

AEROELASTISCHE UNTERSUCHUNG EINES V-LEITWERKS MIT INTEGRIERTEN ANTRIEBSEINHEITEN

C. Koch¹, J. Arnold¹, H. Schmidt²

Zusammenfassung

Die Hecksektion des im Entwurf befindlichen, hybrid-elektrischen Motorseglers FVA 30 der Flugwissenschaftlichen Vereinigung Aachen wird auf seine dynamische und aeroelastische Stabilität untersucht, um mögliche Auswirkungen auf den Design-Prozess abzuschätzen. Das V-Leitwerk mit elektrisch angetriebenen Propellern an den Spitzen wird hierzu bzgl. klassischem Leitwerksflattern, Bodenresonanz und Whirl-Flattern untersucht. Leitwerksflattern wird mittels numerischer Parameterstudien in MSC Nastran analysiert. Zur Stabilitätsuntersuchung bzgl. Bodenresonanz kommt eine Kombination aus Parameterstudien mit einem analytischen Modell und numerischen Validierungsrechnungen mit der MKS-Umgebung SIMPACK zum Einsatz, während Whirl-Flattern in Studien mit einer Streifentheorie für den starren Propeller sowie MKS-Simulationen bewertet wird. Die Untersuchungen zeigen, dass im betrachteten Parameterraum als einzige Instabilität ein Ruderflattern durch Kopplung der Rudereigenform bei freier Steuerung mit der ersten Schlagbiegung des Leitwerks auftritt. Diese lässt sich durch ausreichenden Rudermassenausgleich verhindern. Gegen Whirl-Flattern zeigt das Leitwerk hohe Reserven bzgl. der ersten Eigenfrequenzen der Hauptstruktur. Eine Instabilität durch Bodenresonanz ist aufgrund der Geometrie der Propellerblätter gänzlich ausgeschlossen. Vergleiche der MKS-Simulationen mit den Parameterstudien bestätigt diese Ergebnisse. Somit haben aeroelastische Randbedingungen kaum Auswirkungen auf die weitere Konstruktion des Leitwerks der FVA 30.

Nomenklatur

MKS	Mehrkörpersimulation
S1	Erste Leitwerksschlagbiegung
SW1	Erste Leitwerksschwenkbiegung
T1	Erste Leitwerkstorsion
K_w	Southwell-Koeffizient
q_∞	Staudruck
R	Propellerradius
V	Anströmgeschwindigkeit
β	Propellerschlagkoordinate
Ω	Drehkreisfrequenz
ω	Eigenkreisfrequenz
ψ	Gierwinkel der Propellerebene
θ	Nickwinkel der Propellerebene
ζ	Propellerschwenkkoordinate
ϕ	Modalmatrix
\underline{D}	Viskose Dämpfungsmatrix
\underline{G}	Gyroskopiematrix
\underline{K}	Steifigkeitsmatrix
\underline{M}	Massenmatrix
$()^T$	Transponierte einer Matrix

1. EINFÜHRUNG

Die Flugwissenschaftliche Vereinigung Aachen (1920) e.V. forscht als studentischer Verein in ihrem aktuellen Projekt FVA 30 an der Entwicklung und dem Bau eines zweisitzigen, hybrid-elektrischen Motorseglers. Mit diesem soll die Mission „Von Aachen nach Berlin schneller und effizienter als mit dem Automobil“ erreicht werden. Zu diesem Zweck wird ein Entwurf auf Basis des an der Universität Stuttgart entwickelten elektrischen Motorseglers eGenius [1] verfolgt. Dabei sollen die vordere Rumpfsektion sowie die Flügel übernommen und die gesamte Hecksektion inklusive des hybrid-elektrischen Antriebsstranges neu entwickelt werden.

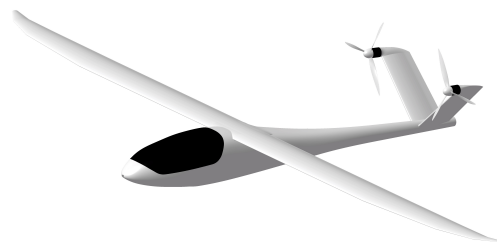


BILD 1. Aktueller Entwurf der FVA 30

¹DLR Institut für Aeroelastik, Bunsenstr. 10, D-37073 Göttingen

²RWTH Aachen, Institut für Strukturmechanik und Leichtbau, Wüllnerstraße 7, D-52062 Aachen

Der Antriebsstrang wird aus zwei Propellern mit Direktantrieb durch zwei Elektromotoren bestehen, die in leistungsaufwendigen Flugphasen aus einer Batterie und im Streckenflug aus einem Methan-Range-Extender gespeist werden. Die Elektromotoren sind an der Spitze eines V-Leitwerks platziert, was zwei Propeller mit großem Durchmesser und damit hohem Wirkungsgrad und niedriger Lärmemission ermöglicht. Bild 1 zeigt den aktuellen Entwurf mit Leitwerk und Propellern.

Aktuell befindet sich das Projekt im Übergang vom Vorentwurf in die Detailauslegung, sodass eine Bewertung der Realisierbarkeit des Entwurfs durchgeführt wird. Hierzu gehört die vorläufige Bewertung der aeroelastischen Stabilität im geplanten Betriebsbereich. Das Auftreten aeroelastischer Instabilitäten kann schnell zur Zerstörung des gesamten Flugzeugs im Flug führen und muss deshalb bei der Zulassung durch geeignete Mittel ausgeschlossen werden [2]. Da die FVA 30 eine unkonventionelle Konfiguration darstellt und mit den schweren Massen an den Leitwerksspitzen sowie den großen, elastisch gelagerten Propellern das Potential für verschiedene Instabilitätsphänomene bietet, sollen schon im Vorentwurf Studien durchgeführt werden, um mögliche Probleme erkennen und durch Designänderungen beheben zu können.

Ziel dieser Untersuchung ist, den aktuellen Entwurf mit seinen Parametern auf verschiedene Instabilitäten, insbesondere das klassische Leitwerksflattern, Whirl-Flattern durch Beteiligung der Propelleraerodynamik sowie Bodenresonanz durch Kopplung der Propellerblattodynamik mit der Dynamik des Leitwerks zu untersuchen. Mittels der durchgeführten Untersuchungen sollen sichere Parameterbereiche sowie eventuell kritische Instabilitätsmechanismen identifiziert werden. Dabei konzentriert sich diese Arbeit auf die Hecksektion der FVA 30, da die Flügel als schon fliegende Bauteile als weniger kritisch anzusehen sind. Die aeroelastische Stabilität des Gesamtflugzeugs wird nach der Detailauslegung final überprüft werden.

