

HALO- FLUGTEST MIT INSTRUMENTIERTEN AUSSENLASTEN FÜR AEROELASTIK UND LASTMESSUNGEN IM DLR PROJEKT ILOADS

J. Sinske¹, Y. Govers¹, V. Handoyo¹, W. R. Krüger¹

¹Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt. (DLR), Institut für Aeroelastik, Göttingen, Deutschland

Zusammenfassung

Das DLR- Forschungsflugzeug HALO (High Altitude and Long Range Research Aircraft) kann an unterschiedlichen Flügelpositionen mit Außenlasten bestückt werden, um wissenschaftliche Instrumente für die Atmosphärenforschung zu transportieren. Dabei kann der PMS (Particle Measurement System) Carrier drei Instrumente gleichzeitig pro Flügel mitnehmen.

Jede Modifikation am Flugzeug muss sowohl numerisch wie auch experimentell untersucht werden, um die strukturelle Integrität des Flugzeugs in allen Flugzuständen zu garantieren. Last- und Flatteranalysen können mit Flugtestdaten validiert werden. Für einen Flugtest müssen das Flugzeug und die Außenlasten mit Beschleunigungs- und Dehnungssensoren bestückt werden. Um Flugtestzeit reduzieren zu können müssen schnelle Entscheidungen während des Tests getroffen werden.

Das DLR- Institut für Aeroelastik in Göttingen hat ein Echtzeitverfahren zur Analyse der modalen Parameter entwickelt, das mit den HALO- Flügen getestet wurde. Eine besonders schnelle Interaktion zwischen Messanlage und Software erlaubt auch eine instantane Analyse der Lasten im Flug.

Die Abteilungen Lastanalyse und Entwurf sowie Strukturmechanik und Aeroelastische Systemidentifikation haben die neu entwickelten Verfahren in 14 Flugstunden auf dem HALO getestet. Dabei wurde die Installation des HALO und seinen Außenlasten mit 51 Beschleunigungssensoren und 16 DMS-Brücken mit 3 vernetzten Messanlagenbausteinen aufgenommen. Die Daten wurden online auf mehrere Rechner verteilt um Last- und aeroelastische Analysen gleichzeitig im Flug durchführen zu können.

1. EINFÜHRUNG

Flugzeugprototypen und große Modifikationen an Luftfahrzeugen müssen in Flugschwingungsversuchen erprobt werden. Dabei müssen die strukturellen Eigenschaften des Flugzeugs unter verschiedenen Flugzuständen (Flughöhe und Geschwindigkeit) in Form von Eigenfrequenz, Dämpfung und Eigenform identifiziert werden. Ähnlich wie im Standschwingversuch [1] werden im herkömmlichen Flugschwingversuch gezielt Kräfte mit den Steuerflächen in die Struktur geleitet z.B. über Gleitsinus Erregung. Nicht immer bieten Flugzeuge die Möglichkeit zur definierten Bewegung der Steuerung über ein Electronic Flight Control System (EFCS) oder eine Fly By Wire (FBW) Steuerung.

Im Rahmen der iLOADS [2] Flugversuchskampagne wurden nun erstmals vom DLR Operationelle-Modalanalyse (OMA) Methoden für den Flugschwingungsversuch und Verfahren für die Lastenermittlung im Flug erprobt. OMA auch Output-Only Modalanalyse genannt bietet die Möglichkeit bei Annahme von stochastischen Erregungen direkt und ohne Kenntnis der Erregerkräfte die modalen Parameter (Eigenfrequenz, -form und Dämpfung) zu identifizieren. Die sehr rechenintensiven Verfahren wurden in den vergangenen Jahren vom DLR Institut für Aeroelastik soweit optimiert, dass sie quasi Echtzeitfähigkeit erreicht haben vgl. [3].

Für den iLOADS Flugtest (vgl. BILD 1) musste zunächst eine entsprechende Flugtestinstrumentierung (FTI) geplant werden. Diese FTI umfasste die Sensoren mit der nötigen Verkabelung, einer geeigneten Messanlage sowie einem Datenerfassungs-PC und vier damit vernetzten Analyse-PCs um die gemessenen Zeitsignale schnell und

effizient bereits im Flug auswerten zu können. Zum schnellen Analysieren der Messdaten kam erstmalig die vom DLR Institut für Aeroelastik entwickelte Online Monitoring Software im Flugversuch zum Einsatz. Diese bereits im Labor und im Windkanal eingesetzte OMA Methode, sollte auf ihre Flugversuchstauglichkeit an großen Flugzeugstrukturen hin untersucht werden. Während der fünf Flüge umfassenden Flugtestkampagne wurden mehrere Formen der Schwingungsanregung getestet, um geeignete Anregungen für die erprobte Analysemethoden zu qualifizieren. Der zweite Teil der Flugtestkampagne bestand aus dem Nachfliegen von Lastenmanövern um auftretende Lasten zwischen Außenlasten und Flügeln aufzunehmen und mit den Simulationsmodellen zu validieren.



