

# Υπολογιστική Ανάλυση Μεταβατικών και Αποκολλημένων Ροών με Εφαρμογή σε Ανεμογεννήτριες

Κωνσταντίνος Διακάκης

ΕΠΙΒΛΕΠΩΝ ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ

Σπυρίδων Βουτσινάς

ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ

ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ

ΤΟΜΕΑΣ ΡΕΥΣΤΩΝ, ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗΣ

July 1, 2019

## Contents

<b>1</b>	<b>Εισαγωγή</b>	<b>2</b>
1.1	Σκοπός διατριβής . . . . .	3
1.2	Μετάβαση από στρωτή σε τυρβώδη ροή . . . . .	3
1.3	Large Eddy Simulation - Detached Eddy Simulation . . . . .	4
<b>2</b>	<b>Επιλύτης MaPFlow</b>	<b>7</b>
<b>3</b>	<b>Προσομοιώσεις ροών με μετάβαση</b>	<b>8</b>
3.1	Εισαγωγή . . . . .	8
3.2	Περιπτώσεις που εξετάστηκαν . . . . .	9
3.3	Αξιολόγηση αποτελεσμάτων . . . . .	11
3.4	Συμπεράσματα . . . . .	27
<b>4</b>	<b>Προσομοιώσεις ροών με χρήση LES και DES</b>	<b>27</b>
4.1	Εισαγωγή . . . . .	27
4.2	Περιπτώσεις που εξετάστηκαν . . . . .	27
4.3	Αξιολόγηση αποτελεσμάτων . . . . .	29
4.4	Συμπεράσματα . . . . .	45
<b>5</b>	<b>Προτάσεις για μελλοντική έρευνα</b>	<b>45</b>

# 1 Εισαγωγή

Κατά τα πρώτα χρόνια της αεροναυτικής, οι πειραματικές μετρήσεις ήταν ο μοναδικός τρόπος μέσω του οποίου οι μηχανικοί μπορούσαν να αποκτήσουν εικόνα των χαρακτηριστικών της ροής γύρω από σώματα. Πολύ πριν την έλευση των ηλεκτρονικών υπολογιστών, ο σχεδιασμός αεροδυναμικών μηχανών βασίζονταν πάνω στα αποτελέσματα πειραματικών μητρήσεων. Ωστόσο, η πραγματοποίηση πειραμάτων δεν είναι μια φθηνή και ευέλικτη διαδικασία. Το στήσιμο και η συντήρηση πειραματικών διατάξεων είναι πολύπλοκα, ενώ και η ίδια η λειτουργία των αεροδυναμικών σηράγγων είναι ακριβή. Αυτό θέτει τον πήχη του χρηματικού κόστους αρκετά ψηλά. Επιπρόσθετα, οι περισσότερες πειραματικές διατάξεις περιορίζονται από τα τεχνικά τους χαρακτηριστικά, όπως για παράδειγμα είναι το μέγεθος της σήραγγας, η μέγιστη ταχύτητα ανέμου που μπορεί να επιτευχθεί και τα επίπεδα τύρβης που έχει η ροή. Ως επακόλουθο, για μια δεδομένη διάταξη δεν είναι εφικτή η πειραματική μέτρηση οποιασδήποτε ροής.

Μετά το πρώτο μισό του 20<sup>ου</sup> αιώνα, η αύξηση των δυνατοτήτων και η προσβασιμότητα των ηλεκτρονικών υπολογιστών έδωσε βήμα για την ανάπτυξη μεθόδων που επιδιώκουν να προσομοιώσουν αεροδυναμικές ροές με τη βοήθεια ηλεκτρονικού υπολογιστή. Αυτό δημιούργησε έναν νέο κλάδο: την *Υπολογιστική Ρευστοδυναμική*. Η προσομοίωση ροών με τη βοήθεια υπολογιστών είναι κατά πολύ φθηνότερη και περισσότερο ευέλικτη από την διεξαγωγή πειραμάτων. Κατά τον αρχικό σχεδιασμό μιας αεροδυναμικής μηχανής, η Υπολογιστική Ρευστοδυναμική μπορεί να βοηθήσει στην αρχική αποτίμηση της αεροδυναμικής συμπεριφοράς, παρέχοντας πληροφορίες που μπορούν να επηρεάσουν και να καθοδηγήσουν τον σχεδιασμό. Κατά τις πρώτες εφαρμογές Υπολογιστικής Ρευστομηχανικής, οι δυνατότητες των ηλεκτρονικών υπολογιστών επέτρεπαν την προσομοίωση απλών περιπτώσεων, όπως η μη συνεκτική ροή γύρω από διδιάστατα σώματα. Σήμερα, οι διαθέσιμοι υπερ-υπολογιστές επιτρέπουν την προσομοίωση πολύπλοκων τριδιάστατων συνεκτικών ροών, επιλύοντας παράλληλα και φαινόμενα όπως η καύση ή η αεροελαστικότητα. Η ανάγκη για υπολογιστικά εργαλεία που μπορούν να δώσουν αξιόπιστα αποτελέσματα σε προσομοιώσεις αεροδυναμικών ροών είναι, επομένως, υπαρκτή.

Τα υπολογιστικά εργαλεία για την προσομοίωση ροών ποικίλουν. Υπάρχουν επιλύτες διδιάστατης ασυμπίεστης, μη-συνεκτικής ροής, επιλύτες οριακών στρωμάτων παρουσία συνεκτικών φαινομένων, καθώς και επιλύτες τριδιάστατων εξισώσεων Navier-Stokes. Η ακρίβεια των επιλυτών Navier-Stokes, οι οποίοι αφορούν και στην παρούσα εργασία, χωρίζεται σε τρεις κατηγορίες:

- Η πρώτη κατηγορία αναφέρεται στην αριθμητική ακρίβεια. Περιλαμβάνονται τα σχήματα διαφορών, οι επιλύτες προβλημάτων Riemann, οι επιλύτες Poisson, οι αλγόριθμοι χρονικής ολοκλήρωσης για μη-μόνιμες ροές, καθώς και πλήθος άλλων παραμέτρων που αναφέρονται στις διάφορες πλευρές της υπολογιστικής διαδικασίας.
- Η δεύτερη κατηγορία αναφέρεται στην ικανότητα του επιλύτη να προσομοιώσει τυρβώδεις ροές. Η ανάπτυξη μοντέλων τύρβης επέτρεψε στους επιλύτες Navier-Stokes να προσομοιώσουν μεγάλο πλήθος προβλημάτων ροής. Ωστόσο, η ακρίβεια ενός επιλύτη είναι συνδεδεμένη με την αξιοπιστία του χρησιμοποιούμενου μοντέλου τύρβης.
- Η τρίτη κατηγορία αναφέρεται στη δυνατότητα του επιλυτή να προσομοιώσει τη μετάβαση από στρωτή σε τυρβώδη ροή. Η μετάβαση μπορεί να θεωρηθεί ένα τμήμα της μοντελοποίησης της τύρβης, μιας και στην ουσία καθορίζει σε ποιο σημείο εμφανίζεται τύρβη. Στην πράξη ωστόσο, τα μοντέλα τύρβης και τα μοντέλα μετάβασης αντιμετωπίζονται χωριστά. Αυτό συμβαίνει διότι το μεγαλύτερο ποσοστό των μοντέλων τύρβης δεν μπορεί να προλέξει την εμφάνιση μετάβασης. Επομένως, τα μοντέλα τύρβης και τα μοντέλα μετάβασης δεν ανήκουν πάντα στην ίδια δομή, αλλά αντιμετωπίζονται ως δύο ξεχωριστά αλλά αλληλοεπηρεαζόμενα προβλήματα.