2. MODELLE

Die Struktur des Leitwerks der FVA 30 besteht aufgrund der mehrachsigen Belastung durch Schub, Aerodynamik und Massenkräfte aus einem Viergurt-Träger in Faserverbund-Sandwichbauweise. Zwei Holme bei 25 % und

60 % Sehnentiefe schließen dabei einen Holmkasten aus schubtragendem CFK-Gewebe in $\pm 45^\circ$ -Lagen ein (hellgrau in BILD 2 links). An den Ecken des Holmkasten befinden sich Gurte aus Unidirektionalen Schichten in 0° -Ausrichtung zur Aufnahme der Normalkräfte (dunkelgrau in BILD 2 links). Zur Versteifung sind entlang der Spannweite vier Rippen vorgesehen. Das an der Hinterkante befindliche Ruder besteht aus CFK-Gewebe und umfasst 35 % der Sehnentiefe. Die Basisdaten des Leitwerks sind in TAB. 1 hinterlegt. An der Wurzel sind die beiden Leitwerkshälften mit der hinteren Rumpfröhre verbunden, die ebenfalls als CFK-Sandwich-Schale ausgeführt ist.

Modelliert wird das Leitwerk mit FE-Schalenelementen sowie angeschlossenen Punktmassen für zusätzliche Massen wie den Motor an der Leitwerksspitze und die durch das Leitwerk verlaufenden Kabel. Der Rumpf wird als Balken approximiert.

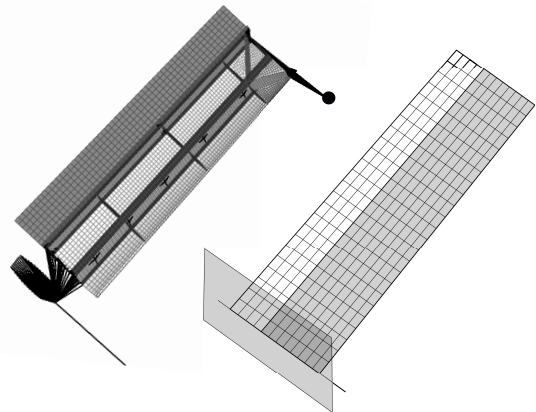


BILD 2. Strukturelles und aerodynamisches Gitter einer Leitwerkshälfte

Die instationäre Aerodynamik wird für die klassischen Flatterrechnungen mittels der Doublet-Lattice-Methode (DLM) modelliert [3]. Eine Leitwerksseite wird hierzu mit 24×12 Boxen diskretisiert (vgl. BILD 2 rechts) und die Verformung der Struktur mittels eines Infinite-Plate-Splines (IPS) auf das aerodynamische Gitter interpoliert. Als Interface für die angreifenden Propellerkräfte dient ein Knoten an der Propellerblattnabe (vgl. BILD 2 links).

Da durch die frühe Entwurfsphase viele für die Dynamik entscheidende Parameter noch mit Unsicherheiten belegt sind, werden zusätzlich zu einem Basisentwurf Bereiche für ausgewählte Parameter definiert. Hierzu gehören insbesondere die Masse

Fläche	2.58 m ²
Spannweite	3.46 m
Streckung	4.65
V-Stellung	42°
Wurzel-Sehnentiefe	0.8 m
Zuspitzung	0.875
Rudertiefe	35 %
Profil	FX 71-L-150/30
V_D	300 $\frac{km}{h}$
Nenn Drehzahl Propeller	1500 min^{-1}

TAB. 1. Kenndaten des Leitwerks der FVA 30

der Motorgondel sowie deren Abstand zur Vorderkante. Auch der strukturelle Aufbau wird variiert, indem auch Entwürfe mit dem doppelten Lagenaufbau wie der aktuelle statische Vorentwurf untersucht werden. Zusätzlich wird das Material der Nasenleiste verändert, um auch konstruktive Entwürfe mit einer metallischen Nasenleiste zur Kühlung zu untersuchen. Als letztes wird der Massenausgleich der Ruder variiert, indem die vor der Ruderachse platzierten Punktmassen in ihrer Masse verändert werden.

Diese Variationen führen zu einem Bereich für die ersten Eigenfrequenzen einer Leitwerksseite, aufgelistet in TAB. 2. Hierbei stellt S1 die erste Schlagbiegung dar, SW1 die erste Schwenkbiegung sowie T1 die erste Torsionseigenform.

TAB. 2. Frequenzbereiche der ersten Leitwerksmoden (eingespannte Leitwerkshälfte)

Eigenform	f_{min} [Hz]	f_{max} [Hz]
S1	5.9	10.6
SW1	12.7	30.6
T1	44.0	75.0

3. METHODEN

Nachdem zuvor auf die Leitwerksstruktur eingegangen wurde, sollen im Folgenden mögliche Instabilitätsphänomene sowie die verwendeten Methoden zur Untersuchung vorgestellt werden.

3.1. Leitwerksflattern

Eine mögliche Instabilität wird durch das sog. Leitwerksflattern verursacht. Dieses wird durch die Interaktion von Strukturschwingungen mit den durch diese Schwingungen induzierten instationären Luftkräften verursacht [4]. Zur Untersuchung des Leitwerks werden Flutterrechnungen mit MSC Nastran durchgeführt. Hierzu werden die Eigenfrequenz und Dämpfung des gekoppelten aeroelastischen Modells ohne Propeller für den Geschwindigkeitsbereich bis $1.2 V_D$ mit der pk-Methode ermittelt. Dabei werden Rechnungen für alle möglichen Parameterkombinationen durchgeführt und anschließend die Dämpfung der einzelnen Moden ausgewertet. Alle Kombinationen, bei denen mind. eine Mode eine negative Dämpfung im relevanten Geschwindigkeitsbereich aufweist, werden nach dem zu Grunde liegenden Fluttermechanismus sortiert, um die Ursache und damit mögliche Gegenmaßnahmen ableiten zu können.

3.2. Bodenresonanz

Bezieht man den Propeller und seine dynamischen Freiheitsgrade in die Stabilitätsbetrachtung mit ein, kann es zu einem weiteren Instabilitätsphänomen kommen, welches rein dynamischer Natur ist. Es wird durch eine Kopplung von Freiheitsgraden der Propellerblätter (z.B. elastischen Blattschwingungen) mit Freiheitsgraden der Lagerung (in diesem Fall des Leitwerks) hervorgerufen. Diese sog. Bodenresonanz ist vor allem von Hubschraubern bekannt [5]. Im nächsten Abschnitt wird kurz auf die Theorie eingegangen, um dann zwei Methoden zur Berechnung vorzustellen.