BILD 1. HALO im Flugversuch mit Außenlasten

Die Flugversuchsdurchführung umfasste insgesamt fünf Flüge mit einer Flugzeit von je 90-180 Minuten und einer gesamten Flugzeit von ca. 14 Stunden. Die Flüge eins, drei, vier und fünf beschäftigten sich vor allem mit der

Schwingungsanalyse im Flug. Beim zweiten Flug lag der Fokus auf der Lastenmessung, bei der Lastenmanöver, wie u.a. Roll- und Pull-Up-Manöver, auf sieben verschiedenen Flughöhen und je drei Fluggeschwindigkeiten geflogen wurden. Bei den Flügen für den Flugschwingungsversuch sind ebenfalls mehrere Flughöhen mit unterschiedlichen Geschwindigkeiten angefliegen worden, um die Änderung des Schwingungsverhaltens des Flugzeuges über Änderungen der beiden Parameter zu erfassen. An den einzelnen Messpunkten wurden Fluggeschwindigkeit und Flughöhe für je ca. fünf Minuten konstant gehalten. Während dieser Zeit lieferte das automatische OMA-Verfahren quasi in Echtzeit Ergebnisse, sodass die Änderung des Schwingungsverhaltens am neuen erfassten Messpunkt unmittelbar zur Verfügung stand. Ein typisches Flugprofil ist im BILD 2 zu sehen. Die blaue Kurve stellt das abgeflogene Höhenprofil dar, die rote die Geschwindigkeitsänderungen. Die ebenfalls dargestellten Beschleunigungssignale verdeutlichen die unterschiedlichen Anregungsniveaus, z.B. durch Ausfahren der Spoiler, Impulseingaben über die Steuerflächen oder z.B. dem Start am Anfang des Zeitschriebs.

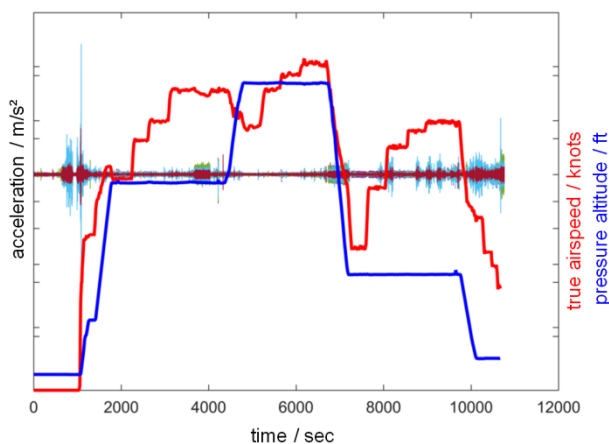


BILD 2. Flugprofil mit Flughöhe (blau), Flugeschwindigkeit (rot) und Beschleunigungsniveaus

2. FLUGTESTINSTRUMENTIERUNG

Die für diesen Flugversuch größtenteils neu zu entwickelnde und zu beschaffende Flugtestinstrumentierung umfasst Sensorik bestehend aus Beschleunigungssensoren und Dehnungsmessstreifen (DMS) mit entsprechender Verkabelung in Verbindung mit einer kompakten und robusten National Instruments-cDAQ Messanlage, welche im Vorfeld erfolgreich für die hohen Anforderungen im Flugversuch qualifiziert werden konnte. Die von der Messanlage gemessenen Zeitdaten werden von einem Datenerfassungs-PC gespeichert sowie in einem Datennetzwerk an die Analyse-PCs weiterverteilt.

Eine Anforderung an die zu beschaffende Anlage war zudem eine Unterbringung in den Außenlasten, die einen Zylinder von 15cm Durchmesser aufnehmen können. Ein Vorteil der Unterbringung im PMS-Carrier sind zudem die bereits vorhandenen Netzwerkanschlüsse zur Weiterleitung der Daten in den Rumpf sowie die zur Versorgung der Analgenbausteine vorhandenen Stromanschlüsse.



BILD 3. Mess- und Analyseketten im HALO vom Beschleunigungssensor (u.r.) über die NI-Messanlagen (u.l.) und dem Datenerfassungs-PC (o.l.) in der Kabine bis zu den Analyse-PCs für die Online Modalanalyse (o.r.)

2.1. Sensorpositionen

Für den Flugversuch waren HALO und die montierten PMS-Carrier mit insgesamt 67 Sensoren instrumentiert, davon 51 piezoelektrische Beschleunigungssensoren (vgl. BILD 4) für den Flugschwingungsversuch und 16 DMS-Vollbrücken für die Ermittlung von Lasten im Flug.