## 1.1 Σκοπός διατριβής

Η παρούσα διατριβή αποτελεί συνέχεια της δουλειάς του Γ. Παπαδάκη [1], ο οποίος ανέπτυξε τον Navier-Stokes επιλύτη MaPFlow κατά τη διάρκεια εκπόνησης της διδακτορικής του διατριβής στη Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών. Συγκεκριμένα, εξετάζεται η επέκταση του κώδικα όσον αφορά στις δυνατότητες προσομοίωσης της τύρβης και της μετάβασης.

Αναλυτικότερα, οι στόχοι της διατριβής διαμορφώθηκαν ως εξής:

- Ενσωμάτωση μοντέλων πρόλεξης της μετάβασης από στρωτή σε τυρβώδη ροή. Σε εξωτερικές αεροδυναμικές ροές η μετάβαση είναι πολύ σημαντική, διότι η ύπαρξη περιοχών στρωτής ροής σχετίζεται άμεσα με την κατανάλωση καυσίμου αεροσκαφών και την παραγωγή ενέργειας ανεμογεννητριών. Εάν οι προσομοιώσεις δεν δύνανται να συμπεριλάβουν την επιρροή της μετάβασης, τότε τα παραγόμενα αποτελέσματα θα στερούνται αρκετών φυσικών μηχανισμών της ροής τα οποία έχουν σημαντικό αντίκτυπο στην αεροδυναμική συμπεριφορά.
- Ενσωμάτωση δυνατοτήτων Large Eddy Simulation (LES) και Detached Eddy Simulation (DES) για την προσομοίωση έντονα μη-μόνιμων ροών. Παραδείγματα είναι ροές με πολύ μεγάλη αποκόλληση, ροές με απορροή στροβίλων ή ροές παρουσία τυρβώδους εισόδου. Τα συμβατικά μοντέλα τύρβης ενός ή δύο εξισώσεων έχουν αναπτυχθεί για την πρόλεξη του ολοκληρωμένου χαρακτήρα της τύρβης, καθώς χρησιμοποιούν Reynolds-Averaging. Οι Navier-Stokes εξισώσεις με χρήση των εν λόγω μοντέλων τύρβης αναφέρονται με το όνομα Reynolds-Averaged Navier-Stokes. Σε περιπτώσεις έντονα μη μόνιμης ροής, τα εν λόγω μοντέλα αδυνατούν να δώσουν αξιόπιστα αποτελέσματα. Για προσομοιώσεις αποκολλημένων ροών, οι οποίες παρουσιάζουν έντονο τεχνολογικό ενδιαφέρον, η χρήση LES ή DES αναμένεται να δώσει ακριβέστερα αποτελέσματα.

## 1.2 Μετάβαση από στρωτή σε τυρβώδη ροή

Σε σύγχρονες ανεμογεννήτριες η ακτίνα των δρομέων πολλές φορές ξεπερνά τα 100 μέτρα. Σε αυτές τις περιπτώσεις, οι αριθμοί Reynolds που εμφανίζονται στα ακροπτερύγια είναι αρκετά μεγάλοι. Οι περισσότερες αεροδυναμικές σήραγγες δεν δύνανται να πραγματοποιήσουν τέτοιες μετρήσεις, αφήνοντας τις προσομοιώσεις Navier-Stokes ως το μόνο εργαλείο που μπορεί να παράγει αποτελέσματα που μπορούν να βοηθήσουν το σχεδιασμό. Σε τόσο μεγάλο μέγεθος δρομέων, η τραχύτητα στην επιφάνεια δεν είναι πλέον ικανή να οδηγήσει τη ροή σε μετάβαση. Ως αποτέλεσμα, κύματα κατά τη διεύθυνση της ροής (T-S waves) ή κατά την εγκάρσια διεύθυνση (crossflow waves) είναι οι κύριοι μηχανισμοί μετάβασης. Η ικανότητα πρόλεξης της μετάβασης με αξιόπιστο τρόπο είναι επομένως πολύ σημαντική για τον αρχικό σχεδιασμό ανεμογεννητριών. Επιπρόσθετα, σε αεροδυναμικές προσομοιώσεις η πρόλεξη της αποκόλλησης είναι εξίσου σημαντική. Στις εν λόγω προσομοιώσεις η ύπαρξη μετάβασης μπορεί να έχει πολύ μεγάλο αντίκτυπο στα αποτελέσματα, ιδιαίτερα σε περιπτώσεις στρωτής αποκόλλησης.

Η μοντελοποίηση της διαδικασίας της μετάβασης από στρωτή σε τυρβώδη ροή είναι ένα αντικείμενο μεγάλου πλήθους δημοσιεύσεων. Αυτό έχει οδηγήσει στην ανάπτυξη πολλών διαφορετικών μοντέλων τα οποία έχουν στόχο την πρόλεξη της εμφάνισης της μετάβασης. Ωστόσο, η εφαρμογή μοντέλων μετάβασης δεν δύναται να καλύψει ίδιο πλήθος εφαρμογών με τα μοντέλα τύρβης. Ο κύριος λόγος αυτού είναι ότι η εμφάνιση και η εξέλιξη του φαινομένου της μετάβασης είναι άρρηκτα συνδεδεμένη με το είδος της εφαρμογής. Σε καθαρά αεροδυναμικές ροές, η μετάβαση είναι σχεδόν πάντα αποτέλεσμα κυμάτων που διαδίδονται κατά την διεύθυνση της ροής (Tollmien-Schlichting -T-S-waves) ή κυμάτων που διαδίδονται κατά την εγκάρσια διεύθυνση (crossflow waves). Η ενίσχυση αυτών των κυμάτων οδηγεί στην εμφάνιση τύρβης και οδηγεί την ροή σε μετάβαση. Η μετάβαση λόγω κυμάτων T-S ονομάζεται φυσική μετάβαση [2]. Σε εφαρμογές στροβιλομηχανών, ο κύριος μηχανισμός μετάβασης είναι η bypass μετάβαση [3], η οποία απαντάται λόγω μεγάλου ποσοστού τύρβης στην επ' άπειρο ροή. Εξίσου σημαντικός μηχανισμός είναι και η μετάβαση λόγω (στρωτής) αποκόλλησης [4], όπου ένα στρωτό οριακό στρώμα αποκολλάται λόγω της ύπαρξης κλίσης πίεσης

και μετάβαση γίνεται εντός της αποκολλημένης περιοχής. Επιπρόσθετα, ένα τυρβώδες οριακό στρώμα μπορεί να επανέλθει στην στρωτή του μορφή παρουσία ευνοϊκής κλίσης πίεσης [5]. Ως επακόλουθο, παρ' ότι η σημασία της μετάβασης είναι ξεκάθαρη, η ανάπτυξη μοντέλων που να μπορούν να προλέξουν όλους τους μηχανισμούς είναι αρκετά δύσκολη.

Η αρχικός σχηματισμός φυσαλίδων σε στρωτή ροή, η ανάπτυξη αστάθειας και η μετάβαση σε πλήρως τυρβώδη ροή μπορούν, θεωρητικά, να προσομοιωθούν με μεγάλη ακρίβεια χρησιμοποιώντας τη μέθοδο της άμεσης αριθμητικής προσομοίωσης (DNS) ή της προσομοίωσης μεγάλων δινών (LES), υπό την προϋπόθεση ότι η διακριτοποίηση είναι ικανή να επιλύσει τη διαδικασία μετάβασης. Ωστόσο, το υψηλό υπολογιστικό κόστος και των δύο αυτών προσεγγίσεων τις καθιστά ανέφικτες για βιομηχανικές εφαρμογές. Συνεπώς, οι προσομοιώσεις με μοντέλα τύρβης ενός ή δύο εξισώσεων (RANS) προκύπτει να είναι το μόνο αξιόπιστο εργαλείο για την παραγωγή αποτελεσμάτων. Η επέκταση ενός Navier-Stokes επιλύτη με δυνατότητες μετάβασης είναι επομένως αρκετά σημαντική.