3.2.1. Grundlagen

Bodenresonanz entsteht durch die Kopplung von Eigenformen des Rotors, bei denen sich der Schwerpunkt des Rotors (z.B. durch Biegung der Blätter) verschiebt (vgl. BILD 3). Der Rotorschwerpunkt kreiselt dann um die Nabe und kann Energie aus der Rotation in das Aufschwingen der darunterliegenden Basisstruktur speisen, falls die Kreisrichtung in die selbe Richtung und langsamer als die Rotordrehung verläuft [6].

Um die Kopplung der Dynamik des Rotors mit der der Lagerung zu beschreiben, bietet sich eine Formulierung der Rotordynamik in Rotorkoordinaten an. Hierbei wird die Bewegung des Rotors

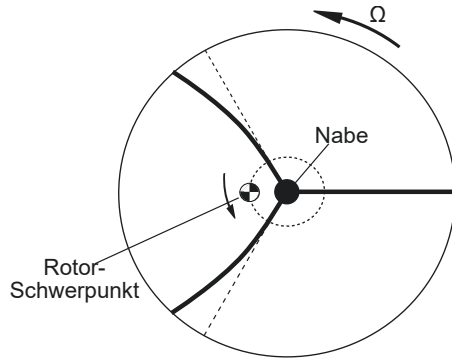


BILD 3. Zyklische Schwenkmode mit Verschiebung des Rotorschwerpunkts

nicht aus einzelnen Blatteigenformen (im mitdrehenden Koordinatensystem), sondern aus Eigenformen des gesamten Rotors (im fixen Koordinatensystem) zusammengesetzt [5]. Die wichtigsten Rotormoden sind dabei die sog. Kollektivmode, bei der alle Blätter in Phase schwingen, und die regressiv bzw. progressiv zyklischen Moden, bei denen die Blätter mit einem Phasenversatz von jeweils 120° schwingen. Letzteres erzeugt die zuvor erwähnte Kreiselbewegung des Rotorschwerpunktes. Durch die Transformation der Blattschwingungen in Rotorkoordinaten ändert sich auch deren Frequenzverhalten. Die Kollektivmode zeigt weiterhin das durch die Fliehkraftversteifung für ein einzelnes Blatt typische, leicht ansteigende Frequenzverhalten ($\omega_{\zeta 0}$ in BILD 4), während den zyklischen Moden noch jeweils die Drehkreisfrequenz Ω positiv (für die progressive $\omega_{\zeta} + \Omega$) bzw. negativ (für die regressiv $|\omega_{\zeta} - \Omega|$) überlagert wird [5]. Die regressiv zyklische Rotormode kann dadurch ab einer bestimmten Drehzahl die Richtung wechseln und als niederfrequent progressive Mode wieder in der Frequenz ansteigen. Dieser Zustand wird superkritisch genannt, da diese Mode das Potential für eine mögliche Bodenresonanz bietet, die immer dann eintreten kann, wenn der aufstrebende, superkritische Frequenzast eine Frequenz der Lagerung schneidet (vgl. eingekreiste Bereiche in BILD 4). An diesen Stellen wird das System durch den Energietransfer in die Lagerung instabil [6].

3.2.2. Analytisches Modell

Zur Modellierung des dynamische Systems aus Rotor und Leitwerk wird ein analytisches Modell verwendet, welches Johnson [7] zur Modellierung eines Kipprotor-Fluggeräts entwickelt hat. In die-

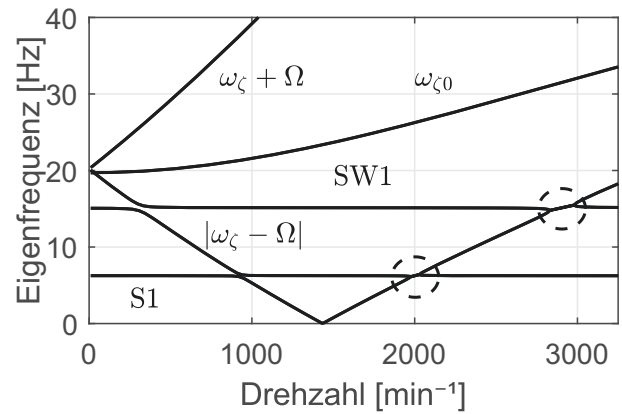


BILD 4. Beispiel für ein Campbell-Diagramm mit zweifach auftretender Bodenresonanz (gestrichelt markierte Bereiche)

sem Modell werden drei Leitwerksfreiheitsgrade (jeweils die erste Schlag- bzw. Schwenkbiegung sowie Torsion) mit zwei Blatteigenformen (Blattschlag- und Schwenkbewegung) in Rotorkoordinaten gekoppelt.

Daraus ergibt sich ein Gleichungssystem mit neun Freiheitsgraden zu:

$$(1) \quad \underline{M}\ddot{\vec{x}} + \underline{D}\dot{\vec{x}} + \underline{K}\vec{x} = \vec{0}$$

Die Matrizen \underline{M} , \underline{D} und \underline{K} enthalten dabei die Trägheits-, Dämpfungs- und Steifigkeitsanteile von Rotor und Leitwerk sowie die Koppelterme. Der Vektor \vec{x} setzt sich aus den kollektiven bzw. zyklischen Rotorschlag- (β) und -schwenkmoden (ζ) sowie den Leitwerksfreiheitsgraden zusammen:

$$(2) \quad \vec{x} = [\beta_{+1}, \beta_{-1}, \zeta_{+1}, \zeta_{-1}, \beta_0, \zeta_0, S1, SW1, T1]$$

Für die Herleitung des Modells sowie die getroffenen Annahmen sei auf die Referenz [7] verwiesen. Die notwendigen dynamischen Daten für Leitwerk und Propellerblätter werden mit Hilfe der FE-Modelle ermittelt. Die mit der Drehzahl ansteigende Frequenz der Propellerblätter wird mittels sog. Southwell-Koeffizienten approximiert [5]. Diese stellen einen Zusammenhang zwischen der stehenden Eigenkreisfrequenz ω_{NR} und der Eigenkreisfrequenz des drehenden Blattes ω_R sowie der Drehkreisfrequenz Ω her:

$$(3) \quad \omega_R^2 = \omega_{NR}^2 + \Omega^2 K_w$$

Der Southwell-Koeffizient K_w kann als konstant angenommen werden [5] und wird für jede Blatteigenform mittels zweier Modalanalysen des Blattes (drehend und nichtdrehend) als Stützstellen ermittelt. Das drehzahlabhängige Gleichungssystem (1) wird für jede Drehzahl im betrachteten Bereich bis 3000 min^{-1} auf seine Eigenwerte untersucht und damit ein Campbell-Diagramm ähnlich zu BILD 4 erstellt. An Hand der Dämpfung der einzelnen Moden sowie der Frequenzverläufe lassen sich Bodenresonanzen eingrenzen. Dieses Vorgehen wird für verschiedene Parameterkombinationen wiederholt.