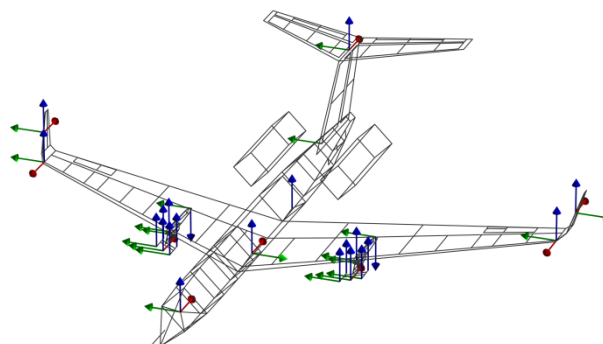


BILD 4. Sensorplan Beschleunigungssensoren

Die Beschleunigungssensoren wurden konzentriert an den PMS-Carrier positioniert, um das lokale Schwingungsverhalten von den Außenlasten genau auflösen zu können, weiterhin am Flügel, Rumpf und Leitwerk um das Schwingungsverhalten des gesamten Flugzeugs analysieren zu können. Die 16 DMS-Brücken waren am Hanger Beam dem Träger zwischen PMS-Carrier und Flügel appliziert, um die Lasten vom PMS-Carrier auf die Befestigungspunkte am Flügel zu ermitteln.

2.2. Verteilte Messanlage und Datennetz

Im Flugzeug wurde für den Flugversuch eine verteilte Messanlage (vgl. BILD 5) aufgebaut, welche aus drei einzelnen Messanlagenbausteinen bestand. Eines der drei Messanlagen-Chassis (NI-cDAQ Master) war in der Druckkabine des Flugzeugrumpfes untergebracht, die anderen beiden Messanlagenbausteine (NI cDAQ Slave 1 und 2) jeweils links und rechts unter den Flügeln in den Außenlasten. Die beiden Slave-Chassis mussten nur mit je zwei Ethernetleitungen zur Synchronisierung und Übertragung der digitalisierten Messdaten mit dem

Master-Chassis im Rumpf verbunden werden. Dieser Aufbau der Messanlage reduzierte die Länge der analogen Signalführung erheblich und führte zu einer geringen Störanfälligkeit durch zum Beispiel Funksignale oder die Bordelektronik. Ein weiterer Vorteil war die deutliche Verringerung des Installationsaufwandes während der zeitlich begrenzten Einbauphase vor dem Flugversuch.

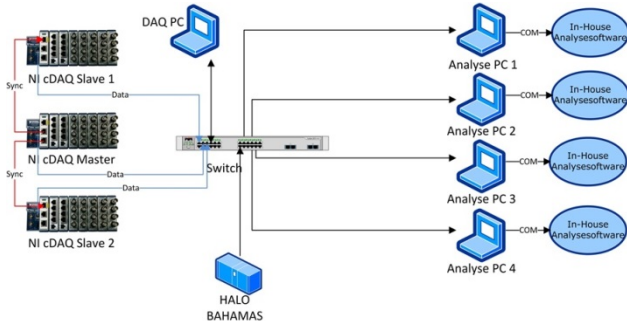


BILD 5. Datennetz zur online Verteilung der Messdaten an die Analyse PCs

Die von allen drei Chassis gemessenen Zeitdaten der Sensoren wurden am Datenerfassungs-PC (DAQ PC) aufgezeichnet und dort zur Kontrolle dargestellt. Ebenso wurden mit den Zeitdaten der Sensoren auch Flugparameter (Flughöhe, Fluggeschwindigkeit, Lagewinkel,...) von der Basismessanlage (BAHAMAS) des HALO mit gespeichert. Vom DAQ-PC werden die Daten direkt in ein Netzwerk gespeist, sodass auf mehreren Analyse-PCs gleichzeitig quasi in Echtzeit Modalanalyse und Lastenermittlung betrieben werden kann.

3. FLUGSCHWINGUNGSVERSUCH

Das grundsätzliche Vorgehen während der Flugschwingungsversuche, welches in den Flügen eins, drei, vier und fünf stattfand war, dass auf eine definierte Flughöhe gegangen wurde und diese dann mit mehreren Fluggeschwindigkeiten für eine konstante Zeit abgeflogen wurde. Diese Prozedur ist z.B. im Flugprofil von Flug 1 (BILD 2) dargestellt. Hier wurde auf der ersten Flughöhe (blaue Kurve) bei 27.000ft mit einer Fluggeschwindigkeit (rote Kurve) von Mach 0,55 begonnen und dieser Flugzustand dann über ca. fünf Minuten konstant gehalten. Während dieses stabilen Flugzustands wurden die gemessenen Beschleunigungssignale mit dem Online Monitoring-Verfahren modal ausgewertet und die Ergebnisse für diesen Messpunkt in der Datenbank abgelegt. Danach wurden nach dem gleichen Prinzip drei weitere Geschwindigkeiten (bis Mach 0,82) auf dieser Höhe abgeflogen, ausgewertet und die Datenbank mit den weiteren Messpunkten gefüllt. Anschließend wurde das Vorgehen auf Flughöhen 40.000ft und 12.000ft wiederholt. Schon während des Fluges konnten die Ergebnisse aus Datenbank abgerufen werden und die Änderung des Schwingungsverhaltens über z.B. über Fluggeschwindigkeit oder Flughöhe dargestellt und analysiert werden. In den folgenden drei Flugschwingungsversuchen wurden weitere Fluggeschwindigkeiten und -höhen geflogen und somit eine immer feinere Testmatrix über den gesamten zugelassenen Flugbereich des Flugzeuges aufgestellt.

