

EXPERIMENTELLE ERMITTLUNG DER MODALEN STRUKTURPARAMETER EINES SKALIERTEN FLUGVERSUCHSTRÄGERS MITTELS LOW-COST SENSOREN

K. Henning¹, M. Montel¹, A. Köthe², R. Luckner², F. Thielecke¹

¹Technische Universität Hamburg, Institut für Flugzeug-Systemtechnik
Nesspriel 5, 21129 Hamburg

²Technische Universität Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt
Fachgebiet Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastizität
Marchstraße 12, 10587 Berlin

Zusammenfassung

Die vorliegende Veröffentlichung präsentiert die Ergebnisse aus der experimentellen Ermittlung der modalen Strukturparameter mittels Low-Cost Sensoren. Hierbei wird zunächst auf eine grundlegende mathematische Formulierung der strukturdynamischen Vorgänge eingegangen, bevor die Methodik bei der experimentellen Modalanalyse erläutert wird. Im Anschluss daran erfolgt eine Erläuterung zum Aufbau und zur Durchführung der Standschwingversuche an einem skalierten Flugversuchsträger. Zur Validierung der Ergebnisse der nachfolgenden Modalanalyse werden während der Standschwingversuche neben den Low-Cost Sensoren parallel hochpräzise Kraft- und Beschleunigungssensoren eingesetzt. Nach der Ermittlung der Modalparameter werden die aus den Low-Cost Sensordaten gewonnenen Ergebnisse mit denen einer hochpräzisen Messtechnik verglichen und bewertet. Die Qualität der Ergebnisse ist hierbei abhängig von der zu untersuchenden Struktur, der zeitlichen Synchronisierbarkeit der Sensordaten sowie der Abtastrate der Sensoren.

1 EINFÜHRUNG

Die Optimierung der Flugzeugstruktur hin zu leichteren und damit verbunden flexibleren Strukturbaugruppen bedingen eine genaue Kenntnis der Struktureigenschaften und gegebenenfalls eine aktive Limitierung der Strukturlasten während einer Flugmission. Eine Möglichkeit zur Kontrolle der Strukturlasten ist der Einsatz von Lastenregelungssystemen. Um derartige Regelungsfunktionen entwickeln zu können, ist es erforderlich, die dynamischen Eigenschaften der Struktur zu kennen. Diese werden im Allgemeinen unter hohem und vor allem kostenintensiven Aufwand mit Hilfe von Standschwingversuchen und einer anschließenden Modalanalyse experimentell ermittelt. Entscheidende Faktoren zum Erreichen einer hohen Parametergüte sind hierbei neben der korrekten Durchführung der Tests vor allem sowohl die Qualität als auch die Quantität der

eingesetzten Sensorik [7].

Am INSTITUT FÜR FLUGZEUG-SYSTEMTECHNIK der TECHNISCHEN UNIVERSITÄT HAMBURG wird zurzeit im Rahmen des LuFo V.2 Projekts „G-Flights – Geregelttes Fliegen mit geschätzten Lasten“ ein integriertes Lasten- und Flugbahnregelungssystem entwickelt. Zur Demonstration der zu entwickelnden Regelalgorithmen soll der unbemannte Flugversuchsträger „G-Flights Dimona“ eingesetzt werden. Hierbei handelt es sich um ein skaliertes Modell einer HK 36 Super Dimona mit flexibler Flügelstruktur. Der Flugversuchsträger verfügt über ein umfangreiches Messsystem, welches neben Navigations-, Inertial- und Luftdaten auch Informationen über Last- und Bewegungszustände mittels integrierter Dehnungsmessstreifen (DMS) und kostengünstiger Inertialmesseinheiten (IMU) verteilt über die Flügel- und Leitwerksstrukturen liefert. Letztere sollen dazu genutzt werden,

die strukturdynamischen Eigenschaften experimentell zu ermitteln.

Im Rahmen dieses Artikels wurden die modalen Strukturparameter des Flugversuchsträgers G-Flights Dimona experimentell unter Einsatz von Low-Cost Sensoren ermittelt. Hierzu wurden in Kooperation mit dem FACHGEBIET FÜR FLUGMECHANIK, REGELUNG UND AEROELASTIZITÄT des INSTITUTS FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT der TECHNISCHE UNIVERSITÄT BERLIN mehrere Standschwingversuche durchgeführt, die zum einen mittels Hammerschlagtests und zum anderen durch Einsatz eines Shakers realisiert wurden. Um Aussagen über die Qualität der Ergebnisse treffen zu können, verfügt die TECHNISCHE UNIVERSITÄT BERLIN über hochpräzise Messtechnik, die ebenfalls während der Tests eingesetzt wird. Die Vorstellung des Experimentalsystems sowie die zugrundeliegende Theorie strukturdynamischer Untersuchungen stellen die Basis des Artikels dar. Hierauf aufbauend werden im Hauptteil die Ergebnisse der Standschwingversuche dargestellt und erläutert. Hierbei werden die Ergebnisse der Modalanalyse der Low-Cost Sensordaten bei einer Impulsanregung mit denen der hochpräzisen Messtechnik bei einer sinusförmigen Anregung gegenübergestellt und hinsichtlich möglicher Grenzen bei der Verwendung von Low-Cost Sensoren bewertet. Den Abschluss des Artikels bildet eine Einschätzung der Verwendung von Low-Cost Sensorik bei der experimentellen Ermittlung der modalen Strukturparameter.