3.2.3. Mehrkörper-Simulation

Zur Verifikation der analytischen Ergebnisse werden zusätzliche Simulationen mit der Mehrkörpersoftware SIMPACK durchgeführt [8]. Hierbei müssen weniger Annahmen getroffen werden, sodass z.B. eine Kopplung der Blattschlag- und Schwenkbewegung durch die Verwindung der Hauptachsen der Blattquerschnitte berücksichtigt werden kann. Das MKS-Modell besteht aus mehreren miteinander gekoppelten flexiblen Körpern und ist in BILD 5 abgebildet.

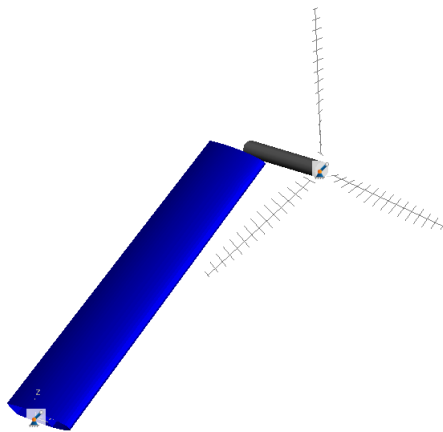


BILD 5. MKS-Modell einer Leitwerksseite

Zur Untersuchung des dynamischen Verhaltens wird das System für jede Drehzahl um einen Gleichgewichtspunkt linearisiert und die zugehörigen Zustandsraummatrizen exportiert. Da die Formulierung der dynamischen Gleichungen in SIMPACK in Relativkoordinaten geschieht, müssen die Zustandsraummatrizen noch in Rotorkoordinaten transformiert werden [9]. Anschließend können die Eigenwerte der Systemmatrix bestimmt und so ein Campbell-Diagramm erstellt werden.

3.3. Whirl-Flattern

Drehende Propeller weisen dynamische Kreisel-schwingungen auf, die unter Anströmung durch die Einwirkung der aerodynamischen Kräfte am Propeller instabil werden können. Dieses Phänomen wird Whirl-Flattern genannt [4].

3.3.1. Grundlagen

Das dynamische Verhalten eines elastisch gelagerten Propellers ähnelt dem eines starren Kreisels. Im einfachsten Fall weist dieser im Stillstand zwei Kippeigenformen für Nicken und Gieren auf (vgl. BILD 6 oben). Im drehenden Zustand sind diese beiden Formen durch die Gyroskopie zu zwei Whirl-Eigenformen gekoppelt (BILD 6 unten). Berücksichtigt man zusätzlich die durch die Kreisel-schwingungen induzierten Luftkräfte am Propeller, entstehen weitere Kopplungen, die dann zu einer Instabilität führen können.

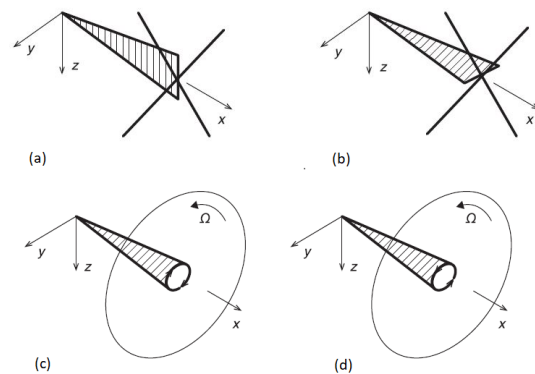


BILD 6. Eigenmoden eines Whirl-Systems [10]

Entscheidend für die Stabilität des Systems aus BILD 6 sind neben den Anströmverhältnissen (insb. Fortschrittsgrad μ) vor allem die Einspannstifigkeiten. Typischerweise trägt man die Whirl-Fluttergrenze deshalb in Abhängigkeit dieser beiden Parameter auf (vgl. BILD 7). Man erkennt, dass der Bereich kleiner Einspannstifigkeiten und dabei insbesondere der gleicher Frequenzen kritisch für die Stabilität des Systems ist.

Die Stabilität des Systems lässt sich aus dem gekoppelten System aus Strukturmechanik und Propelleraerodynamik ableiten:

$$(4) \quad \underline{M} \ddot{x} + \underline{K} x = P(V, \Omega, x, \dot{x}) \\ = \underline{K}_A x + (\underline{D}_A + \underline{G}) \dot{x}$$

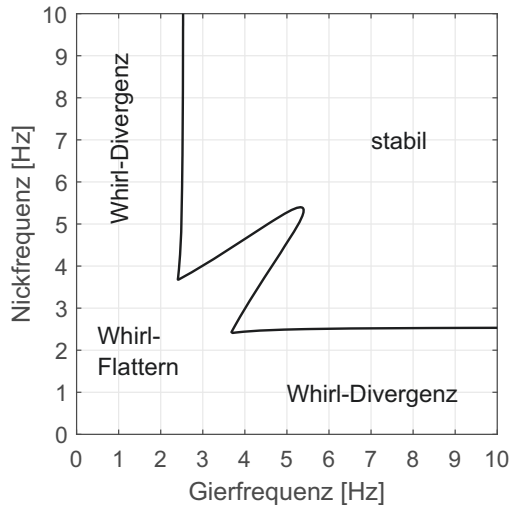


BILD 7. Typische Whirl-Stabilitätsgrenze

Dabei sind auf der linken Seite die strukturendynamischen Terme mit der Steifigkeitsmatrix \underline{K} und der Massenmatrix \underline{M} abgebildet. Die Anteile des Propellers lassen sich durch aerodynamische Steifigkeits- (\underline{K}_A in Gl. (4)) und Dämpfungsterme (\underline{D}_A in Gl. (4)) sowie gyroscopische Terme (\underline{G} in (4)) abbilden. Die aerodynamische Terme werden durch sog. Störkoeffizienten beschrieben, die die durch Störbewegungen entstehenden aerodynamischen Störkräfte und -momente um die Propellernabe entdimensioniert beschreiben [10]. Für die vier Freiheitsgrade $x = (y, z, \theta$ und $\psi)$ um die Propellernabe ergeben sich folgende Matrizen:

