



**ΕΘΝΙΚΟ
ΜΕΤΣΟΒΙΟ
ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ**
ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ

Α.Π. :
Αθήνα,

ΚΟΣΜΗΤΟΡΑΣ

Προς τα Μέλη ΔΕΠ της
Σχολής Μηχ/γων
Μηχ/κών

ΠΡΟΣΚΛΗΣΗ

Σας προσκαλούμε στην παρουσίαση της Διδακτορικής Διατριβής του **Υ.Δ. κ. Γκιόλα Δημητρίου**, Διπλωματούχου Μηχανολόγου Μηχανικού και κάτοχου ΜΔΕ της ΣΕΜΦΕ, την οποία εκπόνησε στον Τομέα Ρευστών. Η παρουσίαση θα πραγματοποιηθεί την Δευτέρα 10 Ιανουαρίου 2022, ώρα 15.00-17.00 διαδικτυακά. Ο ελληνικός τίτλος της Διδακτορικής Διατριβής είναι ο εξής:

«Πειραματική μελέτη φαινομένων ροής γύρω από ταλαντούμενη αεροτομή»

Και ο Αγγλικός ως εξής
«Experimental Flow Study of an oscillating Airfoil »

Ο Κοσμητόρας της Σχολής



Ν. Μαρμαράς
Καθηγητής Ε.Μ.Π

- Για οδηγίες για την πρόσβαση σας διαδικτυακά απευθυνθείτε στον Επιβλέποντα του Υ.Δ. Καθ. Δ. Μαθιουλάκη (mathew@fluid.mech.ntua.gr)

PhD Thesis

Title: Experimental Flow Study of an Oscillating Airfoil

PhD candidate: Dimitris Gkiolas

Supervisor: Dimitrios Mathioulakis

Abstract

In the present PhD thesis, the aerodynamics of a periodically oscillating wing with two degrees of freedom (pitching and plunging) is experimentally studied either under forced motions (using motors) or during self-excited/self-sustained oscillations (the wing being elastically supported). This research is related to unsteady flow phenomena which appear in many practical applications like in helicopter, wind turbine and airplane wings as well as the so called ‘stall flutter’ phenomenon which can cause loss of aerodynamic efficiency and structural fatigue. In this respect, a steel frame was constructed in the subsonic wind tunnel of the Aerodynamics Laboratory of NTUA from which the wing and its drive mechanism were suspended. The wing, with a chord of 500 mm and 1400 mm length was made of a number of aluminum blocks which were given the shape of a NACA 64418 airfoil through a CNC machine, being hollow so that the necessary electric circuitry connected to piezoresistive pressure transducers installed at the wing surface was housed in the wing’s interior.

One of the objectives of the present thesis was to determine the factors that influence the aerodynamic forces and the aerodynamic damping of forced pitching as well as forced pitching-plunging harmonic motions of a wing. Specifically, measurements of unsteady pressure distributions were performed over a range of various mean angles of attack, amplitudes, reduced frequencies and phase differences between the pitching and plunging oscillations. For pure pitching oscillations below a mean angle of 15° , all studied cases were aerodynamically damped. However, at a mean angle of 15° , where dynamic stall took place, negative torsional aerodynamic damping was induced. The large excursion of the pitching moment and the shape of its loop were related to aerodynamically unstable conditions, while energy was transferred from the fluid to the wing, during the downstroke phase of its periodic motion. An increase of the reduced frequency at this incidence led to a further increase of the negative aerodynamic damping. The same occurred for increasing angle amplitudes up to 6° . Similarly, negative torsional aerodynamic damping at large angles of attack was recorded during combined forced pitching and plunging oscillations, while a substantial reduction of the damping was achieved by varying the phase difference between the pitching-plunging oscillations. Moreover, under static conditions and for angles higher than 17° , intermittent flow separation took place from the leading edge region corresponding to partially attached and separated flow regimes (double stall).

Taking into account the above results, the response of the elastically supported wing was tested under initial angles of attack higher than the static stall angle. In this case, the wing was supported only at its one end (the other being free) using two pairs of springs. The ratio of torsional to bending natural frequencies was less than one and the two degrees of freedom were structurally coupled. At a critical free stream velocity,

self-excited oscillations occurred both in pitching and plunging, presenting the characteristics of dynamic stall. Increasing the initial angle of attack from 16.65° to 19.98° , the critical free stream velocity decreased from 19.50 m/s to 14.95 m/s which was attributed to the stall flutter phenomenon.