2 EXPERIMENTELLE MODALANALYSE

Die Basis für die mathematische Beschreibung der strukturdynamischen Vorgänge stellt die allgemeine Bewegungsgleichung

$$(1) \quad m\ddot{x} + d\dot{x} + kx = F$$

dar, wobei x die Position, \dot{x} die Geschwindigkeit, \ddot{x} die Beschleunigung, m die Masse, d die Dämpfung und k die Federsteifigkeit eines Ein-Massenschwingers mit der äußeren Krafteinwirkung F (System mit einem translatorischen Freiheitsgrad) bezeichnen. Zur Beschreibung eines Mehrkörpersystems mit den Massen m_i und j Freiheitsgraden wird (1) in die Matrixschreib-

weise

$$(2) \quad M\ddot{x} + D\dot{x} + Kx = F,$$

mit

$$\begin{aligned} M &= \text{diag}(m_i), \\ D &= \begin{bmatrix} d_{1,1} & \dots & d_{1,j} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ d_{i,1} & \dots & d_{i,j} \end{bmatrix}, \\ K &= \begin{bmatrix} k_{1,1} & \dots & k_{1,j} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ k_{i,1} & \dots & k_{i,j} \end{bmatrix}, \\ F &= [F_1 \quad \dots \quad F_i] \end{aligned}$$

überführt [3], [4], [6]. Ein möglicher Ansatz zur Beschreibung der strukturdynamischen Vorgänge ist die Verwendung der Modalform, so dass

$$\begin{aligned} x &= \Phi q, \\ \dot{x} &= \Phi \dot{q}, \\ \ddot{x} &= \Phi \ddot{q}, \end{aligned}$$

mit den physikalischen Koordinaten $x = [x_1 \dots x_i]^T$, gilt. Hierbei beinhaltet die Modalmatrix Φ

$$(3) \quad \Phi = \begin{bmatrix} \hat{x}_{1,1} & \dots & \hat{x}_{1,j} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \hat{x}_{i,1} & \dots & \hat{x}_{i,j} \end{bmatrix}$$

die Eigenvektoren $\hat{x}_{i,j}$ der verschiedenen Eigenschwingungsformen, welche spaltenweise den einzelnen physikalischen Verschiebungen x_i zugeordnet sind. Die generalisierte Koordinate q beschreibt die Gewichtung der Linearkombination und damit das Maß der Beteiligung der einzelnen Eigenschwingungsformen an der Gesamtantwort des dynamischen Systems [3], [4]. Durch Substitution ergibt sich somit für (2):

$$(4) \quad M\Phi\ddot{q} + D\Phi\dot{q} + K\Phi q = F.$$

Durch linksseitige Multiplikation mit der transformierten Modalmatrix Φ^T folgt:

$$(5) \quad \underbrace{\Phi^T M \Phi}_{M^*} \ddot{q} + \underbrace{\Phi^T D \Phi}_{D^*} \dot{q} + \underbrace{\Phi^T K \Phi}_{K^*} q = \underbrace{\Phi^T F}_{Q},$$

mit der modalen Massenmatrix M^* , der modalen Dämpfung D^* und der modalen Steifigkeit K^*

als Diagonalmatrizen sowie der generalisierten Kraft Q als nichtdiagonales Element. Durch diese modale Entkopplung ist es nun möglich, durch modale Reduktion eine wählbare Anzahl beliebiger Moden beziehungsweise Frequenzen entkoppelt zu untersuchen [4].

Zur Lösung des in (5) dargestellten Eigenwertproblems und somit zur Identifikation der (unbekannten) Modalparameter (M^* , D^* , K^* , Q , q und Φ) wird das Verfahren der experimentellen Modalanalyse angewendet, bei der das Übertragungsverhalten anhand des Frequenzgangs $H_{i,j}(j\omega)$ von der Anregung U_j zur Antwort des Systems Y_i über

$$(6) \begin{bmatrix} Y_1 \\ Y_2 \\ \vdots \\ Y_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_{1,1}(j\omega) & \dots & H_{1,j}(j\omega) \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ H_{i,1}(j\omega) & \dots & H_{i,j}(j\omega) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ \vdots \\ U_j \end{bmatrix}$$

anhand von Sensordaten (z.B. Kraft- und Beschleunigungssensoren) ermittelt wird. Hierzu wird angenommen, dass das Materialverhalten der zu untersuchenden Struktur linear und die Auslenkungen während des Schwingvorgangs klein seien [10], [5].