$$(5) \quad \frac{\underline{K}_A}{2q_\infty \pi R^3} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{C_{y\theta}}{2R} & \frac{C_{y\psi}}{2R} \\ 0 & 0 & \frac{C_{z\theta}}{2R} & \frac{C_{z\psi}}{2R} \\ 0 & 0 & C_{m\theta} & C_{m\psi} \\ 0 & 0 & C_{n\theta} & C_{n\psi} \end{bmatrix}$$

$$\frac{\underline{D}_A}{2q_\infty \pi R^3} = \begin{bmatrix} -\frac{C_{y\psi}}{2RV} & \frac{C_{y\theta}}{2RV} & \frac{C_{yq}}{2V} & \frac{C_{yr}}{2V} \\ -\frac{C_{z\psi}}{2RV} & \frac{C_{z\theta}}{2RV} & \frac{C_{zq}}{2V} & \frac{C_{zr}}{2V} \\ -\frac{C_{m\psi}}{V} & \frac{C_{m\theta}}{V} & \frac{C_{mq}R}{V} & \frac{C_{mr}R}{V} \\ -\frac{C_{n\psi}}{V} & \frac{C_{n\theta}}{V} & \frac{C_{nq}R}{V} & \frac{C_{nr}R}{V} \end{bmatrix}$$

Der Koeffizient $C_{m\theta}$ beschreibt dabei z.B. das entdimensionierte Störmoment um die Nickachse, welches aus einer stationären Nickwinkelstörung entsteht. Die Koeffizienten werden mittels einer Streifentheorie berechnet [11, 12], und sind unter anderem abhängig von Anströmgeschwindigkeit und Drehzahl.

3.3.2. Ermittlung der Whirl-Flutter-Grenze

Zur Ermittlung der Stabilitätsgrenze für das Leitwerk der FVA 30 wird Gl. (4) in modale Koordinaten überführt:

$$(6) \quad \underline{M}_{gen} \ddot{q} + \underline{K}_{gen} q = \underline{\phi}^T \underline{K}_A \underline{\phi} q + \underline{\phi}^T (\underline{D}_A + \underline{G}) \underline{\phi} \dot{q}$$

Unter der Annahme konstanter Eigenvektoren $\underline{\phi}$ und generalisierter Massen lassen sich so sehr schnell und einfach Parameterstudien mit den Frequenzen der ersten Leitwerksmoden durchführen und so die Stabilitätsgrenze in Abhängigkeit dieser Frequenzen ermitteln. Hierzu werden für ein konstantes Frequenzverhältnis zweier Moden mit Kippanteil der Propellerebene (z.B. SW1 und T1) die zugehörigen Einträge der generalisierten Steifigkeitsmatrix \underline{K}_{gen} skaliert. So wird entlang einer Ursprungsgerade in BILD 8 die Stabilität an verschiedenen Punkten evaluiert und dabei iterativ die Stabilitätsgrenze ermittelt. Führt man dies für verschiedene Frequenzverhältnisse durch, entsteht für jede Parameterkombination eine Kurve wie in BILD 8.

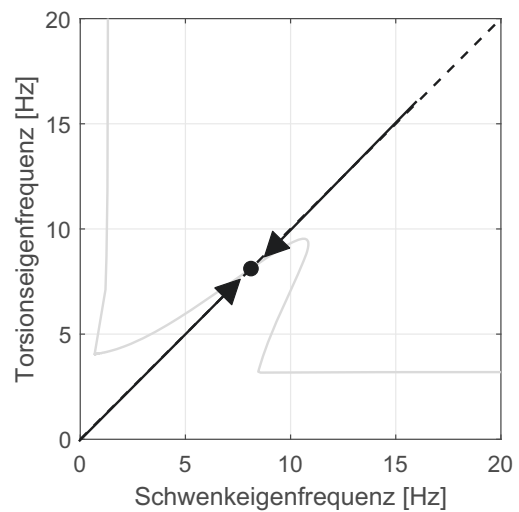


BILD 8. Iterative Bestimmung der Stabilitätsgrenze

3.3.3. Kombination mit Leitwerksaerodynamik

Weitergehend können die Matrizen aus Gl. (5) auch direkt mit dem NASTRAN-Strukturmodell gekoppelt und so auch z.B. in eine Flutterrechnung mit instationärer Leitwerksaerodynamik einbezogen werden. Hierzu werden die Matrizen mittels DMIG-Einträgen den strukturellen Steifigkeits- und Dämpfungsmatrizen überlagert [13]. Aufgrund der Geschwindigkeitsabhängigkeit der Matrizen muss dies allerdings für jede Geschwindigkeit neu ge-

schehen. So kann jedoch der Einfluss der Propellerterme auf das Flatterverhalten des Leitwerks und andersherum untersucht werden.

3.3.4. Mehrkörpersimulation

Um auch den Einfluss flexibler Blätter zu berücksichtigen und weiterhin die oben beschriebene Methode zu verifizieren, werden in der Mehrkörpersimulation Whirl-Flutter-Rechnungen durchgeführt und die Ergebnisse mit denen der Streifentheorie verglichen. Dazu wird dem dynamischen Modell ein Modell für die instationäre Aerodynamik des Propellers hinzugefügt. Hierzu wird eine auf Verzögerungsgliedern basierte, instationäre Streifentheorie verwendet [14]. Diese bildet im Gegensatz zum oben verwendeten Modell die gesamten aerodynamischen Kräfte und nicht nur die Störgrößen ab. Um den Unterschied zwischen den aerodynamischen Modellen zu zeigen, wird zuerst ein einfaches Testmodell ähnlich zu BILD 6 mit starren Blättern untersucht, um anschließend am selben Modell auch den Einfluss der Blattflexibilität zu zeigen.

4. Ergebnisse

Im folgenden Abschnitt werden die Ergebnisse für die Stabilitätsuntersuchungen des Leitwerks der FVA 30 bzgl. Leitwerksflattern, Bodenresonanz und Whirl-Flattern dargestellt.