Η πρώτη συνεισφορά της παρούσας διατριβής ήταν η υλοποίηση μοντέλων μετάβασης από στρωτή σε τυρβώδη ροή στον επιλύτη MaPFlow. Στην αρχική μορφή του επιλύτη, οι προσομοιώσεις τυρβώδους ροής περιορίζονταν στη χρήση μοντέλων τύρβης ενός ή δύο εξισώσεων και υποθέτοντας ότι η ροή είναι τυρβώδης σε όλη την έκταση του χωρίου (πλήρως τυρβώδης προσέγγιση). Αυτό οδήγησε στην ανάγκη για τη μοντελοποίηση της διαδικασίας της μετάβασης.

Η μοντελοποίηση της μετάβασης επιτεύχθηκε με την ενσωμάτωση διάφορων μοντέλων στον επιλύτη MaPFlow. Τα μοντέλα μετάβασης μπορούν να διαχωριστούν σε δύο κατηγορίες:

- Μοντέλα μετάβασης που επιλύουν εξισώσεις μεταφοράς
- Μοντέλα μετάβασης που βασίζονται στην επίλυση οριακού στρώματος

Τα μοντέλα μετάβασης με εξισώσεις μεταφοράς είναι πιο άμεσα υλοποιήσιμα στο πλαίσιο ενός επιλύτη Navier-Stokes, καθώς εξισώσεις μεταφοράς χρησιμοποιούνται ήδη για τις βασικές μεταβλητές και τις πρόσθετες μεταβλητές των μοντέλων τύρβης. Για τα μοντέλα μετάβασης που βασίζονται στη λύση του οριακού στρώματος, αναπτύχθηκε ένας αλγόριθμος μετάβασης οριακού στρώματος που λειτουργεί σε συνεργασία με την επίλυση των εξισώσεων Navier-Stokes. Η Navier-Stokes προσομοίωση παρέχει τα δεδομένα εισόδου για τον αλγόριθμο μετάβασης οριακού στρώματος, ενώ ο αλγόριθμος επιστρέφει τις απαραίτητες πληροφορίες σχετικά με τις στρωτές και τις τυρβώδεις περιοχές.

Ο πρωταρχικός στόχος της εφαρμογής των μεταβατικών μοντέλων ήταν να είναι σε θέση να παρέχουν αξιόπιστα αποτελέσματα για ένα ευρύ φάσμα ροών που απαντώνται συνήθως σε εφαρμογές αεροναυτικής. Τα μοντέλα μετάβασης θα πρέπει επίσης να λειτουργούν χωρίς ενδιάμεσες παρεμβάσεις σε σχέση με την τοπολογία. Η διαδικασία πρέπει να είναι όσο το δυνατόν πιο αυτοματοποιημένη.

### 1.3 Large Eddy Simulation - Detached Eddy Simulation

Τα μοντέλα τύρβης ενός και δύο εξισώσεων, τα οποία χρησιμοποιούνται συνήθως στους επιλύτες Navier-Stokes για τη μοντελοποίηση της τύρβης, δεν είναι κατάλληλα για την απεικόνιση έντονα μη-μόνιμων ροών. Αυτοί οι τύποι μοντέλων ολοκληρώνουν όλες τις κλίμακες της τύρβης στο πεδίο του χρόνου και επομένως μπορούν να παρέχουν μόνο μια μέση εκτίμηση του πεδίου ροής και των δομών τύρβης. Παραδείγματα όπου τα συμβατικά μοντέλα τύρβης αδυνατούν να δώσουν αξιόπιστα αποτελέσματα είναι ροές με μεγάλη αποκόλληση, ροές με απορροή στροβίλων ή ροές με τυρβώδη είσοδο. Όλες αυτές οι περιπτώσεις ροών έχουν μεγάλο τεχνολογικό ενδιαφέρον.

Αντίστοιχα με αυτά που συζητήθηκαν για τη μετάβαση από στρωτή σε τυρβώδη ροή, η χρήση της μεθόδου DNS μπορεί να προσφέρει πολύ ακριβή αποτελέσματα για έντονα μη-μόνιμες αποκολλημένες ροές. Ωστόσο, το κόστος της μεθόδου DNS είναι σημαντικά υψηλότερο από αυτό της μεθόδου LES. Επιπλέον, η μέθοδος LES μπορεί να περιέχει συναρτήσεις τοίχου για την επίλυση οριακών στρωμάτων, μειώνοντας περαιτέρω το κόστος μιας προσομοίωσης. Ένα παράδειγμα

εργασίας που ασχολείται με αυτές τις πτυχές είναι αυτή του Balakumar [6], όπου προσομοιώνεται η ροή γύρω από περιοδικούς λόφους χρησιμοποιώντας τόσο τη μέθοδο DNS όσο τη μέθοδο LES με και χωρίς συναρτήσεις τοίχου. Το υπολογιστικό πλέγμα για την DNS προσομοίωση είχε 200 εκατομμύρια στοιχεία ενώ για την προσομοίωση LES είχε μόνο 6 εκατομμύρια., το οποίο μεταφράζεται σε τεράστια διαφορά υπολογιστικού κόστους. Το υπολογιστικό κόστος για τις μεθόδους DNS και LES αναλύεται επίσης θεωρητικά στην εργασία του Choi [7], η οποία είναι μια επέκταση της εργασίας του Charman [8] που αρχικά προσέγγισε το κόστος για προσομοιώσεις με τις μεθόδους DNS και LES το 1979. Και οι δύο εργασίες καταλήγουν στο συμπέρασμα ότι για λογικό υπολογιστικό κόστος το DNS δύναται να χρησιμοποιηθεί μόνο σε ροές χαμηλών αριθμών Reynolds.

Το κίνητρο για την υλοποίηση των μεθόδων LES και DES στον επιλύτη MaPFlow προέρχεται επίσης από τον τομέα της αιολικής ενέργειας. Οι ανεμογεννήτριες είναι σχεδιασμένες να λειτουργούν σε συνθήκες ατμοσφαιρικής ροής, όπου το τυρβώδες περιεχόμενο της ροής είναι πολύ πλούσιο και ευρέως φάσματος. Αν αυτό το πρόβλημα ροής αντιμετωπιστεί με χρήση των εξισώσεων RANS και χωρίς παρουσία τυρβωδών διαταραχών εισόδου, τότε οι προσομοιώσεις δεν θα είναι σε θέση να προβλέψουν με ακρίβεια τα χαρακτηριστικά της ροής επειδή θα στερούνται σημαντικών πτυχών φυσικής. Μέσω της χρήσης μεθόδων υψηλότερης πιστότητας, όπως οι μέθοδοι LES και DES, οι μικρές κλίμακες της τύρβης δεν διαχέονται ούτε υπολογίζονται κατά μέσο όρο. Ως επακόλουθο, διατηρείται ένα υψηλό ποσοστό της ενέργειας του φάσματος της τύρβης. Επιπλέον, οι αριθμοί Reynolds που συνήθως συναντώνται σε εφαρμογές αιολικής ενέργειας είναι συχνότερα της τάξεως εκατομμυρίων, επομένως δεν μπορούν εύκολα να αντιμετωπιστούν χρησιμοποιώντας την μέθοδο DNS.

