

# SYSTEM/STRUKTURDYNAMIK-COSIMULATION EINES ELEKTRISCH ANGETRIEBENEN LANDEKLAPPENSEGMENTES

**A. Vötter, F. von Appen, B. Holert**

Technische Universität Hamburg–Harburg  
Arbeitsbereich Flugzeug–Systemtechnik, D-21071 Hamburg

## ÜBERSICHT

Der Übergang von einem zentral angetriebenen Hochauftriebssystem mit durchgängiger Wellentransmission zu einem System mit paarweise unabhängig voneinander, stufenlos positionierbaren Klappensegmenten ist maßgeblich durch eine höhere Funktionsflexibilität des Klappensystems, eine weichere Funktionsdegradation nach Fehlern sowie eine vereinfachte Integration des Wellenstranges in die Flugzeugstruktur motiviert.

Aufbauend auf vorangegangene Arbeiten [4] zu grundlegenden regelungstechnischen Untersuchungen für den Betrieb eines derartigen Systems werden die in MATLAB/SIMULINK/STATEFLOW entwickelten Regelungsstrategien zur Positionierung, verschiedene An-/Abfahrsequenzen, automatische Systemtests sowie Überwachungs- und Rekonfigurationskonzepte vorgestellt. Zur Ermittlung der Strukturlasten und -dynamik sowie der Antriebsmomente wird eine mechanische Modellierung der Führungskinetik und des Landeklappensegmentes auf Basis der Mehrkörper-Methode in MSC/ADAMS erstellt und angewendet.

Über eine Kopplung beider Simulationsumgebungen in einer Cosimulation ist es als Ergebnis möglich, das vollständige Klappensystem mit allen seinen Eigenschaften zu simulieren und virtuelle Systemtests mit Fehlerinduzierung vorzunehmen. Die Resultate dieser Untersuchungen werden hier vorgestellt.

## SCHLAGWORTE

Cosimulation; Landeklappe; Flap; Kinematik; Systemüberwachung; Monitorkonzept; continuous flap setting; Struktursteifigkeit; Strukturdämpfung;

## 1 EINLEITUNG

In Zusammenarbeit mit der LIEBHERR AEROSPACE LINDENBERG GMBH und der AIRBUS DEUTSCHLAND GMBH wurden im Rahmen des vom BMWi geförderten Vorhabens *Prozeßkette Hochauftriebssysteme mit multifunktionalen Steuerflächen (Pro-HMS)* elektromechanisch angetriebene Landeklappensegmente am Beispiel einer AIRBUS A320-Außenklappe untersucht. Die Segmente auf beiden Flügelhälften sind hierbei nicht mechanisch gekoppelt, sondern regelungstechnisch synchronisiert [4] und überwacht. Zusätzlich sind die Landeklappen mit Hinterkantenklappen (*Tabs*) versehen, die eine variable

Wölbung auch im Reiseflug, sowie eine dynamische Modulierung des Auftriebs und Widerstandes zulassen. Durch flexible, spannweitig differenzierte, stufenlose Klappenpositionierung und die zusätzliche Wölbvariation mittels *Tabs* lassen sich Leistungssteigerungen im Steig- und Sinkflug bei unterschiedlichen Umgebungsbedingungen und Beladungszuständen erreichen. Außerdem können Leistungsspitzen im Antriebssystem durch sequentielles Verfahren der Klappensegmente geglättet werden.

Im Wesentlichen ergeben sich im Vergleich zum konventionellen Hochauftriebssystem neue Anforderungen aus der kontinuierlichen Positionierung der Klappen, der durch die *Tabs* modulierbaren Lastsituation und der Notwendigkeit der Symmetrieeerhaltung ohne mechanische Zwangskopplung aufgrund der neuartigen Architektur. Das individuelle Verfahren der Klappensegmente ergibt sich aus dem Entfall der mechanischen Kopplung benachbarter Klappenkörper. Daher muss ein zusätzlicher Lastpfad zwischen Klappen- und Flügelstruktur vorgesehen werden, der nach einem Versagen einer Klappenlagerung eingreift (engl. *Safety Device*).

Die Modellierung eines derartigen Antriebssystems innerhalb der Simulationsumgebung MATLAB/SIMULINK/STATEFLOW ermöglicht es, neue Aspekte bezüglich der Ansteuerung, Regelung und Überwachung zu untersuchen und abzusichern. Die Untersuchung strukturdynamischer Vorgänge einschließlich Fehlerfällen wie Antriebshebelbrüchen oder die Entwicklung eines geeigneten *Safety Device* ist hiermit jedoch sehr aufwendig. Mit Hilfe der Mehrkörpermethode in MSC/ADAMS lassen sich die Bewegungsgleichungen mechanischer Systeme für hochdynamische Vorgänge lösen, als deren Ergebnis dann die dynamischen Größen aller modellierten Körper zur Verfügung stehen. Nur mit unverhältnismäßig großem Aufwand abbildbar sind jedoch regelungstechnische und zustandsüberwachende Funktionen.

Es liegt daher nahe, die Vorteile dieser beiden Simulationsumgebungen in einer Cosimulation zu kombinieren und somit ein vollständiges Klappensystem mit allen seinen Eigenschaften zu simulieren und virtuelle Systemtests mit Fehlerinduzierung vorzunehmen.

## 2 SYSTEMÜBERWACHUNG

Um die hohen Sicherheits- und Zuverlässigkeitsanforderungen der Zulassungsbehörden zu garantieren, ist eine

Überwachung des Systems hinsichtlich kritischer Fehlerfälle unabdingbar. Das sogenannte Monitoring hat die Aufgabe, Fehler im System zu erkennen und in kritischen Fehlerzuständen Sicherheitsfunktionen zu aktivieren.

Die hier vorgestellte Überwachung beschränkt sich auf das einzelne Klappensegment eines Hochauftriebssystems mit Einzelklappenantrieben. Sie baut auf einem bereits vorhandenen System-Modell in MATLAB/SIMULINK [4] auf. Zur Verifikation erfolgt die Implementierung des entstandenen STATEFLOW-Moduls in die Echtzeit-Software des Prüfstandes für das Einzelklappenantriebssystem am Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik.

Nach einer kurzen Einführung in den Prüfstand und die Struktur des davon erstellten Simulationsmodells, soll hier am Beispiel des Asymmetrie-Monitors näher auf die Struktur der Überwachungsfunktionen eingegangen werden. Der Asymmetrie-Monitor erkennt den bei der Cosimulation angenommenen Fehlerfall des Antriebshebelbruches.