3.1. Taxi Vibration Test

Vor dem ersten Flug diente ein Taxi Vibration Test (TVT) [4-7] zur Überprüfung der installierten Sensorik und Messanlagen unter Betriebsbedingungen. Das TVT Verfahren wurde vom Institut für Aeroelastik entwickelt und schon mehrfach an Flugzeugen angewendet, wie in BILD 6 gezeigt.



BILD 6. ATRA Taxi Vibration Test, Manching 2009

Die TVT Methode liefert durch einfaches Ziehen mit konstanter Geschwindigkeit z.B. 5, 10 oder 15 km/h über Start- und Landebahn oder Taxiway genug Amplitude auf den installierten Beschleunigungssensoren, sodass Output-Only Modalanalyseverfahren in der Lage sind Eigenfrequenz, Dämpfung und Eigenform der Struktur zu identifizieren.

Das Flugtest Setup kann somit ohne aufwändigen Standschwingversuch überprüft und zudem eine modale Referenzdatenbasis geschaffen werden.

Beim TVT werden wie auch im Flug kontinuierlich Zeitdaten gemessen. Vorzugsweise erfolgt die Messung mit konstanter Geschwindigkeit um das Anregungsniveau über einen längeren Zeitraum konstant zu halten.

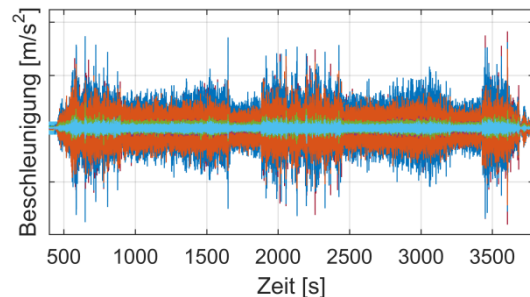


BILD 7. Beschleunigungsverläufe im TVT, HALO 2016

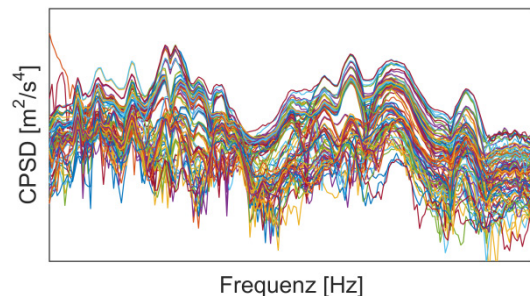


BILD 8. Kreuzleistungsspektren TVT, HALO 2016

Aus den Zeitdaten werden nicht wie üblich Frequenzgänge berechnet, sondern Kreuzleistungsspektren (siehe BILD 8) aus denen dann die Moden durch geschicktes Auswählen der Referenzsensoren identifiziert

werden können.

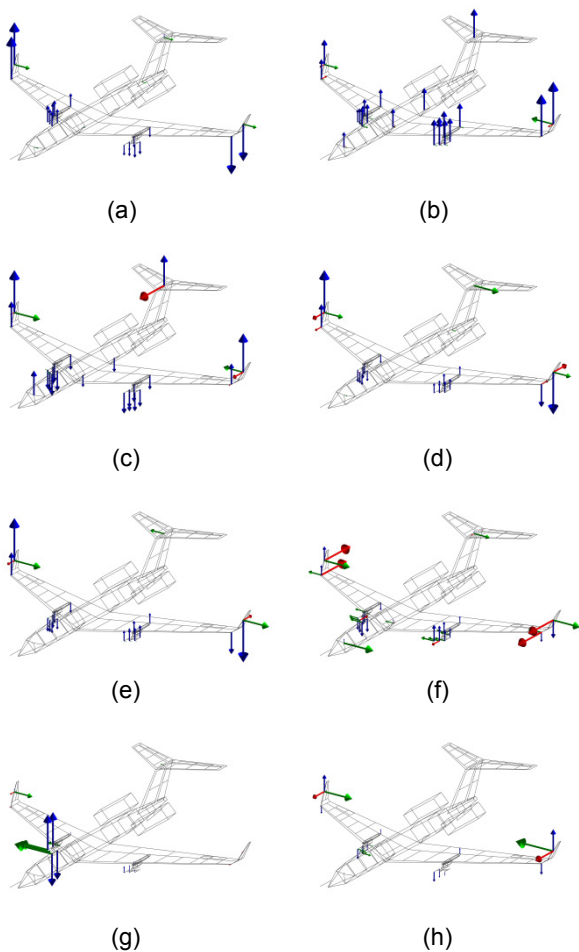


BILD 9. identifizierte Moden aus dem TVT

Eine Auswahl der im Taxi Vibration Test identifizierten Eigenformen ist in BILD 9 dargestellt. Die Auswahl beinhaltet Starrkörpermoden (a,b) und symmetrische (c) wie antisymmetrische elastische Moden (d-f) und auch lokale Moden (g,h). Unsymmetrische Moden werden z.B. für die angebrachten PMS-Carrier identifiziert (g).