Bei der Ermittlung des Frequenzgangs $H(j\omega)$ wird berücksichtigt, dass Sensordaten gewissen Rauscheffekten unterliegen, so dass zunächst für die Anregung \tilde{u} und die Antwort \tilde{y} im Zeitbereich

$$\begin{aligned} \tilde{u}(t) &= u(t) + n_u(t), \\ \tilde{y}(t) &= y(t) + n_y(t), \end{aligned}$$

beziehungsweise im Frequenzbereich

$$\begin{aligned} \tilde{u}(j\omega) &= u(j\omega) + n_u(j\omega), \\ \tilde{y}(j\omega) &= y(j\omega) + n_y(j\omega) \end{aligned}$$

gilt. Hierbei stellen n_u und n_y die Rauschanteile der Anregung u und der Systemantwort y dar. Somit ergibt sich für den Frequenzgang:

$$(7) H(j\omega) = \frac{\tilde{y}(j\omega)}{\tilde{u}(j\omega)} = \frac{y(j\omega)}{u(j\omega)} \frac{1 + \frac{n_y(j\omega)}{n_u(j\omega)}}{1 + \frac{n_u(j\omega)}{n_y(j\omega)}}.$$

Wie (7) zu entnehmen ist, setzt sich der Frequenzgang aus einem physikalischen Anteil (realer Frequenzgang $y(j\omega)/u(j\omega)$) und einem Rauschanteil

zusammen. Um den stochastischen Rauscheffekt zu minimieren, werden bei der experimentellen Modalanalyse mehrere Messungen zur Berechnung eines gemittelten Frequenzgangs verwendet [10], [5].

Zur Ermittlung der Modalparameter wird im letzten Schritt das Amplituden- und Phasendiagramm des Frequenzgangs betrachtet, welches anhand lokalen Maxima in der Amplitude und der Phasenverschiebung Aufschlüsse über Eigenschwingungsformen liefert. Sofern die Eigenschwingungsformen frequenzabhängig klar voneinander getrennt sind, können die Modalparameter mit Hilfe der „Peak-Picking-Methode“ oder der „Circle Fit Methode“ unter Betrachtung eines Systems mit einem Freiheitsgrad (SDOF) bestimmt werden. Können die Eigenschwingungsformen hingegen nicht klar voneinander getrennt werden, muss zur Ermittlung der Modalparameter der gesamte Frequenzbereich unter Betrachtung eines Systems mit mehreren Freiheitsgraden (MDOF) analysiert werden [11]. Hierzu kann der Least-Squares Complex Exponential Algorithmus (LSCE) angewendet werden, der das Systemverhalten durch eine Funktion mit der Ordnung n approximiert [9]. Ein wichtiges Instrument zur Bewertung des approximierten Systemverhaltens stellt das Stabilitätsdiagramm dar, welches in Abhängigkeit von der Modellordnung angibt, ob die in der approximierten Funktion enthaltenen Pole stabiles Verhalten in der Frequenz und/oder der Dämpfung aufweisen [2], [1], [8]. Sofern die im Stabilitätsdiagramm aufgezeigten Pole dedizierter Frequenzen in Resonanzbereichen stabiles Verhalten hinsichtlich der Frequenz und der Dämpfung aufweisen, können diese zur Frequenzgangapproximation herangezogen werden. Anhand des approximierten Frequenzgangs können wiederum die charakteristischen Größen für die Eigenkreisfrequenz ω , die Dämpfung d und den Eigenwert \hat{x} ermittelt werden. Zur Identifikation der gesuchten Modalparameter gilt nach [4]:

$$(8) \omega = \sqrt{\frac{K^*}{M^*}}.$$

Unter der Annahme, dass $M^* = I$ einer Einheitsmatrix entspricht [10], kann die modale

Steifigkeitsmatrix über

$$(9) K^* = \omega^2 I$$

berechnet werden. Des Weiteren gilt nach [4]:

$$(10) D_{i,i}^* = \frac{2d_{i,i}K_{i,i}^*}{\omega_{i,i}}$$

Unter Berücksichtigung aller Frequenzgänge können letztendlich die fehlenden Parameter für die Modalkoordinaten q und die Modalmatrix Φ ermittelt werden.

Für die in dieser Veröffentlichung durchgeführte experimentelle Modalanalyse wurde die Vibration Analysis Toolbox in MATLAB/SIMULINK genutzt. Die Analyse endet mit der Ermittlung der Frequenzen und Dämpfungen der einzelnen Strukturmoden. Diese Parameter stellen für den letztendlich durchgeführten Vergleich mit den Ergebnissen einer hochpräzisen Messanlage die relevanten Größen dar.

3 STANDSCHWINGVERSUCHE MIT DEM FLUGVERSUCHSTRÄGER G-FLIGHTS DIMONA

Zur Durchführung der experimentellen Modalanalyse wurden an der TU BERLIN Standschwingversuche mit dem Flugversuchsträger G-Flights Dimona der TU HAMBURG durchgeführt. Um die zu ermittelnden Modalparameter und damit die Möglichkeit der experimentellen Modalanalyse mit Hilfe von Low-Cost Sensoren validieren zu können, wurde seitens der TU BERLIN parallel hochpräzise Messtechnik eingesetzt. Die aufgenommenen Messdaten wurden ebenfalls zur Modalanalyse für die spätere Validierung verwendet.