## 2.1 Prüfstand

Der am Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik errichtete Prüfstand bildet das Antriebssystem für die Außenbordlandeklappen des AIRBUS A320 ab, weshalb nur die Antriebsstationen drei und vier des Klappensystems eingebunden sind. Ein Schema zeigt das Bild 1. Auf die Einbindung eines Klappenkörpers wird dabei zunächst verzichtet, da die prinzipielle Funktionalität des Einzelklappenantriebssystems von Interesse ist. Dieses basiert auf zwei permanentmagnetertregten Synchronmaschinen (M), die über ein Durchgangsgetriebe (DG), eine kurze Wellentransmission und ein Abzweiggetriebe (AG) den Rotationsaktuator (RA) der jeweiligen Antriebsseite mit mechanischer Leistung versorgen. Aus Verfügbarkeitsgründen sind die beiden Antriebsstationen über eine Transmissionswelle (engl. *Cross-Shaft*, CS) verbunden, die bei einem einseitigen Antriebsverlust die Leistungsversorgung der defekten Seite sicherstellt. In den Cross-Shaft ist eine Bremse (CSB) integriert, die das System bei deaktivierten Motoren oder im Fehlerfall auf der aktuellen Position fixiert. Zur Simulation der auf die Aktuatoren im Flug rückwirkenden Luftlasten sind an die Klappenantriebshebel (Abtriebsseite der Aktuatoren, AH) hydraulische Linearzylinder (HZ) angehängt, die durch eine separate Lastregelung (Druckregelung) winkelabhängige Lastmomente an den Ausgangswellen der Aktuatoren einprägen können.

Die Motoren verfügen über Umrichter, die neben der Leistungsbereitstellung auch grundlegende Regelungs- und Überwachungsaufgaben auf Motorebene übernehmen. Die Regelung und Überwachung des gesamten Systems erfolgt am Prüfstand auf PC-Basis mit Hilfe des Echtzeit-Systems ADWIN.

## 2.2 Simulationsmodell

Das verwendete Simulationsmodell basiert auf dem Modell von NEUHEUSER [4] zum Entwurf der Drehzahlregelung und zur Synchronisation der Motorwellen. Dieses wird um eine Positionsregelung und die zu parametrierende Überwachung erweitert. Explizite, binäre Aktivierungssignale für die Motoren ('Enable',  $En_M$ ) bilden

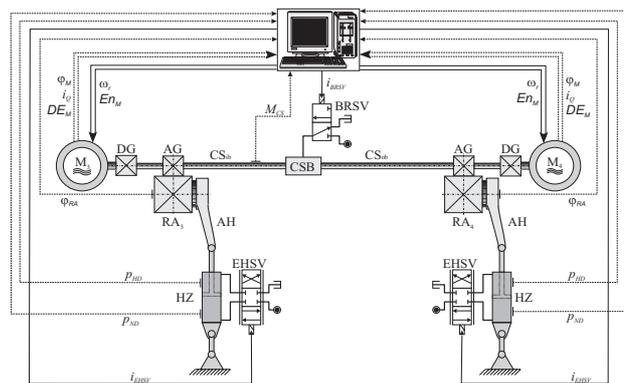


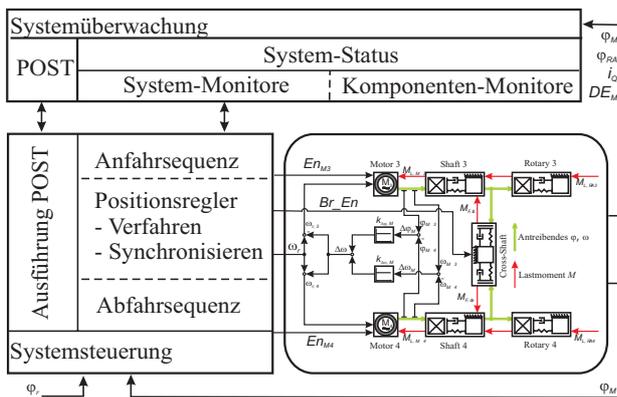
BILD 1: Schema des errichteten Prüfstandes

die Funktion der Umrichter ab. Als Rückmeldung des Aktivierungszustandes dienen die Signale 'Drive Enabled' ( $DE_M$ ). Die Positionsregelung setzt zusätzlich das Konzept der kontinuierlichen Positionierung der Klappe (engl. *continuous flap setting*) im verfügbaren Winkelbereich um. Dies ist bisher nicht in Hochauftriebssystemen implementiert. Dazu wird im Wesentlichen ein einfacher begrenzter P-Regler mit nachgeschaltetem Tiefpass-Filter verwendet. Das Filter hat die Aufgabe, die Reglervorgaben an die physikalischen Möglichkeiten des Systems anzupassen und ein Überschwingen des Drehzahlreglers (dieser muss wegen der strengen Synchronisationsanforderungen einen starken Integralanteil besitzen) bei großen Sollwertänderungen (nichtlineares Verhalten) zu vermeiden. Neben dem eigentlichen Regler stellen An- und Abfahrsequenzen den synchronen Zustand der Motorwellen nach Erreichen einer gewählten Position (Motoren deaktiviert) unter unsymmetrisch wirkenden Luftlasten sicher, da dieser mit der zentral angeordneten Bremse im Allgemeinen nicht erhalten werden kann. Durch geeignete Sequenzen werden die Motorwellen deshalb vor Beginn des eigentlichen Verfahrensvorganges wieder in den Spielbereich der Transmission zurück synchronisiert, um eine signifikante Momentenübertragung durch den Cross-Shaft im Normalbetrieb zu vermeiden. Dazu werden die Motoren unabhängig voneinander positionsgeregt auf die vor ihrer Deaktivierung gespeicherte Position zurückgeführt und damit synchronisiert. Diese Steuerungsfunktionen sind mittels eines STATEFLOW-Zustandsautomaten innerhalb des SIMULINK-Modells abgebildet.

Das so erweiterte MATLAB/SIMULINK-Modell wird zur Analyse relevanter Fehlerfälle verwendet. Die Systemüberwachung (Bild 2), die als eigenständiger Zustandsautomat implementiert ist, fungiert dabei als höchste Instanz. Diese gibt bei einer Fehlererkennung Kommandos an die Systemsteuerung weiter, wo die Vorgaben in konkrete Sollwertvorgaben an das Antriebssystem umgesetzt werden.