Παραδείγματα εφαρμογής των μεθόδων LES και DES σε εξωτερικές αεροδυναμικές ροές είναι η εργασία του Mary κ.α. [9], όπου προσομοιώνεται αεροτομή σε αριθμό Reynolds 2.1 εκατομμυρίων και υψηλή γωνία πρόσπτωσης με παρουσία μετάβασης λόγω στρωτής αποκόλλησης με μεγάλη επιτυχία χρησιμοποιώντας LES, οι εργασίες των Strelets [10] και Xu κ.α [11], οι οποίοι αξιολογούν την απόδοση του DES για αεροτομές σε πολύ υψηλές γωνίες πρόσπτωσης, δείχνοντας ότι το DES είναι σε θέση να δώσει καλύτερα αποτελέσματα από ό,τι οι προσομοιώσεις RANS για αποκολλημένες ροές και η εργασία του Gilling [12] που εξέτασε αεροτομές σε τυρβώδη είσοδο χρησιμοποιώντας DES. Οι εργασίες των Beaudan κ.α. [13] και Breuer [14] διερεύνησαν τη ροή γύρω από έναν κυκλικό κύλινδρο με LES, ενώ στην εργασία των Travin κ.α. [15] προσομοιώθηκε το ίδιο πρόβλημα ροής με DES. Και οι τρεις εργασίες παρουσίασαν καλά αποτελέσματα σε σύγκριση με τα πειράματα. Οι Galbraith κ.α [16] χρησιμοποίησαν LES για μια αεροτομή σε χαμηλό Reynolds που παρουσιάζει μεγάλες περιοχές στρωτής αποκόλλησης. Για ατμοσφαιρικές ροές, οι Troldborg κ.α. [17] χρησιμοποίησαν θεωρία δίσκου ορμής και γραμμής άνωσης με παρουσία τυρβώδους εισόδου, καταλήγοντας στο συμπέρασμα ότι η παρουσία τυρβώδων αναταράξεων εισόδου μπορεί να έχει σημαντική επίδραση στον παραγόμενο ομόρρο. Οι Breuer κ.α. [18] συνέκριναν τα αποτελέσματα από LES, DES και RANS για μια επίπεδη πλάκα σε ροή με υψηλή γωνία πρόσπτωσης και έδειξαν ότι το DES είναι σε θέση να δώσει αποτελέσματα που είναι κοντά σε εκείνα του LES. Η εργασία του Toms [19] διερεύνησε την επίδραση του πλέγματος, της τυρβώδους εισόδου, των συναρτήσεων τοίχου και του μοντέλου μικρών κλιμάκων στη ροή γύρω από ένα σκαλοπάτι (backward facing step), καταλήγοντας στο συμπέρασμα ότι η παρουσία τυρβώδους εισόδου είναι η πιο σημαντική παράμετρος για την εξέλιξη της ροής.

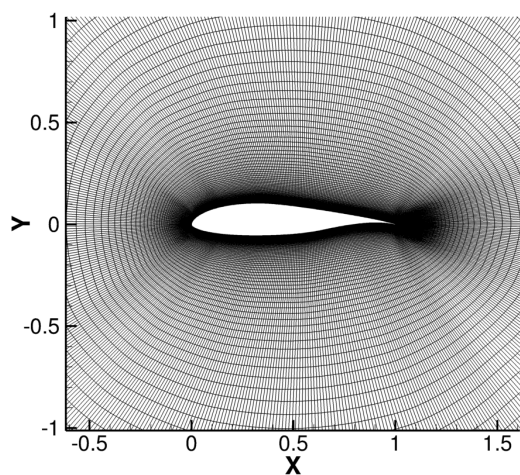
Η δεύτερη συνεισφορά της παρούσας διατριβής ήταν η εφαρμογή μοντέλων τύρβης υψηλότερης πιστότητας που μπορούν να προσφέρουν καλύτερα αποτελέσματα για έντονα μη-μόνιμες ροές. Αυτό επιτεύχθηκε με την ενσωμάτωση των μεθόδων Large Eddy και Detached Eddy Simulation. Αν και εκ πρώτης όψεως φαίνονται παρόμοιες, οι μέθοδοι LES και DES διαφέρουν μεταξύ τους. Η μέθοδος DES είναι ουσιαστικά ένα τροποποιημένο μοντέλο τύρβης ενός ή δύο εξισώσεων που περιλαμβάνει έναν όρο RANS και έναν όρο LES, οι οποίοι αλλάζουν ανάλογα με την τοπική ανάλυση του πλέγματος. Εάν η ανάλυση του πλέγματος δεν είναι αρκετή, τότε το DES θα χρησιμοποιήσει τον όρο RANS

και θα συμπεριφερθεί ως ένα τυπικό μοντέλο τύρβης. Αντίθετα, βάσει της τοπικής διάστασης του πλέγματος, η μέθοδος LES μοντελοποιεί μόνο τις μικρές κλίμακες της τύρβης ενώ προσπαθεί να επιλύσει πλήρως όλες τις υπόλοιπες. Αυτό σημαίνει ότι το LES έχει περιορισμένο περιθώριο όσον αφορά τη διακριτοποίηση του πλέγματος. Ανεπαρκής διακριτοποίηση μπορεί να οδηγήσει σε ανακριβή αποτελέσματα.

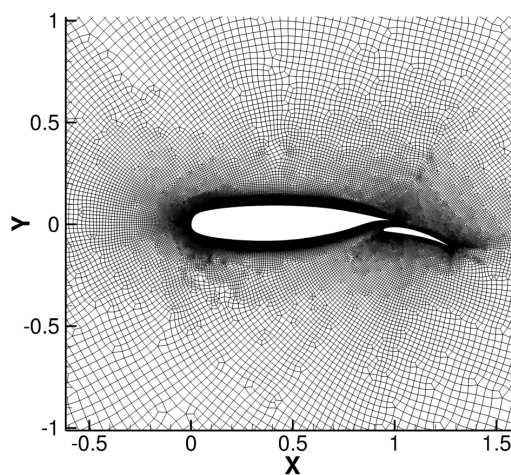
Και οι δύο προσεγγίσεις χρησιμοποιήθηκαν σε έντονα αποκολλημένες ροές, όπου ο ασταθής χαρακτήρας κυριαρχεί και δεν μπορεί να προλεχθεί επαρκώς από συμβατικά μοντέλα τύρβης.

## 2 Επίλυτης MaPFlow

Ο MaPFlow είναι ένας υπερβολικός, συμπίεστος, μη-δομημένος Navier-Stokes επίλυτης. Για την επίλυση του προβλήματος Riemann χρησιμοποιείται το σχήμα του Roe [20]. Για την προσομοίωση ροών χαμηλού αριθμού Mach, εφαρμόζονται μητρώα προσταθεροποίησης (Eriksson [21], Turkel κ.α. [22], Choi [23]). Η χωρική διακριτοποίηση των όρων μεταφοράς μπορεί να είναι είτε 2<sup>ος</sup> τάξης Upwinding (σχήμα PLR [24]) είτε 3<sup>ης</sup> τάξης Upwinding (σχήματα MUSCL [25] και QUICK [26]), ενώ η χωρική διακριτοποίηση των όρων διάχυσης είναι κεντρική διαφορά. Η χρονική διακριτοποίηση είναι 2<sup>ος</sup> τάξης (Backward Differentiation Formula [27]). Η μοντελοποίηση της τύρβης γίνεται με το μοντέλο Spalart-Allmaras [28] ή με το μοντέλο  $k-\omega$  SST [29]. Παραδείγματα υπολογιστικών πλεγμάτων παρουσιάζονται στο σχήμα 1.



