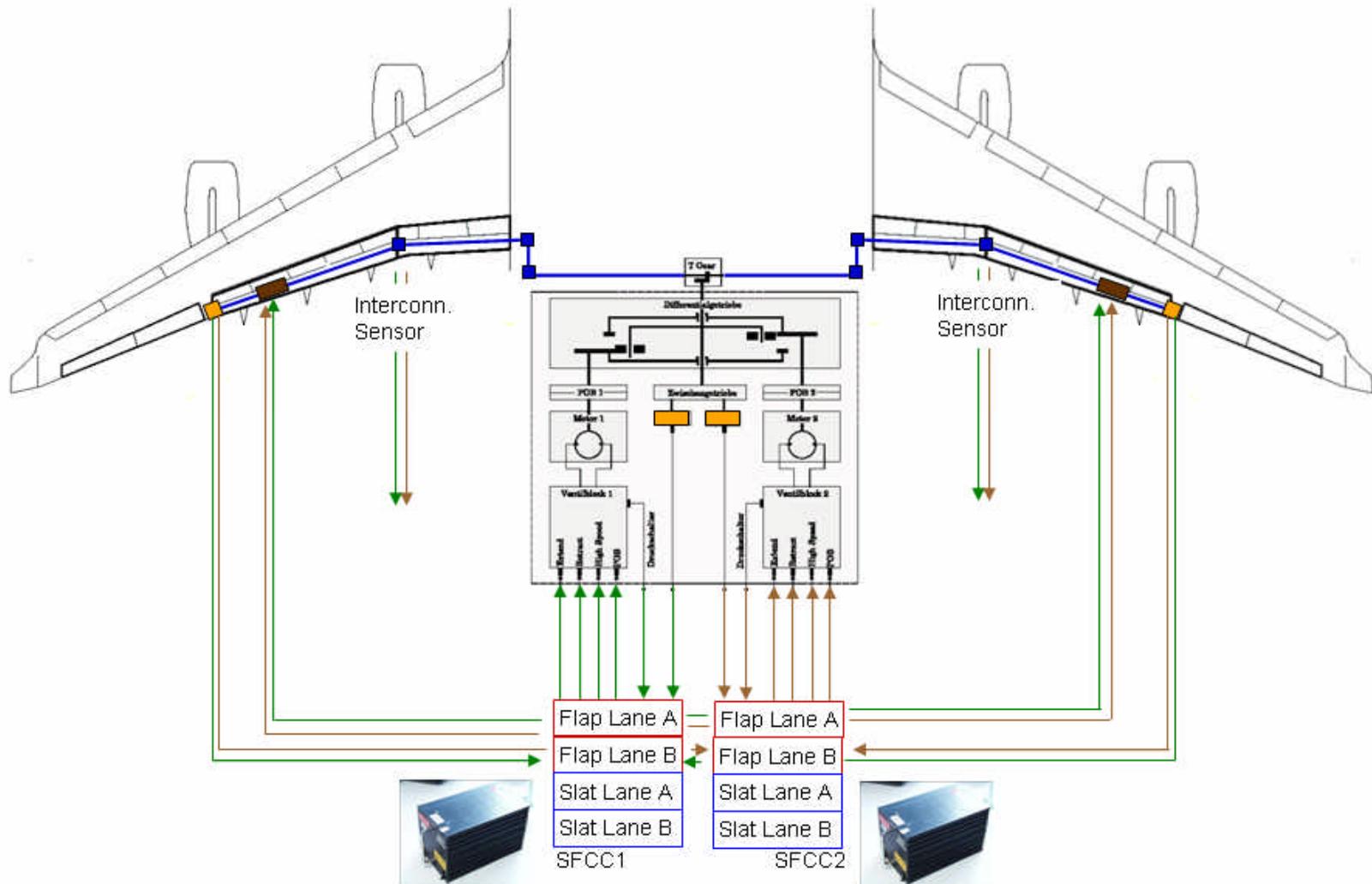
Bei n Antriebsstationen: $M_{PCU} = n \cdot M_{\text{Aktuator}}$ (Annahme: jede Station habe das gleiche Moment)