## 2.3 Monitorentwurf

Grundlage der einzelnen Monitore ist eine Fehleridentifikation. Durch Analyse der verschiedenen Zustandsgrößen lassen sich Bedingungen für Fehlerexistenz definieren. Es handelt sich hier also um ein rein signalbasiertes Verfah-



**BILD 2:** Schema der Steuerung und Überwachung des Antriebssystems

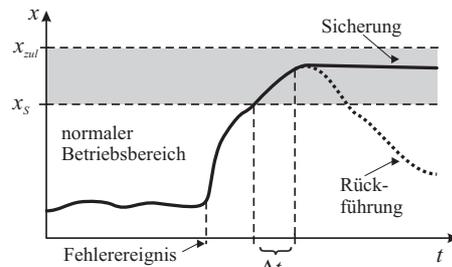
ren. Modellgestützte Diagnoseverfahren zur Optimierung der Fehlererkennung und -lokalisierung werden hier nicht betrachtet, sind aber aufgrund der hohen Modellgüte eine naheliegende Erweiterung des vorgestellten Konzepts. Eine Fehleranalyse anhand der Betrachtung der einzelnen System-Komponenten und ihrer jeweiligen Funktion führte auf 55 mögliche Einzelfehler, die anhand ihrer Auswirkungen auf das Systemverhalten (Simulation) zu Fehlerklassen zusammengefasst sind. Die Fehlerklassen stellen somit charakteristische Ausfallzustände des Systems dar und sind im Wesentlichen:

- unerwünschte Bewegung des Klappenkörpers
- Asymmetrie des Klappenkörpers
- System-Blockade
- einseitiger Antriebsverlust

Sensor- und Rechnerfehler, wie sie in realen Systemen auftreten, werden hier aufgrund des Bezugs zum Prüfstand und getroffener Vereinfachungen nicht berücksichtigt. Durch charakteristische Verläufe bestimmter Zustandsgrößen (oder deren Kombinationen; z.B. Residuen) bilden diese Klassen die Basis für die Definition der relevanten System- und Komponenten-Monitore. Dabei ist eine Zustandsgröße (oder eine Kombination) dann zur Fehlererkennung geeignet, wenn sie im Fehlerfall ihren normalen Betriebsbereich, der durch Simulationen mit typischen Lastprofilen ermittelt wird, verlässt (Bild 3).

Der Monitorentwurf besteht im Kern aus der Definition einer Fehlerbedingung, die im einfachsten Fall durch die Überschreitung eines Schwellenwertes ( $x_S$ ) für die charakteristische Größe gegeben ist. Der Schwellenwert ist dabei jeweils so dimensioniert, dass er den normalen Betriebsbereich einer Zustandsgröße vom abnormalen, also fehlerhaften trennt.

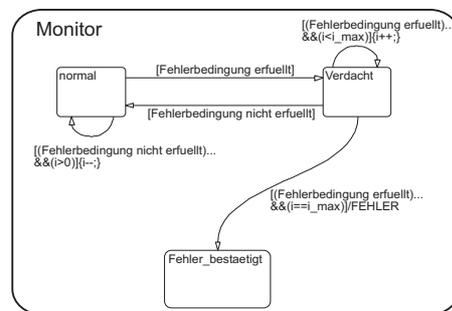
Überschreitet die Zustandsgröße den definierten Schwellenwert, so wird ein Bestätigungszyklus aktiviert, um eine Fehlererkennung aufgrund von stochastischen Störeinflüssen zu vermeiden. Bevor ein Fehler endgültig bestätigt wird, muss der Schwellenwert über einen definierten Zeitraum  $\Delta t_{mon}$  den normalen Betriebsbereich verlassen. Der



**BILD 3:** Monitoreingriff an generischem Zustandsgrößenverlauf

Monitor löst beim Übergang in den Fehlerzustand eine entsprechende Meldung an die Systemsteuerung aus, die diese veranlasst Sicherungsmaßnahmen zu kommandieren, um alle Systemzustände innerhalb zulässiger Grenzen ( $x_{zul}$ ) zu halten.

Im einfachsten Fall (Bild 4) besteht der Zustandsautomat des Monitors also aus drei Zuständen: Normalbetrieb, Fehlerverdacht (Bestätigungszyklus), Fehlerzustand.



**BILD 4:** Allgemeines Schema eines Monitors

Im Fall einer Asymmetrie der Klappe gibt der entsprechende Monitor Haltekommandos an beide Motoren (positions-geregelt) sowie die Bremse und das Safety Device. Das System und damit auch die korrespondierende Klappe auf der anderen Flügelhälfte muss damit also stillgelegt werden. Dies ist notwendig, um etwaige nicht kontrollierbare flugmechanische Auswirkungen einer (teilweise) frei beweglichen Klappe zu vermeiden.

Im realen System muss sich dieser Monitor auf Sensoren beziehen, die die Position des Klappenkörpers in Relation zur Flügelstruktur messen (*Skewing*-Sensoren). Da solche Messungen aufgrund des fehlenden Klappenkörpers im Prüfstandssystem nicht möglich sind, wird als Behelf auf die Wellenpositionen am Ausgang der Rotationsaktuatoren zurückgegriffen.

Neben diesen System-Monitoren verfügt die Systemüberwachung auch über eine Statusverwaltung des Systems, um Konflikte zwischen einzelnen Monitorfunktionen zu vermeiden. Weiterhin leisten verschiedene Komponenten-Monitore (Motoren, Bremse) eine möglichst unmittelbare Fehlererkennung und -lokalisierung (Bild 2). Dies ist notwendig, um solche Fehler zu erkennen und zu isolieren, die nicht notwendiger Weise zum Abschalten des Systems führen müssen. Hierdurch kann die Systemverfügbarkeit

gesteigert werden. Die System-Monitore hingegen überwachen das System auf besonders kritische Fehlerereignisse. Sie führen im Allgemeinen zur Stilllegung des gesamten Systems.

Zusätzlich wurde in das Sicherheitskonzept ein so genannter Power-On-Self-Test (POST, Bild 2) eingebunden, der das System vor der Inbetriebnahme (also am Boden) auf seine mechanische und elektrische Integrität überprüft. Dadurch wird ein Start mit einem initialen Fehler im System vermieden, der sich sonst erst unter Luftlasten bemerkbar machte. In diesem Initialisierungstest wird auch das Spiel in der Transmission und daraus die Startpositionen für einen synchronen Zustand der Motorwellen ermittelt. Die am Prüfstand implementierten und verifizierten Monitor-Module zeigen eine gute Übereinstimmung mit den Simulationen. Zur Umsetzung des Konzepts in ein reales Flugzeug-System sind Erweiterungen und tiefere Prüfungen notwendig. Neben einer Sensorüberwachung müssen dann auch die zweite Flügelhälfte und damit neue Überwachungsparameter sowie Monitore und Testroutinen integriert werden.