3.2. Automatische Modalanalyse im Flug

Ein wesentlicher Bestandteil der Flugtestkampagne war die Erprobung des automatischen Output-Only Modalanalyseverfahrens in Echtzeit.

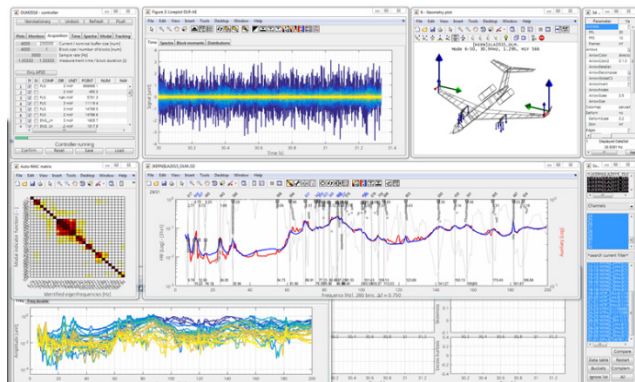


BILD 10. GUI der Modalanalyse-Software mit generischen Daten

Die Oberfläche der genutzten Software ist in BILD 10 dargestellt. Die Software ist in der Lage in 3 Sekunden die für die Auswertung des TVT's notwendigen Arbeitsschritte auszuführen. Dabei findet die Selektion der Moden automatisch statt. Die identifizierten Modaldatensätze werden in eine Datenbank geschrieben, zusammen mit diversen Flugzeugparametern, die aus dem BUS-System ausgelesen werden. So können schon online im Flug Änderungen der Frequenz und Dämpfung über Flughöhe und Machzahl dargestellt und interpretiert werden. Frequenz und Dämpfung müssen dabei eindeutig einem Mode zugeordnet werden. Die Einordnung der Werte erfolgt automatisiert über den MACXP-Wert [8]. Somit ist gewährleistet, dass beobachtete Änderungen auch vom „selben“ Mode stammen.

Der hohe Rechenaufwand konnte auf Core-i7 Laptops bewältigt werden. Für die Analyse der Daten standen mit dem gewählten FTI Setup 3 Rechner parallel zur Verfügung, so dass unterschiedliche Einstellungen benutzt werden konnten.

3.3. Test verschiedener Anregungen im Flug

Während der Flugschwingungsversuche wurden verschiedene Arten der Schwingungsanregung der Flugzeugstruktur getestet. Hierbei sollte ermittelt werden, welche Art der Anregung sich besonders für das Output-Only- Modalanalyseverfahren eignet. Die Frage war zum Beispiel, ob eher das geringe aber auch gleichmäßigere Anregungsniveau von ruhiger Luftströmung, oder das höhere aber mitunter ungleichmäßige Niveau von turbulenter Strömung geeigneter ist, um gute Analyseergebnisse zu erzielen. Eine Form der zusätzlichen Anregung waren impulsartige Steuereingaben des Piloten auf die Querruder und das Höhenleitwerk. Hiermit sollten vor allem höherfrequente Schwingungsformen besser angeregt werden. Einige ausgewählte Messpunkte wurden mit und ohne ausgefahrene Spoiler wiederholt. Die ausgefahrenen Spoiler führten dabei zu deutlich höheren Schwingungsamplituden.

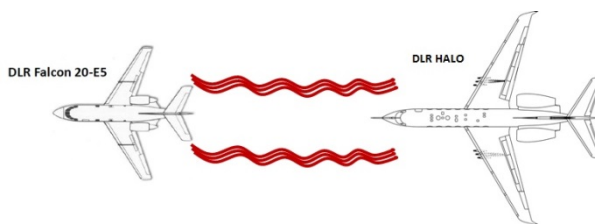


BILD 11. HALO in turbulenter Nachlaufströmung der vorausfliegenden DLR Falcon

Eine vielversprechende Methode wurde im vierten Flug erprobt. Dieser Flug fand gemeinsam mit einem weiteren Flugzeug (DLR Falcon) statt. Die Falcon flog auf zwei Flughöhen und verschiedenen Geschwindigkeiten vor dem HALO her (vgl. BILD 11). Der HALO näherte sich jeweils langsam aus sicherer Entfernung von hinten an, bis die Turbulenzen ausreichend stark waren. Wenn jeweils ein gutes Anregungsniveau erreicht war, wurde versucht, diesen Zustand über ca. fünf Minuten konstant zu halten und während dieser Zeit die Struktur online modal zu identifizieren.

4. LASTENMESSUNG

Das Ziel der Lastenmessung im Flug besteht darin, Daten zur Validierung von DLR-Lastenprozessen zu sammeln.

Im durchgeführten Flugtest liegt der Fokus in den Lasten an der Schnittstelle zwischen der Außenlast und dem Flügel. Die Komponenten der verwendeten Außenlast sind in BILD 12 dargestellt.