Self-sustained wing oscillations were also studied at a lower free stream which were initiated after applying an initial excitation to the wing. Even though the loops of the aerodynamic coefficients versus the angle of attack, in this case, were unconventional for a dynamic stall event, the phenomenon was found to involve both flow separation and reattachment over the suction side of the airfoil, as well as the formation and subsequent shedding of a vortex near the airfoil leading edge. The latter was documented by performing phase locked 2D PIV measurements over the suction side of the oscillating wing the results of which were analysed through POD (Proper Orthogonal Decomposition).

Additionally, comparisons of the experimental results with those of two simulation tools were found in good agreement under steady flow conditions, and satisfactory enough when pitching oscillations took place and flow separation was present. However, both simulation models failed to predict the aerodynamic loads of the combined pitching- plunging limit cycle oscillations in case of the elastically supported wing.

Διδακτορική Διατριβή

Τίτλος: Πειραματική Μελέτη Φαινομένων Ροής γύρω από Ταλαντούμενη Αεροτομή

Γκιόλας Δημήτρης, Υποψήφιος Διδάκτορας

Επιβλέπων, Δημήτρης Μαθιουλάκης

Περίληψη

Στο πλαίσιο της διδακτορικής αυτής διατριβής, εξετάζεται πειραματικά η αεροδυναμική συμπεριφορά ταλαντούμενης πτέρυγας δυο βαθμών ελευθερίας (περιστροφική –γραμμική) είτε εξαναγκασμένα (με χρήση κινητήρων) είτε σε συνθήκες αυτοδιεγειρόμενων ταλαντώσεων στην περίπτωση ελαστικής στήριξης της πτέρυγας. Η έρευνα αυτή συνδέεται με μη μόνιμα ρευστομηχανικά φαινόμενα απαντώμενα σε πολλές πρακτικές εφαρμογές όπως στα πτερύγια ελικοπτέρων, ανεμογεννητριών και αεροσκαφών καθώς και στο λεγόμενο ‘stall flutter’ φαινόμενο, το οποίο ευθύνεται για τη μειωμένη αεροδυναμική απόδοση ενός πτερυγίου και το επικίνδυνο φαινόμενο της κόπωσης του υλικού του.

Στο πλαίσιο της εργασίας αυτής, κατασκευάστηκε στην αεροδυναμική σήραγγα της Σχολής (όπου έγινε η εκτέλεση των πειραμάτων) μεταλλικός κλωβός για την στήριξη της πτέρυγας και του μηχανισμού κίνησής της. Η πτέρυγα, μήκους χορδής 500 mm και μήκους 1400 mm, κατασκευάστηκε από αλουμίνιο στο οποίο με τη βοήθεια μηχανής CNC δόθηκε το σχήμα αεροτομής NACA 64418. Στο εσωτερικό της πτέρυγας υπήρχε χώρος για τον απαραίτητο ηλεκτρονικό εξοπλισμό ενίσχυσης των σημάτων εξόδου μορφοτροπέων πίεσης (τύπου πιεζοαντίστασης), οι οποίοι ήταν τοποθετημένοι στην επιφάνεια της πτέρυγας.