(a) Αεροτομή NLF(1)-0416



(b) Αεροτομή NLR-7301 με πτερύγιο

Figure 1: Παραδείγματα υπολογιστικών πλεγμάτων

## 3 Προσομοιώσεις ροών με μετάβαση

### 3.1 Εισαγωγή

Όσον αφορά στη διαδικασία της μετάβασης της ροής από στρωτή σε τυρβώδη μελετήθηκαν τα παρακάτω μοντέλα:

- Μετάβαση με υπολογισμό οριακού στρώματος και εφαρμογή εμπειρικών κριτηρίων
- Μοντέλο εξισώσεων μεταφοράς  $\gamma-Re_\theta$
- Μοντέλο εξισώσεων μεταφοράς  $\gamma$
- Μοντέλο εξισώσεων μεταφοράς AFT

Στην πλειοψηφία τους τα εμπειρικά κριτήρια συσχετίζουν την εμφάνιση μετάβασης με μεγέθη οριακού στρώματος. Παραδείγματα τέτοιων μοντέλων είναι το κριτήριο του Michel [30], το κριτήριο του Granville [31] και το κριτήριο AHD [32]. Ωστόσο, η μετάβαση είναι εν ουσία ένα πρόβλημα ευστάθειας. Ως εκ τούτου, μπορεί να υπολογιστεί με χρήση των εξισώσεων Orr-Sommerfeld. Η πιο δημοφιλής μέθοδος πρόλεξης μετάβασης που βασίζεται στη θεωρία ευστάθειας είναι η μέθοδος  $e^N$ .

Στην πράξη, η εφαρμογή κριτηρίων μετάβασης οριακού στρώματος σε επιλύτες Navier-Stokes δημιουργεί δυσκολίες. Οι επιλύτες Navier-Stokes δεν υπολογίζουν ρητά τα μεγέθη του οριακού στρώματος. Αυτό έχει ως επακόλουθο την ανάγκη για υπολογισμό των μεγεθών του οριακού στρώματος από τα δεδομένα της ροής της προσομοίωσης. Ο υπολογισμός οριακού στρώματος στο πλαίσιο ενός επιλύτη Navier-Stokes μπορεί να γίνει με δύο τρόπους:

- Με κατ' ευθείαν ολοκλήρωση των μεγεθών της ροής στην κάθετη στη στερεή επιφάνεια διεύθυνση.
- Με χρήση εξισώσεων που επιλύουν το οριακό στρώμα πάνω στην στερεή επιφάνεια. Παραδείγματα είναι η μέθοδος Polhausen [2] και η μέθοδος δύο-εξισώσεων [33] με χρήση των κατανομών ταχύτητας Falkner-Skan [34].

Σε αντίθεση με τη μετάβαση με υπολογισμό οριακού στρώματος, η χρήση μοντέλων εξισώσεων μεταφοράς έχει πρακτικά πλεονεκτήματα ως προς την ευκολία εφαρμογής σε επιλύτες Navier-Stokes διότι παρέχουν την δυνατότητα πρόλεξης της μετάβασης σε κάθε κελί του χωρίου με χρήση μόνο τοπικών δεδομένων της ροής. Το πιο δημοφιλές μοντέλο μετάβασης με εξισώσεις μεταφοράς είναι το μοντέλο  $\gamma-Re_\theta$  [35], το οποίο στην ουσία είναι το εμπειρικό κριτήριο των Abu-Ghannam και Shaw [36] μεταφρασμένο σε εξισώσεις μεταφοράς, ενώ το μοντέλο  $\gamma$  [37] είναι μια νεότερη εκδοχή του μοντέλου  $\gamma-Re_\theta$  που ακολουθεί την ίδια βασική ιδέα. Παρόμοια φιλοσοφία ακολουθεί και το μοντέλο AFT, ωστόσο είναι βασισμένο στην προσεγγιστική μέθοδο  $e^N$  των Drela κ.α. [33]. Τα μοντέλα μετάβασης με εξισώσεις μεταφοράς μπορούν να χρησιμοποιηθούν σε οποιαδήποτε γεωμετρία, χωρίς να περιορίζονται από υπολογισμούς οριακού στρώματος και γραμμών ροής. Επίσης, μπορούν να χρησιμοποιηθούν και για τον υπολογισμό τριδιάστατης μετάβασης χωρίς επιπλέον αλλαγές, σε αντίθεση με τις μεθόδους υπολογισμού οριακού στρώματος που χρειάζονται αρκετές επιπλέον πληροφορίες,



## 3.2 Περιπτώσεις που εξετάστηκαν

Για την επιβεβαίωση και την αξιολόγηση των μοντέλων μετάβασης μελετήθηκαν εφαρμογές από τους τομείς της αεροναυτικής και της αιολικής ενέργειας:

### Διδιάστατες περιπτώσεις

- Αεροτομή NLF(1)-0416 σε αριθμό  $Re = 3 \times 10^6$ . Χαρακτηρίζεται από στρωτή ροή. Υπάρχουν πειραματικές μετρήσεις για  $C_l$  και  $C_d$  καθώς και για τις θέσεις μετάβασης [38], γεγονός που την καθιστά μια κλασική περίπτωση αξιολόγησης και επικύρωσης μοντέλων μετάβασης.
- Αεροτομή S809 σε αριθμό  $Re = 2 \times 10^6$ . Η αεροτομή αυτή έχει χρησιμοποιηθεί στις ανεμογεννήτριες NREL [39]. Υπάρχουν πειραματικές μετρήσεις για  $C_l$ ,  $C_d$  και για τις θέσεις μετάβασης, γεγονός που την καθιστά άλλη μια κλασική περίπτωση αξιολόγησης και επικύρωσης μοντέλων μετάβασης. Σε αντίθεση με την αεροτομή NLF(1)-0416, η αεροτομή S809 εμφανίζει απότομες αυξήσεις του συντελεστή αντίστασης στο διάγραμμα  $C_l - C_d$  λόγω της απότομης ανάντι μετατόπισης των θέσεων μετάβασης προς την ακμή προσβολής.
- Αεροτομή S827 σε αριθμό  $Re = 4 \times 10^6$ . Όπως και η αεροτομή S809, η αεροτομή S827 έχει χρησιμοποιηθεί σε ανεμογεννήτριες NREL. Υπάρχουν πειραματικές μετρήσεις για  $C_l$  και  $C_d$  [40]. Η αεροτομή αυτή παρουσιάζει ιδιαίτερο ενδιαφέρον διότι ο σχεδιασμός της οδηγεί την ροή σε μετάβαση και αποκόλληση κοντά στην ακμή φυγής για μικρές γωνίες (συγκεκριμένα για  $\alpha = 4^\circ$  σε αυτό τον αριθμό  $Re$ ). Επομένως, είναι χρήσιμη περίπτωση για την αξιολόγηση μοντέλων μετάβασης ως προς την ικανότητα πρόληξης τέτοιων δύσκολων φαινομένων ροής.
- Αεροτομή DU-00-W212 σε αριθμούς  $Re = 3 : 15 \times 10^6$ . Η αεροτομή αυτή αποτελεί την κύρια αεροτομή της ανεμογεννήτριας που μελετήθηκε στο πλαίσιο του έργου AVATAR [41]. Πειραματικές μετρήσεις πραγματοποιήθηκαν πρόσφατα [42]. Τα διαθέσιμα πειραματικά δεδομένα για  $C_l$  και  $C_d$  επιτρέπουν την αξιολόγηση των μοντέλων μετάβασης για αυξανόμενους αριθμούς  $Re$ .
- Αεροτομή Aerospatiale-A σε αριθμό  $Re = 2.1 \times 10^6$  και γωνία  $\alpha = 13.1^\circ$ . Οι διαθέσιμες πειραματικές μετρήσεις [43] δείχνουν την εμφάνιση στρωτής αποκόλλησης στην άνω πλευρά της αεροτομής. Επομένως η αεροτομή αυτή έχει ενδιαφέρον για την αξιολόγηση των μοντέλων μετάβασης σε περιπτώσεις με στρωτή αποκόλληση. Επίσης υπάρχουν πειραματικές μετρήσεις κατανομών ταχύτητας στο οριακό στρώμα, γεγονός το οποίο επιτρέπει μια πιο λεπτομερή σύγκριση των αποτελεσμάτων των μοντέλων.
- Αεροτομή NLR-7301 με πτερύγιο σε αριθμό  $Re = 2.51 \times 10^6$  και γωνία  $\alpha = 6^\circ$ . Μελετήθηκε για την αποτίμηση των μοντέλων σε διδιάστατες προσομοιώσεις με δύο σώματα. Υπάρχουν διαθέσιμες πειραματικές κατανομές ταχύτητας σε διάφορες θέσεις πάνω στο κύριο στέλεχος και στο πτερύγιο [44].
- Αεροτομή Eppler e387 σε αριθμό  $Re = 3 \times 10^5$ . Η αεροτομή αυτή χαρακτηρίζεται από περιοχές στρωτής αποκόλλησης και περιοχές ανακυκλοφορίας μεγάλης έκτασης. Πειραματικές μετρήσεις περιλαμβάνουν  $C_l$ ,  $C_d$ ,  $C_p$  σε πολλές γωνίες καθώς και σημεία μετάβασης. Είναι μια χρήσιμη περίπτωση για την αποτίμηση της ικανότητας των μοντέλων να προλέξουν μετάβαση που προκύπτει λόγω στρωτής αποκόλλησης.
- Αεροτομή NACA 64<sub>2</sub>015 σε αριθμούς  $Re = 10 - 40 \times 10^6$ . Υπάρχουν πειραματικές μετρήσεις για σημεία μετάβασης σε γωνίες πρόσπτωσης  $0^\circ$  και  $1^\circ$ . Το μεγάλο εύρος  $Re$  καθιστά αυτήν την περίπτωση πολύ ενδιαφέρουσα για την αποτίμηση της ακρίβειας των μοντέλων για αυξανόμενο αριθμό  $Re$ .