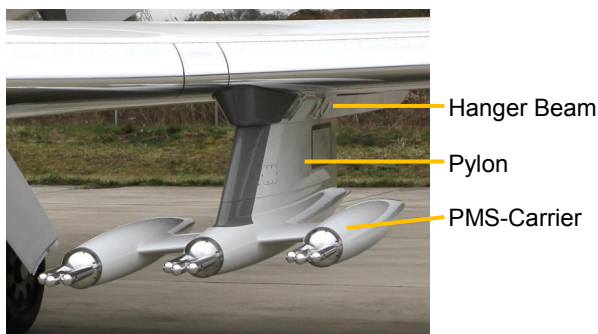


BILD 12. Komponenten der verwendeten Außenlast

4.1. Dehnungsmessstreifen

Die Lastenmessung erfolgte mit Hilfe von Dehnungsmessstreifen (DMS). An jedem Hanger Beam sind acht DMS-Brücken, die jeweils aus vier Sensoren bestehen, angebracht. Sechs Brücken sind zur Detektion von Biegung und zwei zur Detektion von Torsion verschaltet. Die Positionen der Brücken wurden mit Hilfe einer FE-Analyse am Modell des Hanger Beams festgelegt, um möglichst große Dehnungen bei Lasten zu erhalten. Außerdem wurden zwei Sensoren jeder Brücke auf einer Seite, und die anderen zwei Sensoren auf der gegenüberliegenden Seite des Hanger Beams platziert, wie in BILD 13 dargestellt.

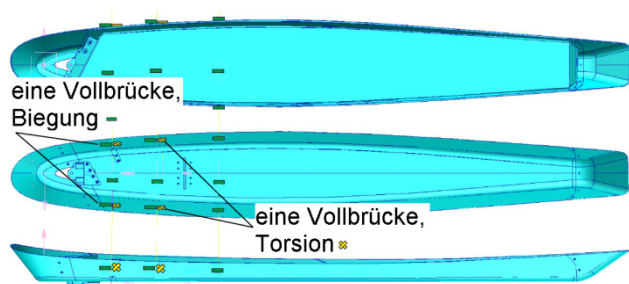


BILD 13. Positionen der DMS am Hanger Beam

4.2. DMS-Kalibrierung

Für die Kalibrierung der DMS wurden linear unabhängige Lasten auf den PMS-Carrier aufgebracht und die Dehnungssignale dabei gemessen. Mit hinreichend vielen aufgebrachten Lasten – mehr als die Anzahl der DMS-Brücken – kann die Relation zwischen der Last und den Dehnungssignalen identifiziert werden. So können umgekehrt Lasten auf Basis der Dehnungssignale ermittelt werden [9].

Die erste Kalibrierung der DMS wurde in DLR Göttingen durchgeführt, und zwar am linken PMS-Carrier, der umgedreht auf dem Rütteltisch MAVIS (Mehrachsen-Vibrationssimulator) befestigt war. Zur Aufbringung von Lasten wurden Sandsäcke verwendet. An den Kräfteinleitungsstellen wurden jeweils Gewichte bis zu 50 kg angehängt. Um Fehler durch Hysterese zu minimieren, wurden die aufgebrachten Lasten schrittweise

erhöht und verringert. Dabei wurden die Dehnungssignale in jedem Schritt erfasst. Ein typischer Signalverlauf einer zweistufigen Lastaufbringung ist in BILD 15 dargestellt. Der Aufbau des Kalibrierversuchs ist in BILD 14 abgebildet.

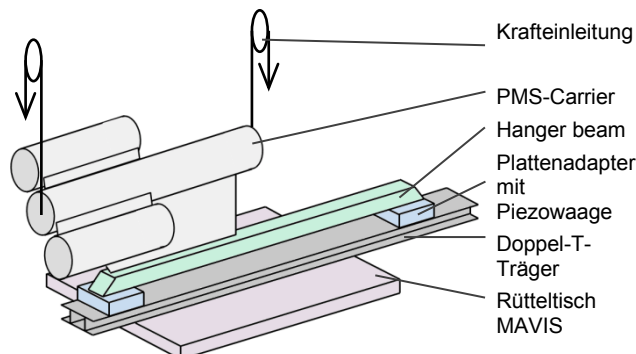


BILD 14. Aufbau des Kalibrierversuchs auf dem Rütteltisch MAVIS

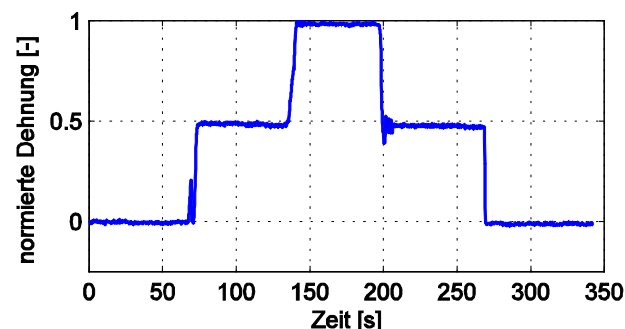


BILD 15. Typisches Dehnungssignal bei einer zweistufigen Lastaufbringung

Der zweite Kalibrierversuch wurde beim DLR in Oberpfaffenhofen durchgeführt. Bei diesem waren beide PMS-Carrier unter dem Flügel des DLR HALO befestigt. Insgesamt wurden neun linear unabhängige Lasten auf den einzelnen PMS-Carrier aufgebracht, und die Übertragungsmatrix zwischen Last und Dehnungssignal hergeleitet. In BILD 16 ist die Aufbringung einer Last während des Kalibrierversuchs dargestellt.