3.1 Der Flugversuchsträger G-Flights Dimona

Im Rahmen des LuFo V.2 Programms wird der skalierte Flugversuchsträger G-Flights Dimona (s. BILD 1) zur Untersuchung von Problemstellungen im Bereich der Lastenregelung eingesetzt.



BILD 1: Skalierter Flugversuchsträger G-Flights Dimona

Hierbei handelt es sich um ein Modell einer HK36 Super Dimona im Maßstab 1:3 mit elektrischem Propellerantrieb und einer steuerbaren Bugradkonfiguration. Ein besonderes Merkmal des Flugversuchsträgers ist die eigenkonstruierte flexible Flügelstruktur in Holm-Rippenbauweise, welche über die Spannweite verteilt mit Dehnungsmessstreifen und IMUs zur messtechnischen Erfassung der Strukturbeanspruchungen und -dynamiken ausgestattet ist. Des Weiteren sind je Flügelseite vier Hinterkantenklappen (zwei Querruder und zwei Flaperons) integriert worden, die sowohl zur Steuerung als auch zur aktiven Lastenregelung eingesetzt werden. Weitere Kenngrößen des Flugversuchsträgers sind in TAB 1 aufgelistet.

Kenngröße	Wert/Anzahl
Spannweite	5404 mm
Flügelfläche	168,28 dm ²
Steuerflächen	1 Seitenruder 2 Höhenruder 4 Querruder 4 Flaperons
Gesamtlänge	2400 mm
Gesamtmasse	24,9 kg

TAB 1: Kenngrößen der G-Flights Dimona

Zur Untersuchung verschiedener Problemstellungen ist der Flugversuchsträger mit einer umfangreichen Messtechnik ausgestattet (s. BILD 2).

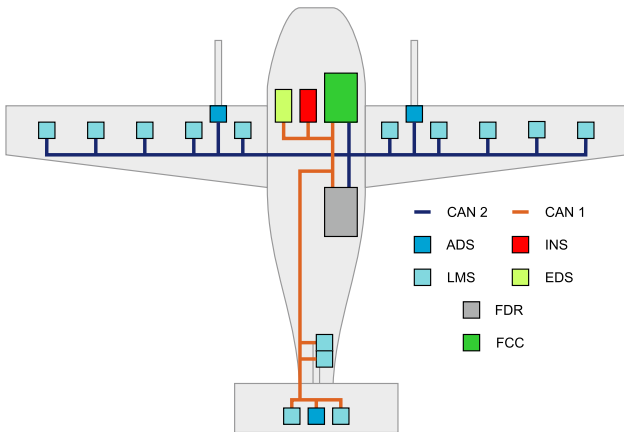


BILD 2: Avionik-Architektur der G-Flights Dimona

So verfügt die G-Flights Dimona über drei Luftdatensysteme (ADS) zur Messung des Anstellwinkels α , des Schiebewinkels β und der wahren Fluggeschwindigkeit V_{TAS} , 14 Lastmesssysteme (LMS) zur Erfassung der Strukturbeanspruchungen und -dynamiken, eine hochpräzise, DGPS-gestützte Navigationsplattform (INS) und ein Antriebsdatensystem (EDS). Die Kommunikation der Messsysteme mit dem Flugsteuerungsrechner (FCC, dSPACE MicroAutoBox II) und dem Flugdatenrecorder (FDR, KWS Quadras GX mit Xenomai-OS) erfolgt via CAN.

Zur messtechnischen Erfassung der Struktur-dynamik in Form von Beschleunigungen und Drehraten ist die G-Flights Dimona mit IMU-Chips vom Typ MPU-6050 des Herstellers Drotek ausgestattet. Das Auslesen der Sensordaten erfolgt über ein eigenkonstruiertes Loads Measurement System Board, welches die Daten wiederum auf dem CAN-Bus mit einer Frequenz $f_{LMS} = 100$ Hz bereitstellt. Für Lastenregelsystemen ist vor allem die Dynamik der Flügel- und Leitwerkstrukturen von großem Interesse, so dass sich die Positionierung der Sensorik auf diese Bereiche konzentriert. In der Flügelstruktur sind je Seite fünf IMUs auf dem Hauptholm und vier IMUs in den Hinterkantenklappen integriert. Im Höhenleitwerk befinden sich jeweils zwei IMUs auf dem Hauptholm und innerhalb der Höhenruder. Des Weiteren sind im oberen und unteren Bereich des Seitenleitwerks zwei IMUs verbaut (s. BILD 3). Zur Positionierung der Sensoren wurden im Vorfeld Studien durchgeführt, um eine Positionierung in Schwingungsknoten zu vermeiden.