4.1. Leitwerksflattern

Die klassischen Flatterrechnungen mit dem Vollmodell des FVA 30 Leitwerks zeigen über den gesamten Geschwindigkeitsbereich bis $1.2V_D$ verschiedene Flattermechanismen, die sich jedoch alle als Ruderflattern durch eine Kopplung der Ruderrotation bei freiem Ruder mit einer Leitwerksmode identifizieren lassen. Dabei koppeln zumeist die erste symmetrische bzw antisymmetrische Schlagbiegung mit der Höhen- bzw Seitenruderrotation. Die Frequenz und Dämpfungskurven der symmetrischen Moden sind in BILD 9 abgebildet. Man erkennt den Dämpfungseinbruch der ersten Schlagbiegung bei Frequenzgleichheit mit der Ruderrotation.

Der für die Stabilität des Systems entscheidende Parameter ist wie erwartet der verbaute Ruder-massenausgleich. Dieser wird von null bis 100%

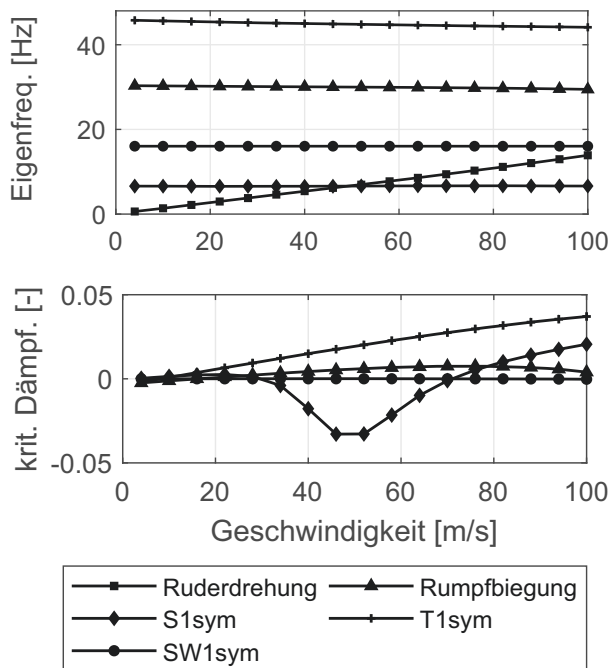


BILD 9. Flatterkurven für die symmetrischen Leitwerksmoden bei nicht ausreichendem Ruder-massenausgleich

variiert, wobei ein hundertprozentiger Massenausgleich einem Ruder mit Schwerpunkt auf der Ruderachse entspricht. BILD 10 verdeutlicht den Einfluss des Ruder-massenausgleichs auf die Stabilität: Bei ca 70% Ruder-massenausgleich zeigen noch fast alle betrachteten Kombinationen ein Ruderflattern, während über 87 % Massenausgleich alle betrachteten Kombinationen stabil sind.

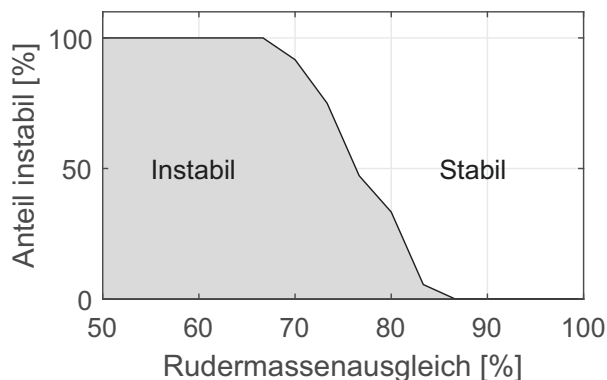


BILD 10. Einfluss des Ruder-massenausgleichs auf die Stabilität des Leitwerks

4.2. Bodenresonanz

Bei den Untersuchungen der Dynamik des Leitwerks mit flexiblem Propeller treten im gesam-

ten Betriebs- und Parameterbereich keine Bodenresonanzen auf. Ein Beispiel für ein Campbell-Diagramm für eine Leitwerkshälfte ist in BILD 11 gezeigt.

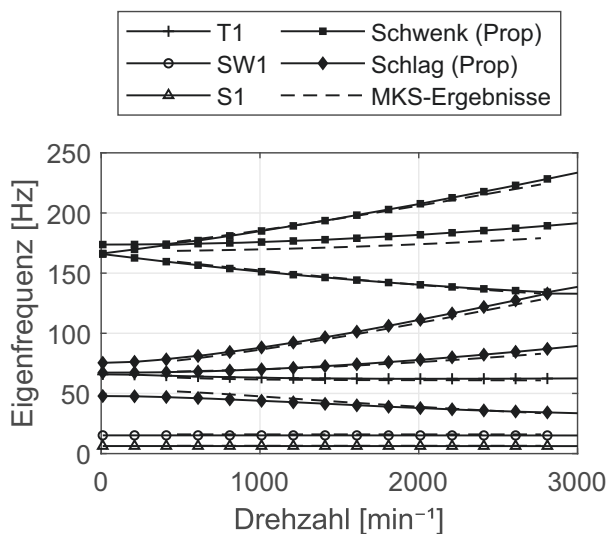


BILD 11. Campbell-Diagramm für Referenzkonfiguration

Man erkennt die Moden des Leitwerks und des Propellers (gefüllte Marker). Die Propellermoden treten jeweils in Dreierpaarungen aus kollektiver sowie progressiv/regressiv zyklischer Mode auf. Der Grund für das Fehlen einer Bodenresonanz liegt in dem Verhalten der Blätter bei steigender Drehzahl. Durch die für einen Propeller typische starke Blattverwindung von der Wurzel bis zur Spitze ergeben sich Biegemoden mit gemischten Schlag- und Schwenkanteilen. Der Schlaganteil sorgt dabei für eine starke Fliehkraftversteifung und damit einen hohen Southwell-Koeffizienten K_w aus Gl. (3). Somit nähern sich alle regressiven Propellermoden jeweils einer ansteigenden Asymptote an, statt die Drehzahlachse zu schneiden und superkritisch zu werden. Dies zeigt BILD 12, in dem exemplarisch die stehende Schlageigenfrequenz der Blätter verringert wurde. In BILD 11 erkennt man zudem die gute Übereinstimmung zwischen analytischem und MKS-Modell, da die gestrichelten MKS-Ergebnisse fast deckungsgleich mit den analytischen Kurven liegen.