Im Klemmfall an einer Station liegt das gesamte Antriebsmoment an dieser Station an. Um diesen Fehlerfall abzufangen, wäre eine starke Überdimensionierung der Antriebsstationen notwendig.
Lösung: Limitierung des maximalen Momentes durch einen Momentenbegrenzer auf das maximale Moment der jeweiligen Antriebsstation (vor jeder Antriebsstation)



A340 Hochauftriebssystem

- Systemansteuerung und Überwachung (am Beispiel der Flaps)



A340 Hochauftriebssystem

Rechnerfunktionen

- Automatikfunktionen (und Schutzfunktionen):
 - Flap Load Relief
 - Flap Autocommand
 - Slat Baulk
 - Slat Alpha Lock

- Überwachungsfunktionen:
„System Monitore“
 - Asymmetrie
 - Overspeed
 - Runaway
 - etc.

- Sensor Überwachung
 - Integrität der Sensorsignale von FPPU, APPU, ADIRU-Signale, etc.

- Motorüberwachung
- Integritätsüberwachung:
 - Power Up Test
 - Daily Test

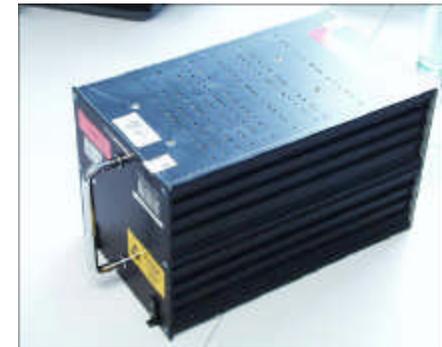
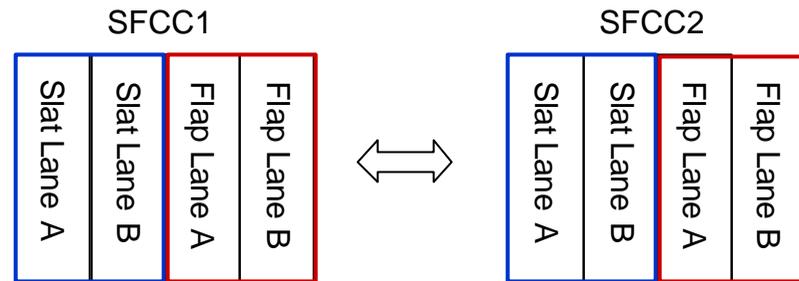
- Ansteuerung des Antriebsmotors (PCU) entsprechend manueller Kommandierung

- Schnittstelle zum zentralen Maintenance Computer

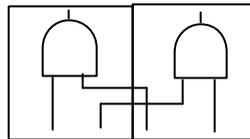
A340 Hochauftriebssystem

Rechnerarchitektur

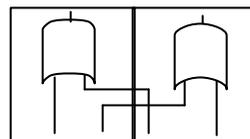
- Jeder SFCC besteht aus einem Slat Channel und einem Flap Channel
- Jeder Channel besteht aus zwei dissimilaren Lanes (H/W und S/W dissimilar) zur Erkennung von Designfehlern