### Τριδιάστατες περιπτώσεις

- 6:1 σφαιροειδές σε αριθμό  $Re = 6.5 \times 10^6$ . Η ροή γύρω από το σφαιροειδές παρουσιάζει ιδιαίτερο ενδιαφέρον διότι χαρακτηρίζεται από την παρουσία έντονων τριδιάστατων ασταθειών

που οδηγούν σε τριδιάστατη μετάβαση. Υπάρχουν πειραματικές μετρήσεις για την κατανομή του  $C_f$ . Χρησιμοποιήθηκε το μοντέλο  $\gamma-Re_\theta$  εμπλουτισμένο με δύο μοντέλα πρόλεξης τριδιάστατης μετάβασης (Langtry κ.α. [45], Grabe κ.α. [46]).

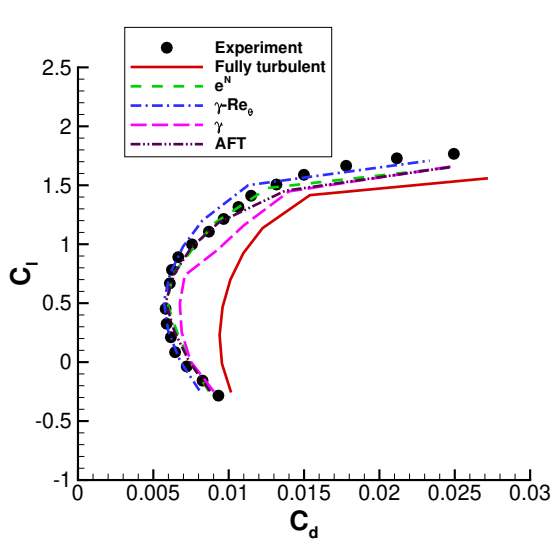
- Πτέρυγα ONERA M6 σε αριθμό  $Re = 3.5 \times 10^6$ . Αντίστοιχα με το σφαιροειδές, η ροή γύρω από την πτέρυγα ONERA M6 περιέχει έντονες τριδιάστατες αστάθειες που οδηγούν σε τριδιάστατη μετάβαση. Υπάρχουν διαθέσιμες πειραματικές θέσεις μετάβασης. Όπως και στην περίπτωση του σφαιροειδούς, χρησιμοποιήθηκε το μοντέλο  $\gamma-Re_\theta$  εμπλουτισμένο με δύο μοντέλα πρόλεξης τριδιάστατης μετάβασης (Langtry κ.α. [45], Grabe κ.α. [46]).
- Πτερύγιο δρομέα A/Γ AVATAR σε διάφορες ταχύτητες ανέμου. Η A/Γ AVATAR μελετήθηκε στο πλαίσιο του έργου AVATAR [41]. Δεν υπάρχουν πειραματικές μετρήσεις, επομένως σύγκριση με πειραματικά δεδομένα δεν είναι εφικτή. Ωστόσο, το πτερύγιο προσομοιώθηκε με και χωρίς μετάβαση και συγκρίθηκε με υπολογιστικά αποτελέσματα άλλων ερευνητών, με σκοπό να αποτιμηθεί η επιρροή της ύπαρξης της μετάβασης στα ολοκληρωμένα αεροδυναμικά μεγέθη της μηχανής.

### 3.3 Αξιολόγηση αποτελεσμάτων

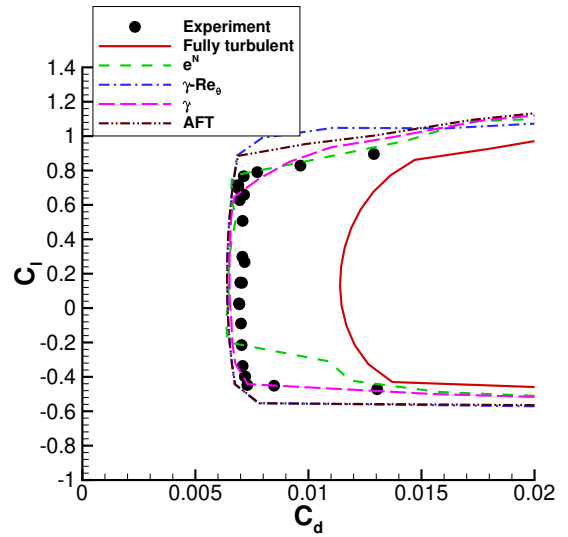
#### 3.3.1 Επιρροή μετάβασης στα διαγράμματα $C_l-C_d$

Η ύπαρξη μετάβασης σε αεροδυναμικές προσομοιώσεις επηρεάζει πρωτίστως τις τιμές του συντελεστή αντίστασης ( $C_d$ ). Οι περιοχές στρωτής ροής έχουν μικρότερη τάση τριβής επιφάνειας από τις τυρβώδεις περιοχές. Οι προσομοιώσεις χωρίς την ύπαρξη μετάβασης υποθέτουν πλήρως τυρβώδη ροή σε όλη την έκταση του χωρίου, το οποίο συνεπάγεται ότι οι προλεγόμενοι συντελεστές αντίστασης θα είναι πάντα μεγαλύτεροι από τις αντίστοιχες προλέξεις προσομοιώσεων με μετάβαση.