### 3 STRUKTURMODELLIERUNG

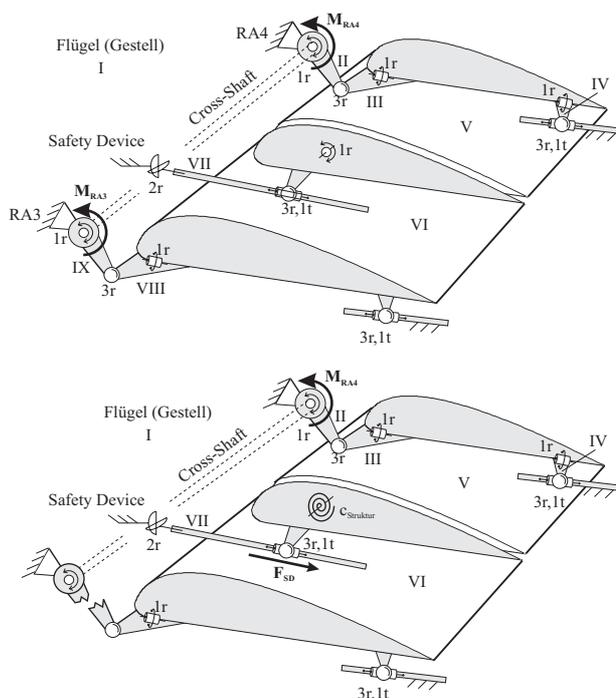
Der folgende Abschnitt stellt zunächst den mechanischen Aufbau des Strukturmodells einschließlich des Safety Device dar. Im Weiteren wird die Modellierung des flexiblen Klappenkörpers, das Aufprägen von Luftlasten und Flügelbiegung sowie der Einfluss von Tablasten auf die Antriebsmomente und Strukturlasten beschrieben.

#### 3.1 Führungskinetik

Um eine adäquate Sicherheitseinrichtung entwickeln zu können, gilt es zu beachten, dass die Führungskinetik der Landeklappe im Normalbetrieb nicht beeinflusst wird, Zwangslauf vorliegt und im Falle eines Antriebshebelbruchs ein Stillstand des Mechanismus erreicht wird. Als Prinzip eines Safety Device wird hier eine passiv mitlaufende Spindel gewählt, deren Rotation nach Erkennen einer Asymmetrie auf Grund eines Fehlers, wie zum Beispiel einem Antriebshebelbruch, gebremst wird. Die Spindel wird im Mehrkörpermodell als Linearführung modelliert, die über einen translatorischen und drei rotatorische Freiheitsgrade verfügt.

Der Cross-Shaft ist mit Spiel zwischen den einzelnen Wellenabschnitten im Modell des Antriebssystems modelliert. Das sich daraus ergebende kinematische Modell einer AIRBUS A320-Außenklappe mit Safety Device bei fehlerfreiem Betrieb und bei Bruch eines Antriebshebels ist in Bild 5 gezeigt. Der Getriebefreiheitsgrad  $F$  errechnet sich nach [6] aus der Anzahl aller Getriebeglieder  $n$  (in Bild 5 in römischen Ziffern durchnummeriert) einschließlich des Gestells (in diesem Fall des Flügels), der Anzahl der Gelenke  $g$  sowie der Anzahl der Gelenkfreiheitsgrade  $f$  (in Bild 5 in Anzahl rotatorischer  $r$  sowie translatorischer  $t$  Freiheitsgrade pro Gelenk angegeben) zu

$$(1) \quad F = 6 \cdot (n - 1) - 6 \cdot g + \sum_1^g f.$$



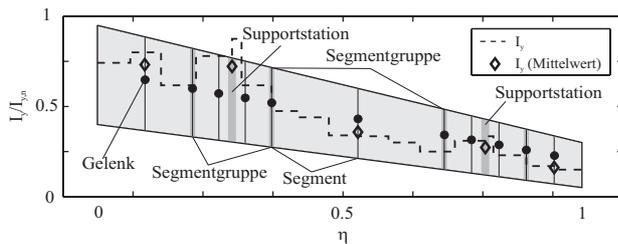
**BILD 5:** kinematisches Modell einer AIRBUS A320-Außenklappe mit Safety Device im fehlerfreien Betrieb (oben) und bei Bruch eines Antriebshebels (unten)

Im normalen synchronisierten Betriebszustand befindet sich der Cross-shaft im Spielbereich und es liegt keine strukturelle Kopplung der beiden Antriebsstationen vor; der Getriebefreiheitsgrad ist daher in diesem Fall  $F = 2$ . Dies entspricht genau den rotatorischen Antriebsbewegungen der Aktuatoren. Bei einem Antriebshebelbruch entfallen die Getriebeelemente VIII und IX sowie die entsprechenden Gelenke. Der Getriebefreiheitsgrad berechnet sich damit nach Gl. 1 zu  $F = 3$ . Durch Blockieren der translatorischen Bewegung und Festsetzen des intakten Antriebes verbleibt ein Freiheitsgrad. Dieser wird durch die Torsionssteifigkeit der Klappenstruktur  $c_{Struktur}$  eingeschränkt. Dabei muss die Steifigkeit der Klappe ausreichend groß sein, dass sich eine tolerierbare Torsion der Klappe einstellt. Wird dieses stationäre Lastgleichgewicht erreicht, ist die Forderung nach einem Stillstand des Getriebes erfüllt.

#### 3.2 Parametrierung des Klappenkörpers

Die Ermittlung der Laufbedingungen der Führungskinetik erfolgt unter der Annahme, dass der Landeklappenkörper aus zwei starren Elementen V und VI besteht, die über ein Torsionsgelenk miteinander verbunden sind. Bei einer realen Landeklappe handelt es sich hierbei jedoch um einen flexiblen Klappenkörper, der während des Verfahrens entsprechend seinen Struktureigenschaften zwangsverformt wird. Um eine realistische Verformung der Klappe zu simulieren, wurde ein Verfahren entwickelt [2], das basierend auf der sogenannten "Ersatzmethode" [1] den Landeklappenkörper in Segmentgruppen unterteilt (Bild 6). Die in diesem Fall zwölf Segmente sind entlang

der neutralen Faser mit Gelenken verbunden, die Drehbewegungen um die Längs- und Querachse der Landeklappe zulassen. Nach [1] sind die einzelnen Gelenke hierbei mit Drehfedersteifigkeiten  $c_i$  ( $i \in \{1, \dots, 11\}$ ) versehen, die die Steifigkeitsverteilung einer AIRBUS A320-Außenklappe abbilden. Die Länge der Segmente wird so gewählt, dass die vier spannweitig angegebenen, strukturbestimmenden Parameter, E-Modul  $E$ , Schub-Modul  $G$  und die Flächenträgheitsmomente  $I_x, I_y$  ( $I_y$  exemplarisch dargestellt in Bild 6), innerhalb einer Segmentgruppe möglichst geringe Abweichungen aufweisen. Da die einzelnen Segmente starre Körper darstellen, wird für die Berechnung der Steifigkeiten der Mittelwert innerhalb einer Segmentgruppe für jeden Parameter gebildet. Die Abschätzung der Ge-