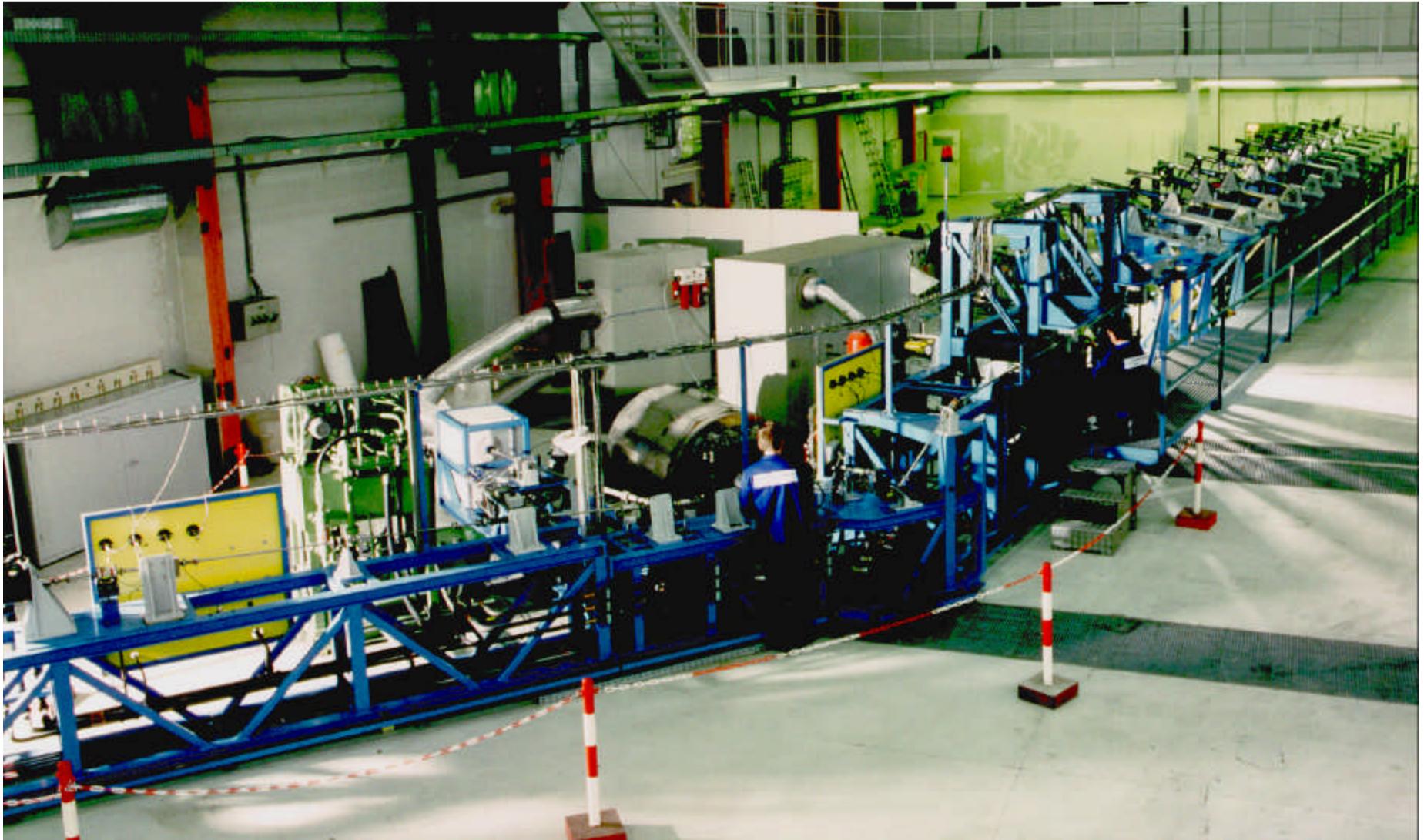
- Sicheres Ansteuern: beide Lanes müssen übereinstimmen