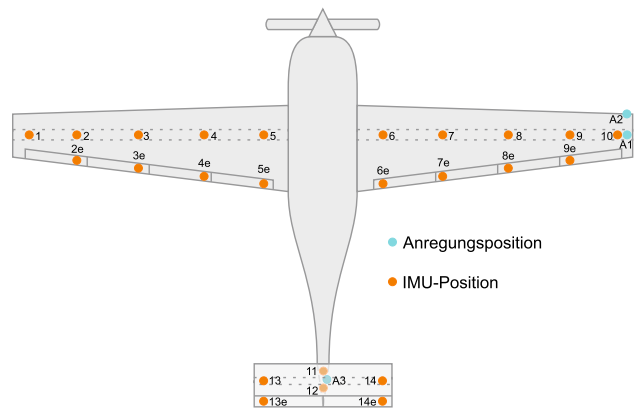


BILD 3: IMU-Positionen in der G-Flights Dimona

Die in BILD 3 angegebenen Nummern beziehen sich auf das zugehörige LMS-Board, an dem die Sensoren angebunden sind. Des Weiteren sind im Bild die Anregungspositionen für die Standschwingversuche angegeben.

3.2 Aufbau und Durchführung der Standschwingversuche

Für die Durchführung der Standschwingversuche wurde die G-Flights Dimona mit Hilfe von Gummiseilen mit niedriger Eigenfrequenz zur Entkopplung der Starrkörper-Eigenformen von den Shaker-Eigenformen, BILD 4 entsprechend, aufgehängt.



BILD 4: Aufhängung der G-Flights Dimona während der Standschwingversuche

Zur Ermittlung der strukturdynamischen Eigenschaften wurde die Struktur zum einen mit Hilfe

eines Hammers und zum anderen mittels Shaker angeregt. Zur Erfassung der Anregungsdaten sowie zur Bewertung der Ergebnisse wurde das Experimentalsystem der TECHNISCHE UNIVERSITÄT BERLIN in den Versuchsaufbau integriert. Hierzu zählen die Beschleunigungssensoren vom Typ M352C65 der Firma PCB Piezotronics, der LMS Scadas Recorder, der Hammer vom Typ 086C01 der Firma PCB Piezotronics sowie der Shaker vom Typ K2007E01 SmartShaker des Herstellers The Modal Shop (s. BILD 5).



BILD 5: LMS-Messanlage: Hammer (o.li.), Shaker (o.re.), Beschleunigungssensor (u.li.) und LMS Scadas Recorder (u.re.)

Während der ersten Versuchsreihen wurde die Flugzeugstruktur nacheinander in mehreren Messungen auf der rechten Flügelspitze (Anregungsposition A1 in z_f -Richtung), an der rechten Flügelspitzenvorderkante (Anregungsposition A2 in negative x_f -Richtung) und im oberen Bereich des Seitenleitwerks (Anregungsposition A3 in negative y_f -Richtung) mit dem Hammer angeregt.

In der letzten Versuchsreihe wurde die Flugzeugstruktur in mehreren Messungen im Fahrwerksbereich (Anregungsposition A4 in z_f -Richtung) mit Hilfe des Shakers angeregt.

Die Aufzeichnung der Sensordaten erfolgte auf dem LMS Scadas Recorder mit einer Frequenz $f = 400$ Hz und flugzeugseitig auf dem Flugdatenrecorder entsprechend der Sendefrequenz $f_{LMS} = 100$ Hz der Lastmesssysteme.

4 MODALANALYSE DER G-FLIGHTS DIMONA

Basierend auf den in Abschnitt 3 erläuterten Standschwingversuchen soll in diesem Abschnitt die Modalanalyse der G-Flights Dimona betrachtet werden. Hierbei werden zunächst die Modalparameter der Flugzeugstruktur auf Basis der Low-Cost Sensordaten der Hammerschlagversuche unter Verwendung der Vibration Analysis Toolbox in MATLAB/SIMULINK bestimmt und im Anschluss mit den Ergebnissen aus der Modalanalyse der Flugzeugstruktur unter Verwendung des hochpräzisen Experimentalsystems der TU BERLIN verglichen. Aufgrund der zeitlich nicht synchronisierten Aufzeichnungen von Anregung und Antwort konnte unter Verwendung der Low-Cost Sensoren keine Modalanalyse auf Basis der Shaker-Versuche durchgeführt werden, so dass sich die Analyse lediglich auf die Hammerschlagversuche begrenzt. Für den Vergleich werden die Ergebnisse des hochpräzisen Messsystems herangezogen, dessen Parameter auf der Analyse der Shaker-Versuche beruhen. Den Abschluss dieses Abschnitts bildet die Bewertung der Ergebnisse sowie die Einschätzung der Möglichkeit einer experimentellen Modalanalyse mit Hilfe von Low-Cost Sensoren.