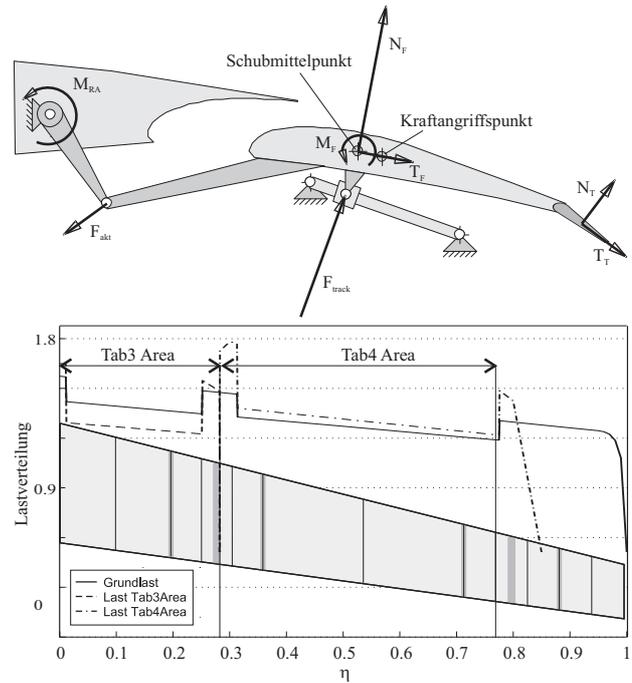
**BILD 6:** Segmentaufteilung und exemplarischer Trägheitsmomentenverlauf einer AIRBUS A320-Außenklappe

lenkdämpfungen  $d_i$  erfolgt unter Verwendung der in der Literatur angegebenen Werte der mechanischen Dämpfung für Aluminium [3] und der Kontaktflächendämpfung für gefügte Verbindungen [5], aus denen sich das logarithmische Dekrement  $\lambda$  bestimmen lässt. Die Dämpfung  $d_i$  eines Gelenkes  $g_i$  lässt sich nach Gleichung 2 abschätzen, indem man alle inboard eines Gelenks liegenden Segmente und alle outboard liegenden Segmente zu starren Ersatzkörpern zusammenfasst. Dabei gehen die Länge  $l$ , die Masse  $m$  und das Massenträgheitsmoment  $J$  der beiden Ersatzkörper mit ein. Der Index 1 beschreibt dabei den inboard liegenden Ersatzkörper, der Index 2 den outboard liegenden.

$$(2) \quad d_i = \sqrt{\frac{4 \cdot c \cdot \lambda^2}{4 \cdot \pi^2 + \lambda^2} \cdot \frac{J_{i,1} \cdot J_{i,2} \cdot (m_{i,1} + m_{i,2}) + m_{i,1} \cdot m_{i,2} \cdot (J_{i,1} \cdot l_{i,2}^2 + J_{i,2} \cdot l_{i,1}^2)}{(J_{i,1} + J_{i,2}) \cdot (m_{i,1} + m_{i,2}) + m_{i,1} \cdot m_{i,2} \cdot (l_{i,1} + l_{i,2})^2}}$$

### 3.3 Aufprägen von Luftlasten und Flügelbiegung

Die auf den Klappenkörper wirkenden Luftlasten sind in Abhängigkeit des Klappenwinkels durch eine normal und tangential zur Klappensehne wirkende Grundlast  $N_F, T_F$  aus vorhergehenden aerodynamischen Untersuchungen gegeben. Darüber hinaus sind ebenfalls als Funktion des Klappenwinkels sowohl ein Kraftangriffspunkt in Klappentiefe, als auch die spannweite Lastverteilung der Grundlast angegeben, so dass sich hieraus resultierend eine auf den Klappenkörper wirkende, diskrete Linienlast ergibt. Der Einfluss der Tabs auf bestimmte Bereiche (Tab3-, Tab4-Area) des Klappenkörpers ist analog beschrieben. Zudem wirken resultierende Normal- und Tangentiallasten  $N_T, T_T$  auf die Tabs. Wie in Bild 7 dargestellt, wird im Simulationsmodell jedes Klappensegment im Schubmittel-



**BILD 7:** Luftlastkomponenten und deren spannweite Verteilung

punkt mit einer Normal- und einer Tangentiallast beaufschlagt, deren Beträge sich aus den segmentweise gebildeten Mittelwerten der spannweiten Lastverteilungen ergeben. Die Lage des Kraftangriffspunkts in Sehnenrichtung wird durch ein Moment  $M_F$  im Schubmittelpunkt repräsentiert. Die Lasten jedes einzelnen Klappensegments werden diesen in Abhängigkeit des lokalen Klappenwinkels  $\delta_F$  zugewiesen.

Da Flügelbiegung und -torsion eine Verformung der Landeklappe bewirken und damit die Antriebsstationen belasten, sind sie im Kinematikmodell mit zu betrachten. Dies wird durch eine Anhebung und Verdrehung der äußeren Antriebsstation sowie dem Safety Devive gegenüber der inneren Antriebsstation mit Hilfe von translatorischen und rotatorischen Verschiebungen entsprechend der statischen Flügeldeformation zu Beginn der Simulation realisiert.

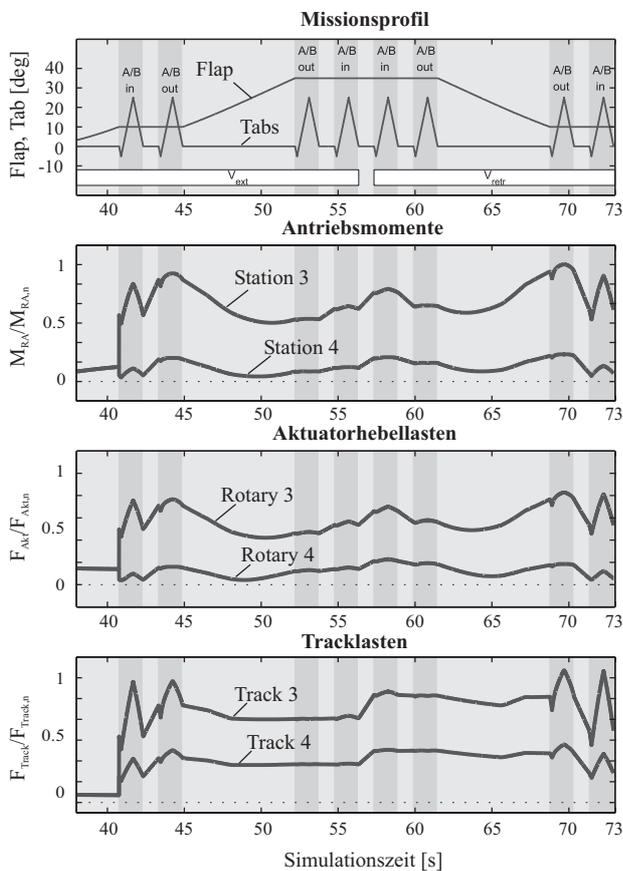
Um extensive Rechenzeiten zu vermeiden, sind die Tabs im Cosimulationsmodell nicht modelliert. Der Einfluss der Tablasten wird jedoch an einem weniger komplexen Modell untersucht, und ist in nachfolgendem Abschnitt 3.4 beschrieben.