BILD 16. Kalibrierung der DMS von einem PMS-Carrier

4.3. Lastenmessung im Flug

Von den fünf Flügen war der Zweite für Manöverlasten vorgesehen, in dem mehrere Manöver in insgesamt 21 Flugzuständen geflogen wurden. Diese umfassen sieben verschiedene Flughöhen von 12000 Fuß bis 35000 Fuß (3658 m bis 10668 m) mit jeweils drei Flugeschwindigkeiten. Die Manöver bestanden aus Impulseingaben am Steuer und an den Ruderpedalen, Rollen bis zu $\pm 45^\circ$ und Pull-Up bis zu 2 g.

Das ursprüngliche Ziel bestand darin, Böenlasten, die für die Außenlaststation entwurfsrelevant sind, mittels Manöver zu simulieren. Um solche Manöver durchzuführen, sind Steuereingaben mit Frequenzen von bis zu 14 Hz notwendig. Diese sind schwierig umsetzbar, zumal die Aktuatorik der Steuerflächen die hochfrequenten Eingaben größtenteils dämpft. Stattdessen wurden Impulseingaben und die erwähnten Manöver gewählt, da diese als sicherer und einfacher durchführbar angesehen werden. Ein Zeitverlauf eines ausgewählten Rollmanövers ist in BILD 17 dargestellt.

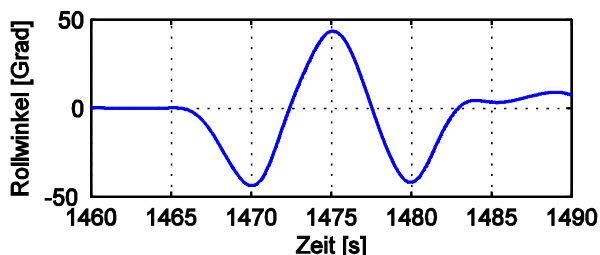


BILD 17. Verlauf des Rollwinkels während eines Rollmanövers

Die normierten Momente am rechten PMS-Carriers während eines Pull-Up-Manövers sind in BILD 18 dargestellt. Am Anfang des Zeitverlaufs zu erkennen, dass die Momente bereits ausschlagen, kurz bevor der Nickwinkel sich ändert. Dies deutet darauf hin, dass die Lasten gleichzeitig mit der Beschleunigung des Flugzeugs auftreten. Eine weiterführende Untersuchung der Lasten auf Basis der Dehnungssignale steht an.

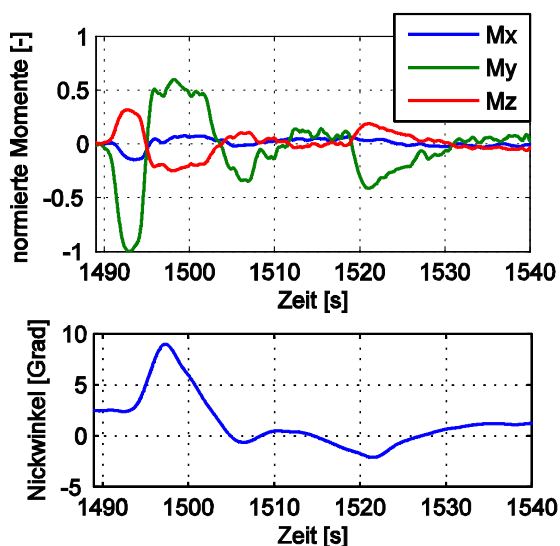


BILD 18. Normierte Momente während eines Pull-Up-Manövers

Außer Dehnungssignalen wurden während der Flüge ebenfalls Turbulenzdaten gesammelt. Eine erste Analyse zeigt, dass die spektrale Leistungsdichte der gemessenen Turbulenz einen ähnlichen Verlauf wie ein von-Kármán-Spektrum aufweist, jedoch mit einer kleineren Turbulenzskala als 2500 Fuß (762 m). Letzterer Wert ist in CS25 als Vorgabe für Lastrechnungen definiert. Ein Spektrum aus den Turbulenzdaten und dazugehörige von-Kármán-Referenzspektren sind in BILD 19 dargestellt. Eine kleinere Turbulenzskala bedeutet, dass mehr Energie in den höheren Frequenzen der Turbulenz enthalten ist. Diese Erkenntnis bedeutet, dass Methoden zur Lastenberechnung, die atmosphärische Turbulenzen enthalten, weiterentwickelt werden können.