4.1 Ermittlung der Modalparameter

Zur Ermittlung der Modalparameter werden die in Abschnitt 3.2 aufgezeichneten Messdaten des LMS Scadas Recorders (Kraftdaten) und des Flugdatenrecorders (Beschleunigungsdaten) herangezogen. Hierzu wurden zunächst die Beschleunigungsdaten für jede Messung bezüglich eines definierten Zeitintervalls Δt geschnitten. Aufgrund der zeitlich nicht synchronisierten Aufzeichnungen der Anregungs- und Antwortsignale wurden daraufhin synthetische Dirac-Impulssignale entsprechend der LMS Scadas Recorderdaten für die Anregung erzeugt. Im letzten Schritt der Datenaufbereitung wurden die geschnittenen Daten mehrerer Messreihen kombiniert (s. exemplarisch für Messstelle 10 BILD 6).

Bei Betrachtung des Zeitsignals der Antwortsignale fällt auf, dass die Maxima zum Teil unterschiedliche Vorzeichen aufweisen. Dies ist damit zu begründen, dass die IMUs mit einer zu niedri-

gen Abtastrate ausgelesen werden, wodurch die realen Maxima nicht detektiert werden.

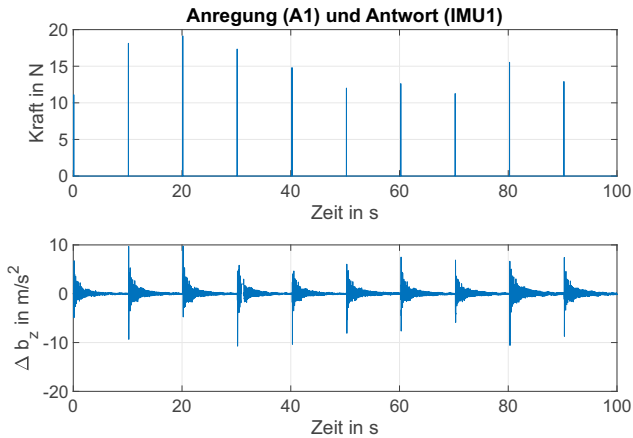


BILD 6: Kombinierte Zeitsignale des Kraft- und Beschleunigungssensors (IMU1)

Im nächsten Schritt wird der Frequenzgang aller Beschleunigungsdaten bezogen auf die Anregungsdaten betrachtet (s. BILD 7).

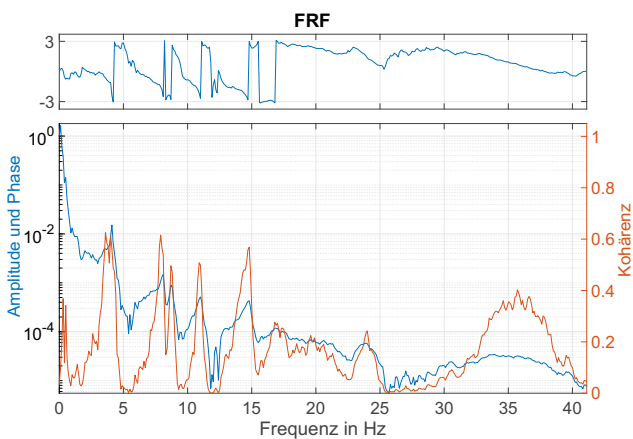


BILD 7: Frequenzgang für z-Beschleunigung an Messstelle 10 (LMS10)

Wie BILD 7 zu entnehmen ist, sind im Frequenzgang im Frequenzbereich $f < 25$ Hz zum Teil deutliche Resonanzen zu erkennen. Da die Frequenzen jedoch recht Nahe beieinander liegen, erscheint die Ermittlung der Modalparameter mit Hilfe der Peak-Picking Methode als nicht praktikabel. Daher werden die Modalparameter im Folgenden unter Anwendung des LSCE-Algorithmus bestimmt.

Im ersten Schritt wird mit Hilfe des zuvor genannten Algorithmus zunächst das Stabilitätsdiagramm unter Einbeziehung aller Anregungen und

antworten erstellt, welches in BILD 8 zu sehen ist.

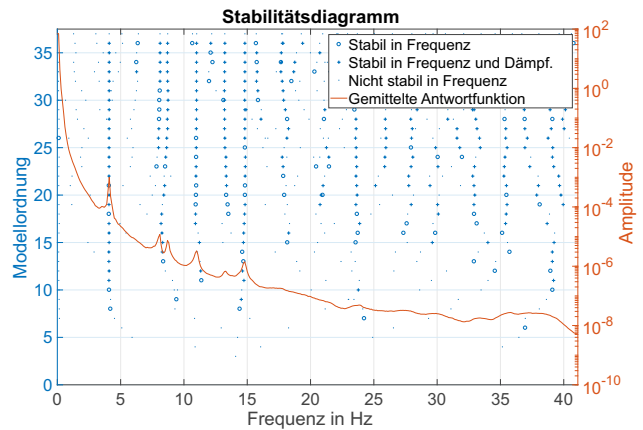


BILD 8: Stabilitätsdiagramm unter Einbeziehung aller Anregungen und Antworten

Wie BILD 8 zu entnehmen ist, gibt es im Frequenzbereich $f = 3...15$ Hz deutliche Ausprägungen im Hinblick auf strukturelle Eigenfrequenzen. Eine eindeutige Zuordnung der Frequenzen zu definierten Modenformen einzelner Strukturbaugruppen ist jedoch in diesem Fall nicht möglich. Daher werden im nächsten Schritt die Flügel- und Leitwerksstrukturen in Kombination der einzelnen Anregungsposition (A1 bis A3) getrennt von einander betrachtet, so dass definierte Frequenzen bestimmten Baugruppen und schließlich bestimmten Modenformen zugeordnet werden können (s. BILD 9).