### 3.4 Einfluss von Tablasten auf die Antriebsmomente und Strukturlasten

Der Einfluss von Tablasten auf die Antriebsmomente und Auflagerlasten wird an einem Simulationsmodell, bestehend aus zwei mit einem Torsionsgelenk verbundenen Klappensegmenten und zwei starren Tabs, durchgeführt. Aus den zur Verfügung stehenden Luftlasten ergeben sich die größten Luftlasttransienten in Folge von Tabauschlägen bei einem Klappenwinkel um  $\delta_F = 10^\circ$ . Die Antriebslasten werden jedoch aufgrund der stark überstreckten Lage zwischen Antriebshebel und Klappenan-

lenkung bei voll ausgefahrener Klappe maximal. Aus diesem Grund sind vornehmlich diese beiden Lastfälle zu betrachten. Berücksichtigt man zusätzlich unterschiedliche Fluggeschwindigkeiten  $v_{ext}$ ,  $v_{retr}$  bei denen Landklappen aus- beziehungsweise eingefahren werden sowie gesetzte oder eingefahrene Airbrakes (A/B), so ergibt sich folgendes die Extremlasten charakterisierendes Flap/Tab-Ausschlagprofil:

1. Ausfahren der Klappe bei  $v_{ext}$  von  $\delta_F = 0^\circ$  auf  $\delta_F = 10^\circ$ , Tabausschläge mit  $A/B = in$  und  $A/B = out$ .
2. Ausfahren der Klappe bei  $v_{ext}$  von  $\delta_F = 10^\circ$  auf  $\delta_F = 35^\circ$ , Tabausschläge mit  $A/B = in$  und  $A/B = out$ .
3. Halten der Klappe bei  $\delta_F = 35^\circ$ , Tabausschläge mit  $A/B = in$  und  $A/B = out$  bei  $v_{retr}$ .
4. Einfahren der Klappe bei  $v_{retr}$  von  $\delta_F = 35^\circ$  auf  $\delta_F = 10^\circ$ , Tabausschläge mit  $A/B = in$  und  $A/B = out$ .



**BILD 8:** Einfluss von Tablasten auf die Antriebsmomente und Auflagerlasten

Die Ergebnisse (Bild 8) zeigen, dass bei kleinen Klappenwinkeln Tabetätigkeiten zu deutlichen Lasterhöhungen sowohl bei den Antriebsmomenten  $M_{RA}$  als auch bei den Auflagerlasten an Track  $F_{Track}$  und Aktuatorhebel  $F_{Akt}$  führen, während deren Einfluss bei großen Klappenwinkeln auf die Reaktionskräfte geringer ist. Wesentlichen Einfluss auf Struktur- und Antriebslasten haben, insbesondere bei kleinen Klappenwinkeln, die Ausschläge der

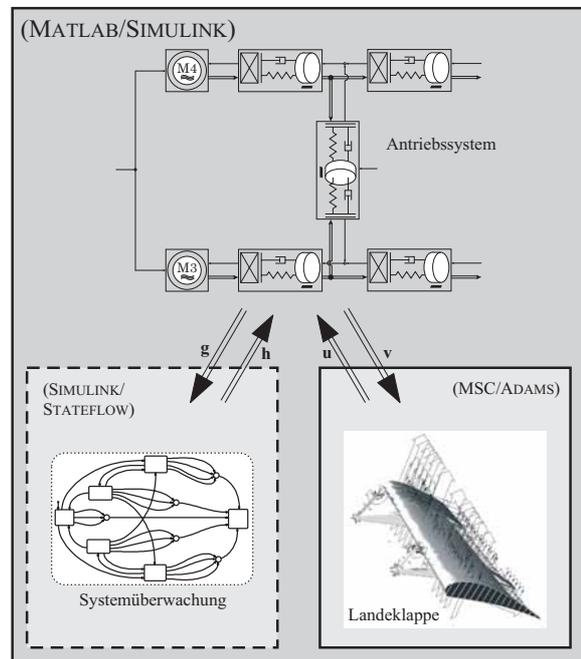
Airbrakes. Wie zu erwarten, steigen mit höheren Fluggeschwindigkeiten auch die Strukturlasten und Antriebsmomente an.

## 4 SYSTEM/KINEMATIK-COSIMULATION

Die Cosimulation des Klappenstrukturmodells mit dem Antriebssystemmodell inklusive des in Kapitel 2 beschriebenen Überwachungssystems, soll exemplarisch anhand eines Antriebshebelbruches dargestellt werden.

### 4.1 Beschreibung des Cosimulationsmodells

Die Kopplung der beiden Simulationsumgebungen erfolgt mit der Einbindung eines in MSC/ADAMS erzeugten SIMULINK-Blockes des modellierten Mehrkörpersystems (Bild 9) in das Modell des Antriebssystems. Nach dem Start der Cosimulation wird von SIMULINK das Mehrkörpermodell in MSC/ADAMS geöffnet und sowohl MATLAB/SIMULINK als auch MSC/ADAMS rechnen ihre Modelle mit jeweils variablen Schrittweiten. In einem frei wählbaren konstanten Kommunikationsintervall werden beiden Modellen jeweils wechselseitig aktualisierte Werte übergeben. Die Kommunikation zwischen SIMULINK und MSC/ADAMS erfolgt mittels Ein- und Ausgabevariablen. Aus SIMULINK heraus erfolgt in das Kinematikmodell die Aufprägung der Flügelbiegung und -torsion, die Fahrkommandos der Landklappe, sowie das Triggersignal zum Antriebshebelbruch als auch das Triggersignal zum Aufprägen der Bremskraft am Safety Device (Signalvektor  $\mathbf{v}$ ). Aus MSC/ADAMS zurückgeführt



**BILD 9:** Prinzip der SIMULINK/STATEFLOW-MSC/ADAMS-Cosimulation

werden die an den Aktuatorausgängen anstehenden Momente (Signalvektor  $\mathbf{u}$ ). Die Kommunikation zwischen der im SIMULINK-Modul STATEFLOW implementierten Systemüberwachung mit dem Antriebssystem erfolgt eben-

falls mittels Ein- und Ausgabevariablen (Signalvektoren  $\mathbf{g}$  und  $\mathbf{h}$ , siehe Kapitel 2).