Ένας από τους στόχους της διατριβής ήταν ο προσδιορισμός των παραμέτρων που επηρεάζουν τα αεροδυναμικά φορτία καθώς και τον αεροδυναμικό συντελεστή απόσβεσης μιας πτέρυγας σε συνθήκες εξαναγκασμένης αρμονικής ταλάντωσης, στρεπτικής ή συνδυασμένης στρεπτικής- γραμμικής κίνησης. Έγιναν μη μόνιμες μετρήσεις στατικής πίεσης στην επιφάνεια της πτέρυγας για διάφορες γωνίες πρόσπτωσης (μέσες τιμές, πλάτη και συχνότητες) καθώς και για διάφορες γωνίες διαφοράς φάσης μεταξύ της στρεπτικής και της γραμμικής κίνησής της. Όλες οι περιπτώσεις στρεπτικής ταλάντωσης μέσης γωνίας μικρότερης των 15° , ήταν αεροδυναμικά αποσβενυμένες ενώ για μέση γωνία 15° , όπου η ροή αποκολλάτο, ο αεροδυναμικός συντελεστής απόσβεσης έπαιρνε αρνητικές τιμές. Επιπλέον, οι μεγάλες μεταβολές του αεροδυναμικού συντελεστή ροπής και το σχήμα του βρόχου του στην περίπτωση αυτή συνδέονταν με αεροδυναμικά ασταθείς καταστάσεις, ενώ μεταφορά ενέργειας από το ρευστό στην πτέρυγα γινόταν κατά τη φάση μείωσης της γωνίας πρόσπτωσης. Αυξάνοντας την συχνότητα ταλάντωσης καθώς και το πλάτος της γωνίας έως τις 6° , προκλήθηκε περαιτέρω αύξηση (κατά απόλυτη τιμή) του αρνητικού συντελεστή απόσβεσης. Αρνητικές τιμές του συντελεστή απόσβεσης παρατηρήθηκαν επίσης υπό μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης σε συνδυασμένες κινήσεις της πτέρυγας στρεπτικής-γραμμικής καθώς και μέσω της μεταβολής της μεταξύ των δυο κινήσεων διαφοράς φάσης. Είναι χαρακτηριστικό ότι υπό μόνιμες συνθήκες ροής και γωνίες

πρόσπτωσης μεγαλύτερες των 17° , εμφανίστηκε το φαινόμενο της ‘διπλής αποκόλλησης της ροής’ δηλ διαδοχικής αποκόλλησης και επανακόλλησης της ροής στο μέτωπο προσβολής της αεροτομής.

Έχοντας υπόψη τα παραπάνω αποτελέσματα, εξετάστηκε η αεροδυναμική συμπεριφορά της πτέρυγας σε συνθήκες ελαστικής στήριξης δηλ στηριζόμενης σε βάση που έφερε δυο ζεύγη ελατηρίων (ένα για κάθε μια από τις δυο κινήσεις της, οι οποίες ήταν δομικά συζευγμένες). Ο λόγος ιδιοσυχνοτήτων των δυο κινήσεων της πτέρυγας, στρεπτικής προς γραμμική, ήταν μικρότερος από ένα. Αυξάνοντας προοδευτικά την ταχύτητα του ελεύθερου ρεύματος, η πτέρυγα τίθετο σε αυτοσυντηρούμενη ταλάντωση, σε κάποια κρίσιμη ταχύτητα, αποδιδόμενη στο αεροδυναμικό φαινόμενο ‘stall flutter’. Η κρίσιμη αυτή ταχύτητα ήταν συνάρτηση της αρχικής γωνίας πρόσπτωσης της πτέρυγας μειούμενη όταν η γωνία αυτή αύξανε.

Αυτοσυντηρούμενες ταλαντώσεις εξετάστηκαν και σε μικρότερες από τις παραπάνω ταχύτητες ελεύθερου ρεύματος για τις οποίες όμως ήταν απαραίτητη η αρχική διέγερση του συστήματος, επιβάλλοντας μίαν απότομη μετατόπιση της πτέρυγας. Με χρήση της τεχνικής 2D PIV και ανάλυσης των στιγμιαίων πεδίων ταχυτήτων της ροής μέσω POD (Proper Orthogonal Decomposition) διαπιστώθηκε ότι η ροή αποκολλάται και επανακολλάται από την πλευρά υποπίεσης της πτέρυγας κατά τη διάρκεια αυξομείωσης της γωνίας πρόσπτωσης, παραγόμενης μιας δίνης στο μέτωπο προσβολής της.

Τέλος, συγκρίσεις των πειραματικών αποτελεσμάτων με αντίστοιχες προλέξεις δυο υπολογιστικών κωδίκων, ήταν αρκετά ικανοποιητικές όταν η ροή ήταν μόνιμη, λιγότερο ικανοποιητικές όταν η ροή ήταν μη μόνιμη και αποκολλημένη, ενώ οι διαφορές ήταν σημαντικές στην περίπτωση των αυτοσυντηρούμενων ταλαντώσεων της πτέρυγας.