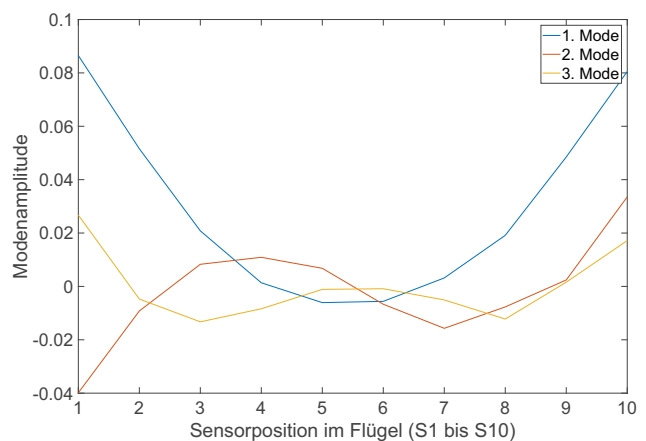


BILD 9: Biegemoden der Flügelstruktur

Das Ergebnis der experimentellen Modalanalyse ist in TAB 2 dargestellt.

Modenform	Frequenz	Dämpfung
1. sym. FB	4,09 Hz	1,94 %
1. antim. FB	8,74 Hz	2,60 %
1. SLWB	10,93 Hz	2,59 %
1. sym. FS	13,23 Hz	1,64 %
2. sym. FB	14,77 Hz	1,35 %
1. HLWB	17,93 Hz	4,63 %
1. antim. FT	25,85 Hz	3,36 %

TAB 2: Identifizierte Moden der G-Flights Dimona

Es konnten insgesamt drei Flügelbiegemoden (FB), eine Seitenleitwerksbiegemode (SLWB), eine Höhenleitwerksbiegemode (HLWB), eine Flügelschwenkmode (FS) und eine Flügeltorsionsmode (FT) identifiziert werden.

4.2 Vergleich und Bewertung der Ergebnisse

Zur Validierung der Möglichkeit einer Modalanalyse mit Hilfe von Low-Cost Sensoren sowie zur Bewertung der Ergebnisse wurde seitens der TU BERLIN parallel eine Modalanalyse, basierend auf den aufgezeichneten Daten des LMS Scadas Recorders zu den Shaker-Versuchen, durchgeführt. Die Ergebnisse sind in TAB 3 dargestellt.

Modenform	Frequenz	Dämpfung
1. sym. FB	3,96 Hz	0,85 %
1. antim. FB	8,63 Hz	1,38 %
1. SLWB	11,13 Hz	1,24 %
1. sym. FS	13,21 Hz	1,83 %
2. sym. FB	14,58 Hz	1,79 %
1. HLWB	17,22 Hz	2,76 %
1. ADS1B	23,17 Hz	2,03 %
1. ADS2B	23,59 Hz	2,43 %
1. antim. FT	25,96 Hz	1,91 %

TAB 3: Identifizierte Moden der G-Flights Dimona unter Verwendung hochpräziser Shaker-Versuchsdaten

Zusätzlich zu den bereits bekannten Moden wurden durch Anbringung von Beschleunigungssensoren an den Luftdatenmasten die ersten Biegemoden der beiden Flügelluftdatenmasten (ADS1B und ADS2B) ermittelt.

Für den Vergleich der Ergebnisse werden die Frequenzen und Dämpfungen aus TAB 2 und TAB 3

mit Ausnahme der Moden für die Luftdatenmasten miteinander verglichen. Die Abweichungen sind in TAB 4 dargestellt.

Modenform	Δf abs (%)	ΔD
1. sym. FB	0,13 Hz (3,3 %)	1,09 %
1. antim. FB	0,11 Hz (1,3 %)	1,22 %
1. SLWB	-0,2 Hz (-1,8 %)	1,35 %
1. sym. FS	0,02 Hz (0,2 %)	-0,19 %
2. sym. FB	0,19 Hz (1,3 %)	-0,44 %
1. HLWB	0,71 Hz (4,1 %)	1,87 %
1. antim. FT	-0,11 Hz (-0,4 %)	1,45 %

TAB 4: Abweichungen der Modalparameter

Wie TAB 4 entnommen werden kann, stimmen die Frequenzen der einzelnen Moden zum Teil sehr gut (s. 1. sym. FS oder 1. antim. FT) überein, wird jedoch die erste Biegemode des Höhenleitwerks betrachtet, so ist die Abweichung im Vergleich mit den anderen Moden mit $\Delta f = 0,71$ Hz relativ hoch. Werden die Abweichungen in der Dämpfung betrachtet, so ist schnell ersichtlich, dass die Dämpfungen aus der Modalanalyse der Hammerschlagdaten überwiegend deutlich höher als die der Modalanalyse der Shakerdaten sind. Dieser Unterschied kann darauf zurückgeführt werden, dass die Sensoren der G-Flights Dimona mit $f = 100$ Hz abgetastet werden, was unter Umständen dazu führt, dass gerade der Zeitpunkt der Anregung beim Auslesen der Sensoren nicht getroffen wird. Dies ist zum Teil in den Zeitschrieben der Sensordaten zu sehen.