Zum Simulationszeitpunkt  $t = 0$  s stehen im Kinematikmodell bereits volle Luftlasten an. Um numerische Probleme während der Cosimulation zu vermeiden, werden zu Beginn der Simulation die Aktuatorlasten linear ansteigend dem Antriebssystem aufgeprägt. Darüber hinaus ist zwischen den rückgeführten Lasten und dem Lasteingang des Antriebssystems ein einfacher Filter ( $PT1$ -Verhalten) mit einer Eckfrequenz von 30 Hz, also weit oberhalb der relevanten mechanischen Eigenfrequenz, implementiert, um Effekte infolge numerischen Rauschens zu eliminieren.

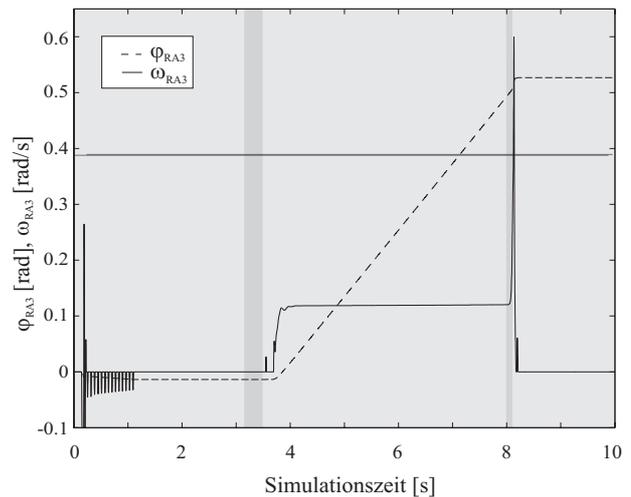
Der Antriebshebelbruch wird durch ein Triggersignal ausgelöst. Die Anlenkung der Klappe und der Antriebshebel sind über ein Feder-Dämpferelement mit sehr hohen Steifigkeiten und Dämpfungen verbunden. Dieses Triggersignal setzt diese Werte mit einem  $PT2$ -Verhalten zu null, was faktisch die Verbindung zwischen Antriebshebel und Anlenkung löst (Bruchsimulation). Mit einer angenommenen Monitor- und Safety Device-Reaktionszeit von  $t_{SD} = 0.12$  s nachdem der Bruch ausgelöst wurde, werden sowohl die Bremsen des Safety Device und des Cross-Shaft aktiviert, als auch beide Motoren passiviert.

#### 4.2 Ergebnisse der Cosimulation

Exemplarisch sollen an dieser Stelle die Ergebnisse aus einer System/Kinematik-Cosimulation eines Antriebshebelbruches dargestellt werden. Nachdem die Luftlasten und Flügelbiegung im SIMULINK-Antriebssystem aufgeprägt sind, wird das Ausfahren der Landeklappen kommandiert. Der Antriebshebelbruch erfolgt dann bei  $t = 8$  s.

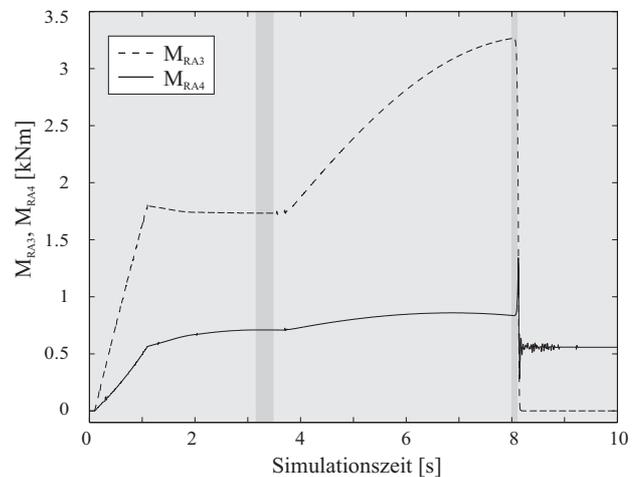
- $t \in [0, 3.16[$  s  
Aufprägen der Luftlasten (bis  $t = 1.1$  s), Flügelbiegung und Flügeltorsion.
- $t \in [3.16, 3.5[$  s  
Stationärer Betriebszustand des Systems.
- $t = 3.5$  s  
Drehzahlvorgabe an die Motoren, Beginn des Ausfahrvorganges.
- $t = 8$  s  
Trennen der mechanischen Verbindung zwischen Antriebshebel und Klappenanbindung.
- $t = 8.12$  s  
Deaktivieren der Motoren, Setzen der Bremse, Aktivieren des Safety Device.
- $t = 10$  s  
Ende der Simulation.

Bild 10 zeigt die Vorgänge am Ausgang des Rotationsaktuators 3. Während des Aufprägens der Luftlasten sind an den Aktuatorausgängen Stick-Slip Effekte zu beobachten, die durch Spiel, Steifigkeit und nichtlineare Reibung im Rotationsaktuator entstehen. Zu erkennen sind diese Effekte an den Drehzahl-Spitzen  $\omega_{RA3}$  und an der Torsion  $\varphi_{RA3}$  der Aktuatorwelle bis zu dem Punkt an dem sich ein stationäres Lastgleichgewicht einstellt. Bei  $t = 3.5$  s beginnt



**BILD 10:** Verlauf von Antriebshebelwinkel  $\varphi_{RA3}$  und -Drehzahl  $\omega_{RA3}$  am Rotationsaktuator 3

der Ausfahrvorgang. Die beiden Motoren werden bis auf Nenndrehzahl beschleunigt und halten diese, bis im Normalfall die Abfahrsequenz zur kommandierten Klappenposition begonnen wird. Durch den Bruch des Antriebshebels bei  $t = 8$  s wird das Moment  $M_{RA3}$  am Ausgang des Aktuators zu Null, was zu einem sprunghaften Anstieg der Motordrehzahl führt. Bei  $t = 8.12$  s werden die Motoren deaktiviert und die Bremse im Cross-Shaft gesetzt. Damit wird die Drehzahl  $\omega_{RA3}$  zu Null, und der Aktuatorwinkel auf einen konstanten Wert von  $\varphi_{RA3} = 0.53$  rad gehalten. Bild 11 gibt den Verlauf der Abtriebsmomente