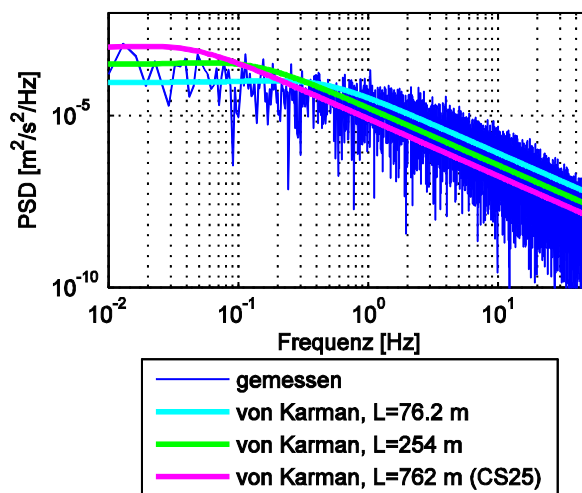


BILD 19. Spektrale Leistungsdichte der gemessenen Turbulenz mit von-Kármán-Referenzspektren

5. FAZIT UND AUSBLICK

Im Rahmen der iLOADS- Flugversuchskampagne konnten die vom DLR Institut für Aeroelastik entwickelten Verfahren zur automatischen Output- Only Modalanalyse erprobt und deren Eignung für den Flugschwingungsversuch erfolgreich nachgewiesen werden. Die modalen Parameter (Eigenfrequenzen, -formen und Dämpfungen) konnten bei jedem neuen Flugzustand quasi in Echtzeit identifiziert werden. Die im Flug kontinuierlich (alle drei Sekunden) neu ermittelten Daten über das Schwingungsverhalten des Flugzeuges wurden in einer Datenbank abgespeichert. Diese konnten während des Fluges aufgerufen werden und deren Verlauf über Umgebungsparameter (Flughöhe, -geschwindigkeit, ...) dargestellt werden. Anhand der ebenfalls während der Flüge aufgezeichneten Rohdaten im Zeitbereich können die Flüge jetzt am PC simuliert oder sogar in Echtzeit im Labor abgespielt werden. Hiermit sollen die Methoden zur automatischen Output- Only Modalanalyse soweit verbessert werden, dass es zukünftig im Flugversuch möglich ist, schnelle Entscheidungen über das Schwingungsverhalten zu treffen und eine Vorhersage für den nächsten Testpunkt (z.B. nächsthöhere Flugeschwindigkeit oder -höhe) abgeben zu können. Die Auswertung der Lastmessungen und der Vergleich mit den in der Simulation ermittelten Lasten werden im nachfolgenden DLR-Projekt KonTeKst weitergeführt.

6. SCHRIFTTUM

- [1] Göge, D., et al., *Ground Vibration Testing of Large Aircraft—State-of-the-Art and Future Perspectives*, *Proceedings of the International Modal Analysis Conference*. Orlando, FL, (2007).
- [2] Krüger, W.R., Klimmek, T., *Definition of a Comprehensive Loads Process in the Dlr Projekt Iloads*, *Proceedings of the Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2016*. Braunschweig, (2016).
- [3] Jelacic, G., et al., *Real-Time Assessment of Flutter Stability Based on Automated Output-Only Modal Analysis*, *Proceedings of the International Conference on Noise and Vibration Engineering*. KU Leuven, Belgium, (2014).
- [4] Böswald, M., Govers, Y., *Taxi Vibration Testing - an Alternative Method to Ground Vibration Testing of Large Aircraft*, *Proceedings of the International Conference on Noise and Vibration Engineering*. KU Leuven, Belgium, (2008).
- [5] Böswald, M., et al., *Identification of Modal Parameters of Aircraft During Taxi*, *Proceedings of the International Modal Analysis Conference*. Orlando, Florida USA: The Printing House, Inc., (2008).
- [6] Dietz, G., et al., *Verfahren Zur Gewinnung Von Daten Für Die Zulassung Eines Luftfahrzeugs*, E.P. Office, Editor (2008), Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.: Germany.
- [7] Böswald, M., Govers, Y., *Taxi Vibration Test: Die Anwendung Von Output-Only Modalanalyse Für Standschwingungsversuche Großer Flugzeuge*, *Proceedings of the 2. VDI-Fachtagung Schwingungsanalyse & Identifikation*. Leonberg, Deutschland: VDI Verlag GmbH, (2010).
- [8] Vacher, P., Jacquier, B., Bucharles, A., *Extensions of the Mac Criterion to Complex Modes*, *Proceedings of the International Conference on Noise and Vibration Engineering*. Leuven, Belgium, (2010).
- [9] Skopinski, T.H., W.S., A.J., Huston, W.B., *Calibration of Strain-Gage Installations in Aircraft Structures for the Measurement of Flight Loads*, (1954), National Advisory Committee for Aeronautics. Langley Aeronautical Lab.: Langley Field, VA, United States .