Insgesamt betrachtet, liefert die Modalanalyse der Low-Cost Sensordaten gute Ergebnisse für den betrachteten Anwendungsfall. Während des Analyseprozesses wurde deutlich, dass sich die strukturellen Eigenbewegungsformen im Frequenzbereich $f = 3 \dots 15$ Hz anhand von Frequenzgang-Diagrammen sehr gut erkennen ließen. Durch die getrennte Betrachtung verschiedener Baugruppen und getrennten Anregungen war es erst möglich alle möglichen Moden zu identifizieren und den Strukturbaugruppen gezielt zuzuordnen. Man muss jedoch erwähnen, dass aufgrund der Sensoranzahl in den Leitwerkstrukturen prinzipbedingt keine Mode höherer Ordnung in diesen Bereichen detektiert werden konnte.

5 FAZIT

Anhand dieser Veröffentlichung wurde gezeigt, dass die Modalparameter des skalierten Flugversuchsträgers G-Flights Dimona mit Hilfe von Low-Cost Sensoren mit guter Genauigkeit ermittelt werden können. Es wurde deutlich, dass es einen Frequenzbereich gibt, in dem Resonanzen in der Struktur gut zu erkennen sind, über diesen Frequenzbereich hinaus jedoch eine Identifikation schon schwieriger erscheint. Dies kann zum einen auf strukturbedingte Ursachen zurückgeführt werden, in dem weitere Moden durch Reibungsverluste nicht mehr identifiziert werden können. Zum anderen können aber auch eine Unterabtastung oder der Sensor selbst dazu führen, dass höherfrequente Moden nicht mehr detektiert werden.

Sofern eine Modalanalyse basierend auf einem Shaker-Versuch durchgeführt werden soll, muss zwingend darauf geachtet werden, dass die Sensordaten aus Anregung und Antwort zeitlich synchronisiert aufgezeichnet werden. Andernfalls ist es nicht möglich plausible Werte für die Modalparameter zu identifizieren.

Wie der vorliegende Artikel gezeigt hat, ist es möglich, die strukturdynamischen Vorgänge in der Struktur der G-Flights Dimona mit der integrierten Low-Cost Sensorik messtechnisch zu erfassen. Daher wird dieses Messsystem im Rahmen des G-Flights Projekts auch weiterhin genutzt, um die Lasten während des Flugs bestimmen und kontrollieren zu können.

Hintergrund

Die vorliegende Veröffentlichung ist im Rahmen des Luftfahrtforschungsprojekts (LuFo V 2nd Call) G-Flights - Geregeltcs Fliegen mit geschätzten Lasten entstanden. Das vom Bundesministerium für Wirtschaft und Energie geförderte Projekt (Projektkennung: 20Q1515B) wird im Verbund mit IBK Innovation GmbH & Co.KG durchgeführt.



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

Literatur

- [1] *Application of a Fast-Stabilizing Frequency Domain Parameter Estimation Method*. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 1984, pp. 34–38.
- [2] A. Brandt. *Noise and Vibration Analysis: Signal Analysis and Experimental Procedures*. Chichester, UK: John Wiley & Sons, 2011.
- [3] D. Dinkler. *Einführung in die Strukturdynamik*. Springer Vieweg, 2016.
- [4] R. Freymann. *Strukturdynamik: Ein anwendungsorientiertes Lehrbuch*. Springer, 2011.
- [5] Z.-F. Fu and J. He. *Modal analysis*. Butterworth-Heinemann, 2001.
- [6] R. Gasch, K. Knothe, and R. Liebich. *Strukturdynamik: Diskrete Systeme und Kontinua*. Springer, 2012.
- [7] *Aircraft Ground Vibration Testing at ONERA*. AerospaceLab, 2016.
- [8] *Operational modal analysis approach based on multivariable transmissibility with different transferring outputs*. Elsevier Ltd., 2015, pp. 90–105.
- [9] P. Guillaume et al. "Frequency-domain system identification techniques for experimental and operational modal analysis". In: (2003).
- [10] D.-I. J. Kokavec. "Modalanalyse". In: *Messtechnik der Akustik*. Springer, 2009, pp. 499–535.
- [11] H. Vold, J. Crowley, and G. Rocklin. "NEW WAYS OF ESTIMATING FREQUENCY RESPONSE FUNCTIONS." In: 18 (Nov. 1984), pp. 34–38.