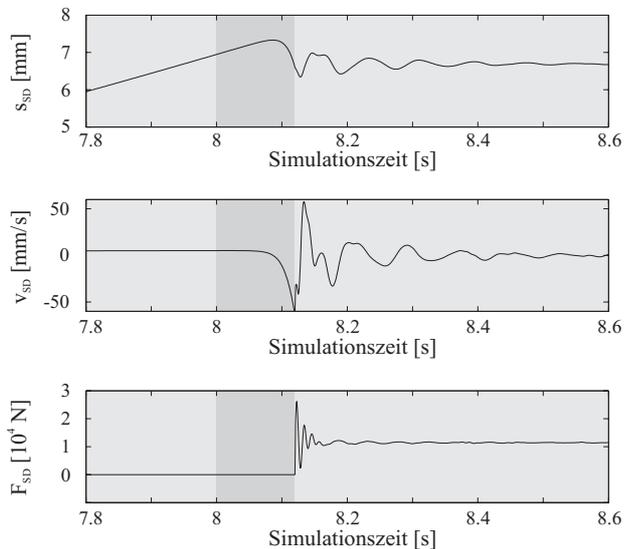


**BILD 11:** Antriebslasten  $M_{RA3}$ ,  $M_{RA4}$  an den Aktuatoren 3 und 4

$M_{RA3}$ ,  $M_{RA4}$  am Ausgang der Aktuatoren 3 und 4 wieder. Gut zu erkennen sind hier das rampenförmige Aufprägen der Lasten bis  $t = 1.1$  s sowie die asymmetrische Belastung der beiden Aktuatoren. Beim Bruch des Antriebshebels wird ein zusätzlicher Anteil der Luftlasten von der noch intakten Antriebsstation 4 aufgenommen. Der Momentenverlauf  $M_{RA4}$  steigt daher in diesem Bereich stark an. Nachdem die dynamischen Bewegungen abgeklungen

sind, liegt am Aktuatorausgang 4 ein konstantes Moment an.

Bedingt durch das Weitertreiben des intakten Antriebes und die Trägheit des Systems wird die Klappe nach dem Brechen des Antriebshebels kurzzeitig weiter ausgefahren, bevor die anstehenden Luftlasten ein Rücktreiben des Klappenkörpers erzwingen. Der Verfahrweg  $s_{SD}$  des Safety Device nimmt daher erst kurz nach Eintreten des Bruches ein Maximum an (Bild 12). Gut zu beobachten ist das



**BILD 12:** Verfahrweg  $s_{SD}$ , -geschwindigkeit  $v_{SD}$  und Bremskraft  $F_{SD}$  des Safety Device

dynamische Verhalten des Safety Device anhand der Verfahrweggeschwindigkeit  $v_{SD}$ :

Nach Eintreten des Bruches wird die Geschwindigkeit negativ, und nimmt sehr schnell große Werte an. Mit dem Aufprägen der Bremskraft  $F_{SD}$  welche der Bewegung der Klappe entgegen wirkt, wird der Klappenkörper stark beschleunigt zurückgetrieben. Die Verfahrweggeschwindigkeit  $v_{SD}$  wird zu Null, nachdem die Schwingungen im System in kurzer Zeit abgeklungen sind. Damit ist der Klappenmechanismus stillgelegt. Die Bremskraft (Bild 12) nimmt zum Abbremsen des Klappenkörpers sehr große Werte bis  $F_{SD} = 26.5$  kN an. Im stationären Zustand muss das Safety Device dann nur noch die statisch wirkenden Luftlasten mit aufnehmen, so dass sich auch hier ein konstanter Wert einstellt.

## 5 ZUSAMMENFASSUNG

Im vorliegenden Artikel wird eine System/Kinematik-Cosimulation vorgestellt, die die Simulationsumgebungen MATLAB/SIMULINK/STATEFLOW sowie MSC/ADAMS verbindet. Dabei wird das Mehrkörpermodell einer Führungskinematik und einer Landeklappe in das nicht-lineare Simulationsmodell eines Klappenantriebssystems eingefügt.

Die Vorteile einer derartigen Cosimulation liegen in der Verknüpfung regelungstechnischer und zustandsüberwachender Funktionen, wie sie in SIMULINK/STATEFLOW

abbildbar sind, mit komplexen strukturdynamischen Modellen, wie sie in MSC/ADAMS erstellt werden können. Auf diese Weise ist es möglich, die Auswirkungen struktureller Ausfälle auf das Überwachungssystem und die Antriebsregelung geschlossen zu untersuchen.

Hierfür werden im mechanischen Modell sowohl äquivalente Struktursteifigkeiten des Klappenkörpers, der Einfluss der Flügelbiegung und -torsion, als auch dynamische Luftlaständerungen berücksichtigt.

Das Eingreifen des Überwachungssystems in das Antriebssystem aufgrund eines mechanischen Versagens wird exemplarisch am Bruch eines Antriebshebels verdeutlicht. Derartige Untersuchungen von Fehler- und Betriebsfällen sind am Prüfstand nur aufwendig darstellbar. Die Verwendung solcher integrierter Gesamtsystem-Simulationen birgt daher großes Potential zur Senkung von Kosten im Entwicklungsprozess neuartiger Systeme und ist im Hinblick auf "virtuelle Tests" und die Akzeptanz solcher Nachweise für die Zulassung von Systemen von großem Interesse.

## DANKSAGUNG

Die Autoren danken der AIRBUS DEUTSCHLAND GMBH sowie der LIEBHERR-AEROSPACE LINDENBERG GMBH für die Finanzierung und freundliche Unterstützung im Rahmen des Forschungsprojektes *Prozesskette Hochauftriebssysteme mit multifunktionalen Steuerflächen (Pro-HMS)*.

## SCHRIFTTUM

- [1] BIEZENO, C.B., GRAMMEL, R.: *Technische Dynamik, Band 1*. Springer, Berlin, 1971.
- [2] CARL, U. UND WINKELMANN, C.: *Integrationsmethodik für Flugsteuerungssysteme der variablen Wölbung*. Abschlußbericht, 20A95050/BMBF, Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik, Technische Universität Hamburg-Harburg, Hamburg, 1999.
- [3] EHRENSTEIN, G. W., FÖRSTER, R.: *Dämpfungseigenschaften glasfaserverstärkter Kunststoffe*. Kunststoffe Bd. 58, Heft 12, 1968.
- [4] NEUHEUSER, T., HOLERT, B., CARL, U.-B.: *Elektrische Antriebssysteme für ein zentrales Landeklappensegment*. Deutscher Luft- und Raumfahrt-Kongress, Stuttgart 24.-27. September, DGLR-JT2002-192, 2002.
- [5] STÜHLER, W.: *Dämpfung und Nichtlinearität, Phänomene, Probleme und Lösungen*. VDI Tagung, Darmstadt 12.-13. Oktober, VDI Bericht 1082, 1993.
- [6] VOLMER: *Getriebetechnik*. Technik Verlag, München, 1992.