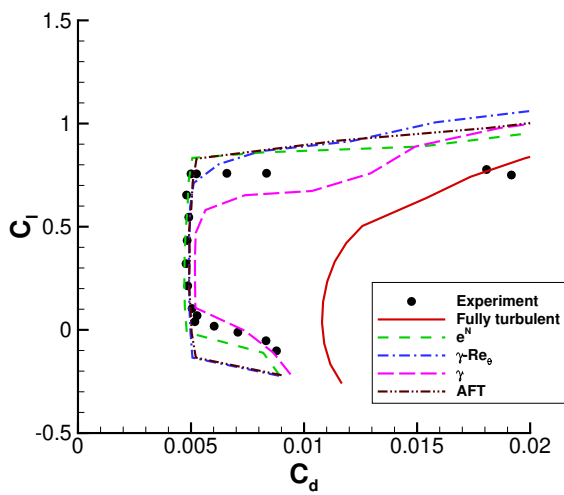
Παραδείγματα διαγραμμάτων  $C_l-C_d$  για διάφορες αεροτομές παρουσιάζονται στο σχήμα 2. Οι προσομοιώσεις με μετάβαση δίνουν αποτελέσματα πολύ κοντά στα πειραματικά δεδομένα, σε αντίθεση με τις προσομοιώσεις χωρίς μετάβαση (fully turbulent) που πάντα υπερεκτιμούν τον συντελεστή αντίστασης. Σχετικά με τα μοντέλα μετάβασης, από τις περιπτώσεις αυτές δεν προκύπτει ότι κάποιο είναι εγγενώς καλύτερο. Μόνο το μοντέλο  $\gamma$  απέιχε από τα πειράματα και τα άλλα μοντέλα μετάβασης για τις αεροτομές NLF(1)-0416 και S827. Τα άλλα 3 μοντέλα είχαν πάντα καλή συμφωνία με τα πειράματα και μεταξύ τους. Το εύρος της περιοχής χαμηλού  $C_d$  είναι συγκρίσιμο, ωστόσο η μέθοδος  $e^N$  συνήθως προλέγει την αύξηση του  $C_d$  σε χαμηλότερες τιμές  $C_l$  (=χαμηλότερες γωνίες πρόσπτωσης) από τα μοντέλα  $\gamma-Re_\theta$  και AFT. Επιπρόσθετα, η μέθοδος  $e^N$  προλέγει πάντα αιχμηρές αλλαγές στα άκρα του εύρους της περιοχής χαμηλού  $C_d$  ενώ τα μοντέλα AFT και  $\gamma-Re_\theta$  σε κάποιες περιπτώσεις προλέγουν πιο ομαλές μεταβάσεις, το οποίο σημαίνει ότι η θέση μετάβασης δεν μετατοπίζεται προς την ακμή πρόσπτωσης το ίδιο απότομα. Τέλος, μετά το πέρας της περιοχής χαμηλού  $C_d$  τα μοντέλα προλέγουν παρόμοιες αυξήσεις. Αυτό είναι αναμενόμενο διότι η αύξηση του  $C_d$  λαμβάνει χώρα όταν το σημείο μετάβασης στην πλευρά υποπίεσης έρθει κοντά στην ακμή πρόσπτωσης.



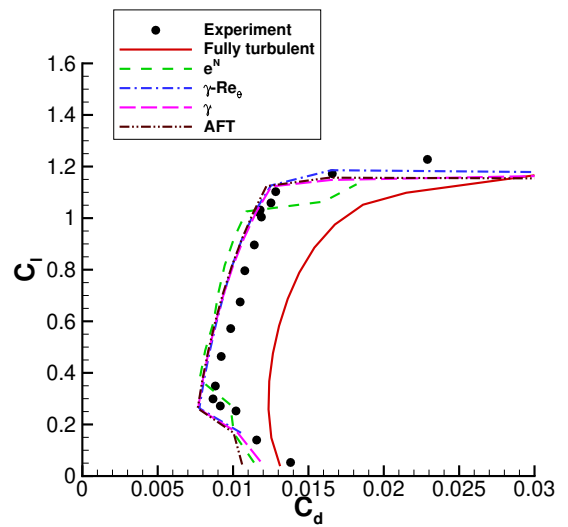
(a) *NLF(1)-0416*.  $Re = 4 \times 10^6$ ,  $Ma_\infty = 0.1$ ,  $Tu_\infty = 0.15\%$ . Σύγκριση με πειραματικά δεδομένα [38].



(b) *S809*.  $Re = 2 \times 10^6$ ,  $Ma_\infty = 0.1$ ,  $Tu_\infty = 0.05\%$ . Σύγκριση με πειραματικά δεδομένα [39].



(c) *S827*.  $Re = 4 \times 10^6$ ,  $Ma_\infty = 0.1$ ,  $Tu_\infty = 0.05\%$ . Σύγκριση με πειραματικά δεδομένα [40].



(d) *Eppler e387*.  $Re = 0.3 \times 10^6$ ,  $Ma_\infty = 0.075$ ,  $Tu_\infty = 0.07\%$ . Σύγκριση με πειραματικά δεδομένα [47].

Figure 2: Διαγράμματα  $C_l$ - $C_d$  για διάφορες αεροτομές.

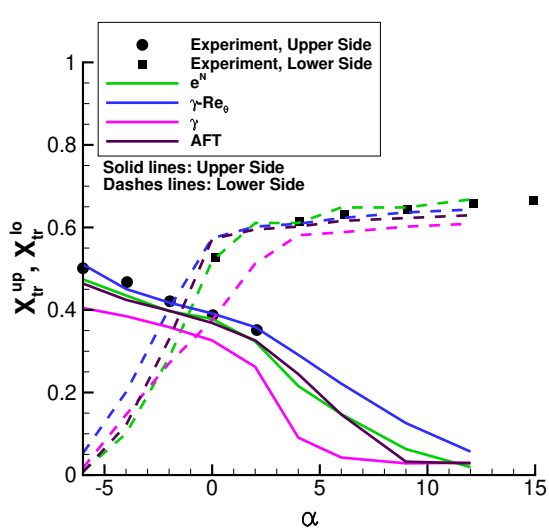
### 3.3.2 Ακρίβεια πρόλεξης θέσεων μετάβασης για τα διάφορα μοντέλα

Η ικανότητα ενός μοντέλου να προλέγει τις θέσεις μετάβασης με ακρίβεια είναι πολύ σημαντική για τη σωστή πρόλεξη των αεροδυναμικών φορτίων. Όπως αναφέρθηκε και στην προηγούμενη παράγραφο, η θέση της μετάβασης επηρεάζει την τιμή του συντελεστή αντίστασης λόγω της τάσης τριβής επιφάνειας. Ωστόσο, η θέση μετάβασης μπορεί να επηρεάσει και την εμφάνιση αποκόλλησης κατάντι της ροής. Ένα τυρβώδες οριακό στρώμα απορροφά περισσότερη ενέργεια από ο,τι ένα στρωτό οριακό στρώμα. Ως αποτέλεσμα, η ροή στην πλήρως τυρβώδη προσομοίωση μπορεί να αποκολληθεί κοντά στην ακμή φυγής. Αντίθετα, η ύπαρξη περιοχών στρωτής ροής σε προσομοιώσεις με μετάβαση επιτρέπει στο οριακό στρώμα να συγκρατήσει περισσότερη ενέργεια και να μην αποκολληθεί.