4.3. Whirl-Flattern

Unter Berücksichtigung der Propelleraerodynamik wird zuerst der starre Propeller untersucht und mit diesem Modell Parameterstudien durchgeführt, um

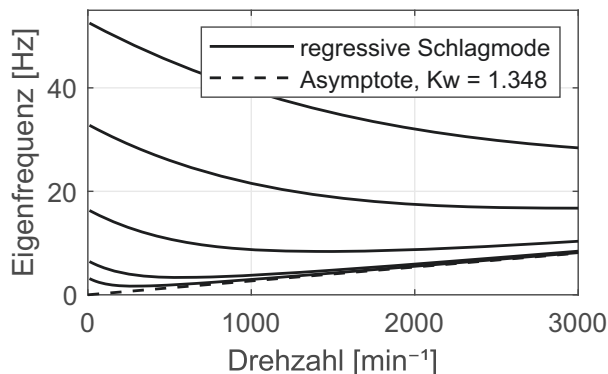


BILD 12. Asymptotische Verhalten der regressiven Schlagmode

die Unsicherheit in der Stabilitätsgrenze herauszufinden. Anschließend wird an einzelnen Beispielen der Einfluss der Leitwerksaerodynamik und der flexiblen Blätter gezeigt.

4.3.1. Parameterstudien

Nach der in Abschnitt 3.3.2 beschriebenen Methode werden für die verschiedenen Leitwerksstrukturen die Stabilitätsgrenze bzgl. Whirl-Flattern bestimmt. Daraus ergibt sich im Stabilitätsdiagramm ein Unschärfebereich sowohl für die Stabilitätsgrenze als auch für die tatsächliche Lage der Frequenzen. Dies ist in BILD 13 zu erkennen. Als dunkelgraues Band ist hier die Einhüllende der ermittelten Whirl-Flutter-Grenzen dargestellt, gemeinsam mit der Stabilitätsgrenze für die Referenzkonfiguration. Im oberen Teil in Hellgrau dargestellt ist der tatsächliche Frequenzbereich der untersuchten Leitwerkshälften. Die Reserve gegen Whirl-Flattern ergibt sich nun aus dem Abstand zwischen dem hellgrauen Bereich zur Stabilitätsgrenze in dunkelgrau und beträgt mindestens Faktor 4.5.

4.3.2. Einfluss der Leitwerksaerodynamik

Um weitergehend den Einfluss der Leitwerksaerodynamik auf die Whirl-Stabilität und umgekehrt zu untersuchen, werden Flutterrechnungen für eine Leitwerkskombination durchgeführt, die ohne Propeller stabil ist. Zusätzlich zur klassischen Flutterrechnung werden dann Untersuchungen nur mit der Propelleraerodynamik sowie mit beiden Effekten gleichzeitig durchgeführt. BILD 14 zeigt die sich ergebenden Dämpfungsverläufe für die ersten fünf symmetrischen Leitwerksmoden. Man er-

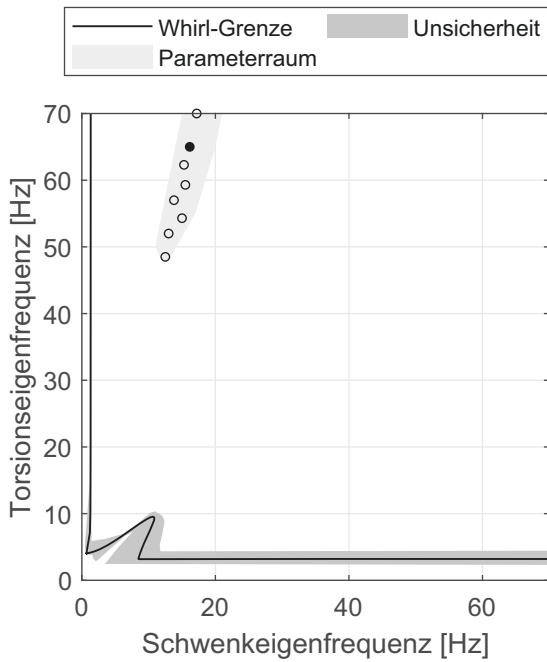


BILD 13. Whirl-Flutter-Grenze mit Unsicherheit

kennt, dass im Falle der kombinierten Aerodynamik sich beide Dämpfungsanteile überlagern, was dazu führt, dass in allen Moden die kombinierte Aerodynamik bei höheren Dämpfungen liegt.

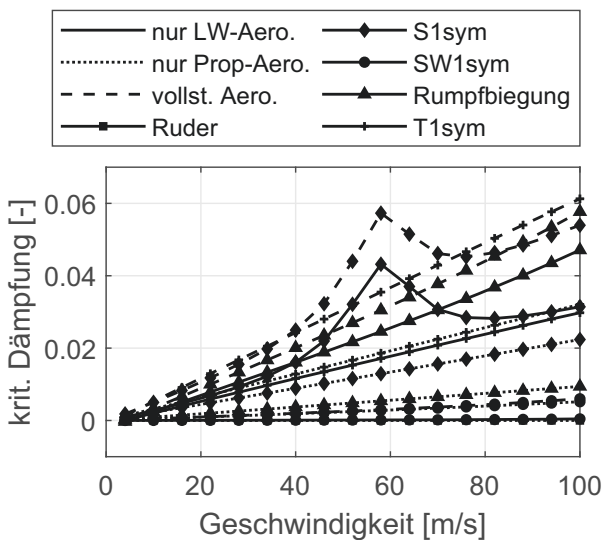


BILD 14. Dämpfung der Leitwerksmoden für verschiedene Aerodynamik-Kombinationen

4.3.3. MKS-Vergleich

Um den prinzipiellen Einfluss der Flexibilität der Propellerblätter auf die Whirl-Stabilität zu zeigen sowie die verwendete Streifentheorie für die Propelleraerodynamik zu verifizieren, werden Vergleichs-

rechnungen für ein einfaches System ähnlich zu BILD 6 mittels MKS durchgeführt. Hierbei werden die Blätter zuerst starr behandelt und später jeweils die erste Schlag- und Schwenkbiegung der Blätter mit berücksichtigt. Das Ergebnis zeigt BILD 15.