- Sicheres Passivieren: sobald eine Lane einen Fehler erkennt



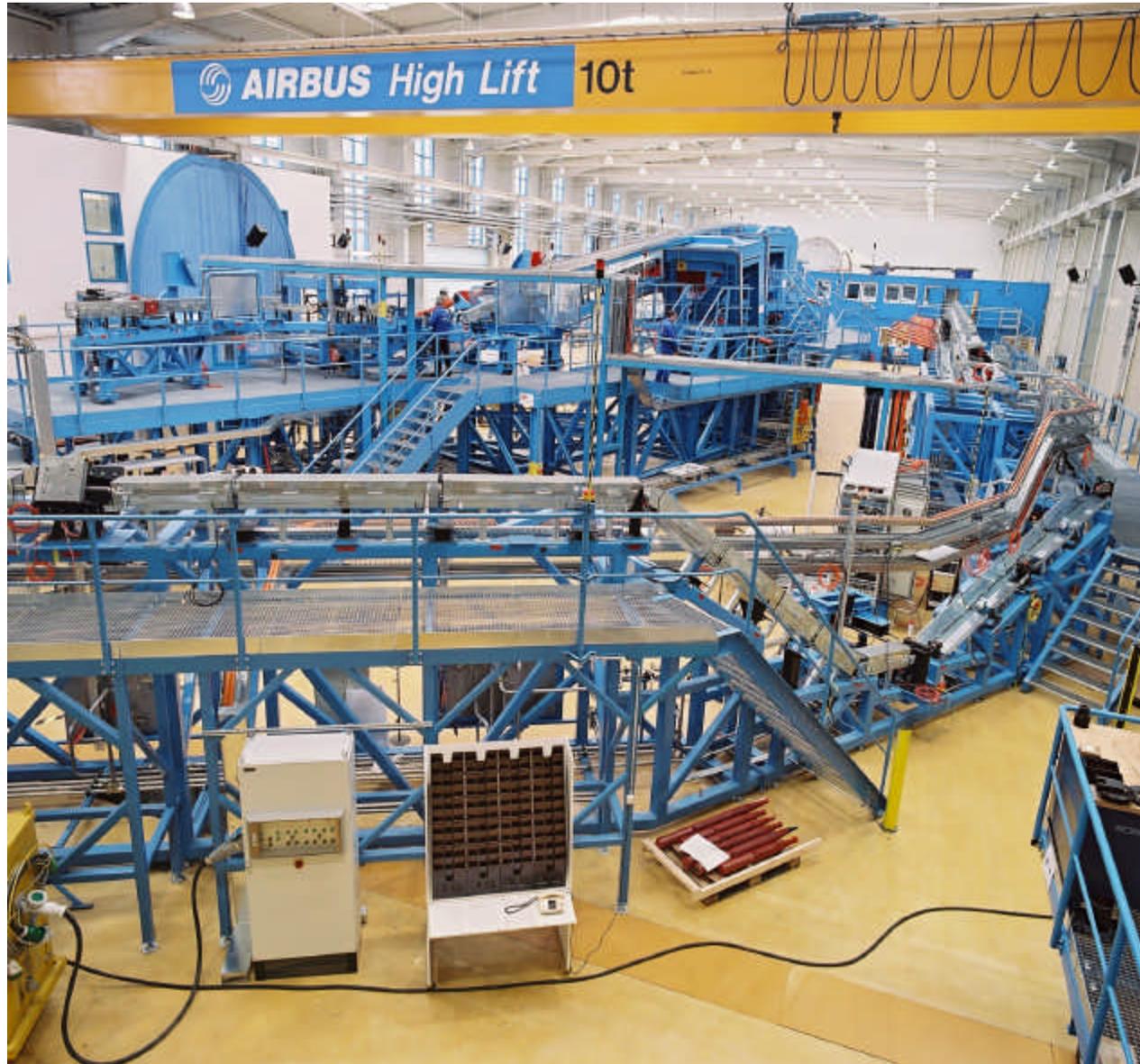
A340 System Testrig



A380 System Testrig



A380 System Testrig



Vielen Dank für Ihre Aufmerksamkeit !



Referenzen

Bilder und grafische Darstellungen wurden aus folgenden Dokumenten und Präsentationen verwendet:

- | | | |
|--|--------------------|----------------------|
| • High Lift Systems on Commercial Subsonic Airliners | Peter K.C: Rudolph | Ames Research Center |
| • Internship report: “Study and gain analysis of automatic slat and flap setting systems conceivable on a plane” | Helene Blaess | |
| • Europads 2003 - High Lift Systems | Prof. Dr, U. Carl | TU-HH |
| • Landing Gear Systems | Ivan Becuwe | KHBO |
| • Studienarbeit: “Entwicklung und Verifikation eines modularen Simulationsmodells für das Hochauftriebssystem des Airbus A340” | Uwe Neumann | TU-HH |
| • <i>Maintenance Manuals verschiedener Flugzeuge</i> | | |

This document and all information contained herein is the sole property of AIRBUS DEUTSCHLAND GmbH. No intellectual property rights are granted by the delivery of this document or the disclosure of its content. This document shall not be reproduced or disclosed to a third party without the express written consent of AIRBUS DEUTSCHLAND GmbH. This document and its content shall not be used for any purpose other than that for which it is supplied.

The statements made herein do not constitute an offer. They are based on the mentioned assumptions and are expressed in good faith. Where the supporting grounds for these statements are not shown, AIRBUS DEUTSCHLAND GmbH will be pleased to explain the basis thereof.



AIRBUS

AN EADS JOINT COMPANY
WITH BAE SYSTEMS