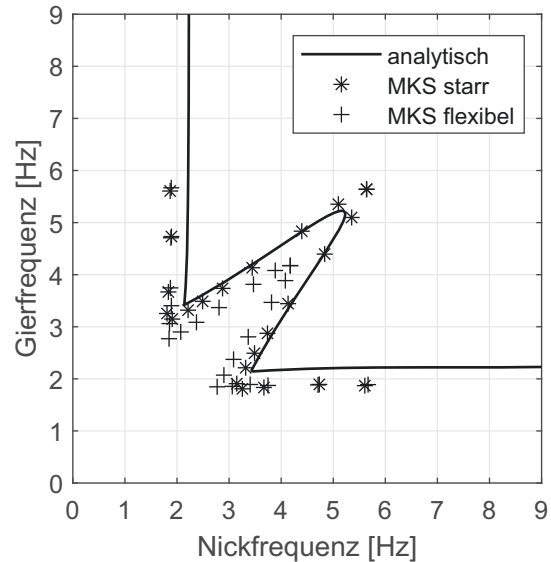


BILD 15. Vergleich der Whirl-Fluttergrenzen zwischen Streifentheorie und MKS

Zu erkennen ist eine gute Übereinstimmung zwischen den beiden Aerodynamik-Modellen für den starren Propeller. Abweichungen zeigen sich nur entlang Divergenzgrenze sowie an der Spitze der Whirl-Flutter-Glocke, diese bleiben jedoch unter 10 %. Größer ist der Einfluss der Blattflexibilität. Bei deren Berücksichtigung zeigt sich ein deutlich stabileres Verhalten des Systems, was an der weiter innen liegenden Stabilitätsgrenze erkennbar ist.

5. SCHLUSSFOLGERUNG & AUSBLICK

Zusammenfassend ergeben die Ergebnisse aus Abschnitt 4 ein positives Bild für die Stabilität des aktuellen Leitwerksentwurfs der FVA 30. Bis auf ein auftretendes Ruderflattern bei freier Steuerung treten keine weiteren Instabilitäten im gesamten Betriebsbereich auf. Wie Abschnitt 4.1 zeigt, lässt sich das Ruderflattern jedoch mit einem ausreichenden Rudermassenausgleich beseitigen. Die Ergebnisse in Abschnitt 4.2 machen weiterhin deutlich, dass eine Bodenresonanz aufgrund der Propellerblattgeometrie und dem daraus resultierenden dynamischen Verhalten nicht auftreten kann. Laut den mittels Streifentheorie am starren Propeller ermittelten Whirl-Flutter-Ergebnisse aus Abschnitt 4.3.1 wei-

sen die aktuellen Leitwerksentwürfe zudem hohe Reserven bzgl. der ersten Eigenfrequenzen bzgl. Whirl-Flattern auf, die bei Berücksichtigung der instationären Aerodynamik des Leitwerks noch weiter steigen. Sowohl für die Bodenresonanz als auch die Whirl-Flutter-Rechnungen zeigen zudem Studien mittels MKS eine gute Übereinstimmung mit den Ergebnissen der Parameterstudien und damit die Anwendbarkeit der verwendeten Methoden.

Ein Grund für das Ausbleiben aeroelastischer Instabilitäten ist die hohe Masse der verbauten Motoren. Zwar senken höhere Massen die Eigenfrequenzen, allerdings müssen die Massen auch statisch getragen werden und führen so zu einem soliden und steifen Strukturentwurf. Dies führt schlussendlich zu einem geringen Verhältnis zwischen aerodynamischen Kräften und den strukturellen Anteilen, sodass starke aeroelastische Kopplungen ausbleiben.

Die in dieser Arbeit erarbeiteten Zusammenhänge finden nun Eingang in das weitere Design der FVA 30. Zudem können die gesammelten Methoden dazu verwendet werden, den Entwurf weiterhin auf seine Stabilität zu untersuchen und so auch Designänderungen bewerten zu können.

Kontaktadresse

Christopher.Koch@dlr.de

Literatur

- [1] L. Schumann. *Reduktion des Energiebedarfs mittels eines batterieelektrischen Antriebs am Beispiel eines Kleinflugzeugs: Dissertation*. Stuttgart: Universität Stuttgart, 2018. DOI: 10.18419/opus-9750.
- [2] Luftfahrt-Bundesamt. *Bekanntmachung von Lufttüchtigkeitsforderungen für Segelflugzeuge und Motorsegler: JAR 22*. Offenbach, 1.08.2001.
- [3] E. Albano und W. P. Rodden. "A Doublet-Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscillating Surfaces in Subsonic Flows". In: *AIAA Journal* 7.2 (1969), S. 279–285. ISSN: 0001-1452.
- [4] H. W. Försching. *Grundlagen der Aeroelastik*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 1974. ISBN: 978-3-642-48286-1. DOI: 10.1007/978-3-642-48285-4.
- [5] R. L. Bielawa. *Rotary wing structural dynamics and aeroelasticity*. AIAA education series. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. ISBN: 1-56347-031-4.
- [6] S. Cardinale, R. Donham und I. Sachs. "Ground and air resonance characteristics of a soft in-plane rigid-rotor system". In: *VTOL Research, Design, and Operations Meeting*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2171969. DOI: 10.2514/6.1969-205.
- [7] W. Johnson. *Dynamics of tilting proprotor aircraft in cruise flight*. NASA TN D-7677. Washington, DC, 1974.
- [8] *Multi-Body Simulation Software*. URL: www.simpack.com.
- [9] G. Bir. "Multi-Blade Coordinate Transformation and its Application to Wind Turbine Analysis". In: *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1072008, S. 8. ISBN: 978-1-62410-128-1. DOI: 10.2514/6.2008-1300.
- [10] J. Čečrdle. *Whirl flutter of turboprop aircraft structures*. Woodhead Publishing in mechanical engineering. Sawston, Cambridge, UK: Woodhead Publishing is an imprint of Elsevier, 2015. ISBN: 978-1-782421-86-3.
- [11] J. C. Houbolt und W. H. Reed III. "Propeller-Nacelle Whirl Flutter". In: *Journal of the Aerospace Sciences* 29.3 (1962), S. 333–346.
- [12] W. P. Rodden und T. L. Rose. "Propeller/nacelle whirl flutter addition to MSC/nastran". In: *Proceedings of the 1989 MSC World Users Conference*. Bd. 1, S. 12–24.
- [13] J. Cecrdle. "Analysis of Twin Turboprop Aircraft Whirl-Flutter Stability Boundaries". In: *Journal of Aircraft* 49.6 (2012), S. 1718–1725. ISSN: 0021-8669. DOI: 10.2514/1.C031390.
- [14] J. Arnold und S. Waitz. "Using Multibody Dynamics for the Stability Assessment of a New Double-Swept Rotor Blade Setup". In: *ERF 2018 Proceedings*. Bd. 44. 2018.