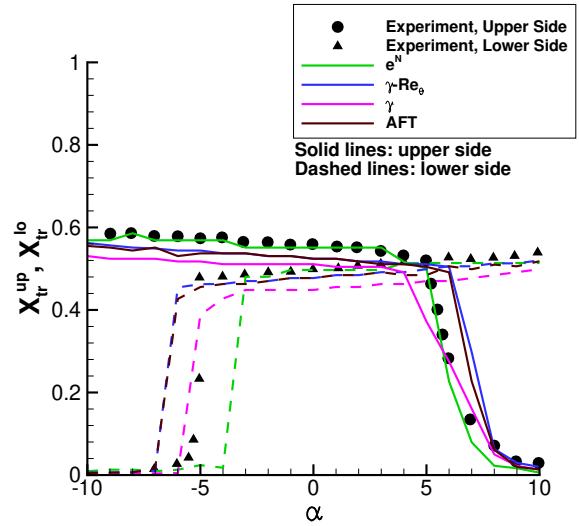
Παραδείγματα θέσεων μετάβασης για διάφορες αεροτομές παρουσιάζονται στο σχήμα 3. Για τις αεροτομές NLF(1)-0416 και S809 η μέθοδος  $e^N$  είναι αρκετά κοντά στα πειραματικά δεδομένα. Για την κάτω πλευρά (lower side) της αεροτομής NLF(1)-0416 οι θέσεις μετάβασης υπολογίζονται ελαφρώς ανάντι, ενώ για την κάτω πλευρά της αεροτομής S809 η μετατόπιση της θέσης μετάβασης προς την ακμή πρόσπτωσης εμφανίζεται 2° νωρίτερα από το πείραμα. Στην περίπτωση της αεροτομής Erppler e387, η μετάβαση προλέγεται ανάντι των πειραματικών θέσεων. Τα μοντέλα  $\gamma-Re_\theta$  και AFT προλέγουν τις θέσεις μετάβασης με καλή ακρίβεια και για τις τρεις περιπτώσεις, ωστόσο για την αεροτομή S809 οι μετατοπίσεις των σημείων μετάβασης προς την ακμή πρόσπτωσης εμφανίζονται με καθυστέρηση 1° από το πείραμα. Το μοντέλο  $\gamma$  υπολογίζει τις θέσεις μετάβασης ελαφρώς ανάντι για τις αεροτομές NLF(1)-0416 και S809. Ωστόσο, για την κάτω πλευρά της αεροτομής S809, η μετατόπιση της θέσης μετάβασης προλέγεται στην ίδια θέση με το πείραμα. Δεδομένου ότι το μοντέλο  $\gamma$  προλέγει τις μεταβάσεις ανάντι από τα άλλα μοντέλα εξισώσεων μεταφοράς, η συμφωνία με το πείραμα σε αυτήν την περίπτωση είναι μάλλον συμπτωματική. Στην περίπτωση της αεροτομής Erppler e387 ωστόσο, το μοντέλο  $\gamma$  συμφωνεί με τα μοντέλα  $\gamma-Re_\theta$  και AFT.

Συνολικά, όλα τα μοντέλα πλην του μοντέλου  $\gamma$  είναι σε θέση να δώσουν αρκετά ακριβή αποτελέσματα για αυτές τις περιπτώσεις αεροτομών. Η μέθοδος  $e^N$  υπολογίζει τις μετατοπίσεις των θέσεων μετάβασης προς την ακμή πρόσπτωσης σε μικρότερες γωνίες, το οποίο σε κάποιες περιπτώσεις συμφωνεί με τα πειράματα. Ωστόσο, η ακρίβεια της μεθόδου για την αεροτομή Erppler e387, αν και καλή, υστερεί αυτής των μοντέλων  $\gamma-Re_\theta$  και AFT.

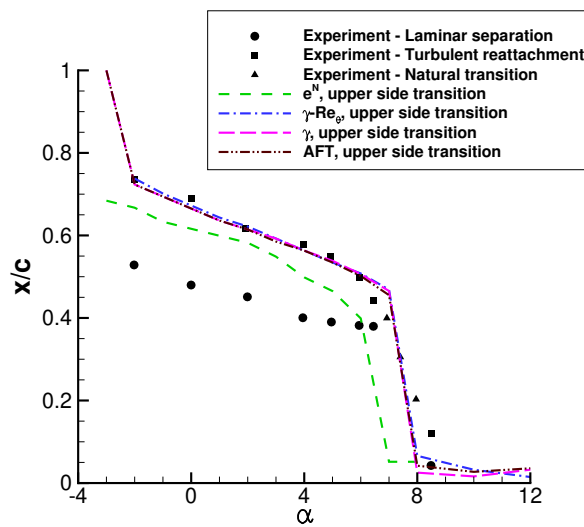
Επιπρόσθετα, στο σχήμα 4 παρουσιάζονται οι τιμές του συντελεστή άνωσης, των θέσεων μετάβασης και των θέσεων αποκόλλησης στην άνω πλευρά της αεροτομής S827. Η πλήρως τυρβώδης προσομοίωση προλέγει τυρβώδη αποκόλληση κοντά στην ακμή φυγής από πολύ μικρές γωνίες πρόσπτωσης ( $\alpha = -1^\circ$ ). Αυτό έχει ως αποτέλεσμα η καμπύλη του συντελεστή άνωσης να έχει διαφορετική κλίση από αυτήν του πειράματος. Αντίθετα, όλες οι προσομοιώσεις με μετάβαση προλέγουν την εμφάνιση αποκόλλησης σε μεγαλύτερες γωνίες. Το μοντέλο  $\gamma$  εμφανίζει αποκόλληση για γωνία 3°, η μέθοδος  $e^N$  και το μοντέλο  $\gamma-Re_\theta$  για 5° ενώ το μοντέλο AFT για 6°. Μέχρι την εμφάνιση αποκόλλησης, οι καμπύλες  $C_l - \alpha$  των προσομοιώσεων με μετάβαση έχουν την ίδια κλίση με την καμπύλη του πειράματος. Η εμφάνιση αποκόλλησης σχετίζεται με την μετατόπιση της θέσης μετάβασης στην άνω πλευρά προς την ακμή πρόσπτωσης. Το ανάντι σημείο μετάβασης μειώνει την περιοχή στρωτής ροής με αποτέλεσμα η ροή να μην έχει αρκετή ενέργεια κοντά στην ακμή φυγής και να αποκολλάται.



(a) *NLF(1)-0416*.  $Re = 4 \times 10^6$ ,  $Ma_\infty = 0.1$ ,  $Tu_\infty = 0.15\%$ . Σύγκριση με πειραματικά δεδομένα [38].

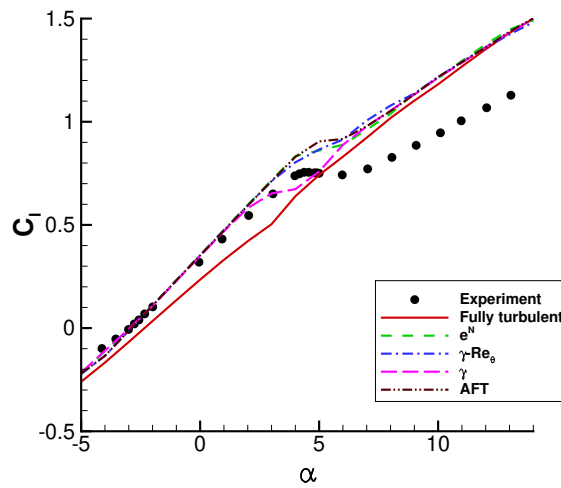


(b) *S809*.  $Re = 2 \times 10^6$ ,  $Ma_\infty = 0.1$ ,  $Tu_\infty = 0.05\%$ . Σύγκριση με πειραματικά δεδομένα [39].

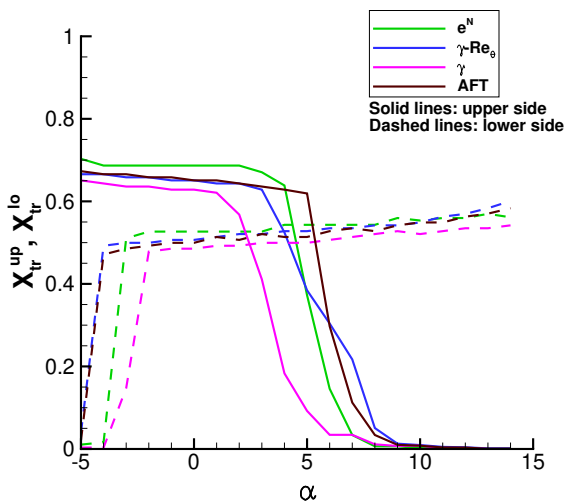


(c) *Eppler e387*.  $Re = 0.3 \times 10^6$ ,  $Ma_\infty = 0.075$ ,  $Tu_\infty = 0.07\%$ . Σύγκριση με πειραματικά δεδομένα [47].

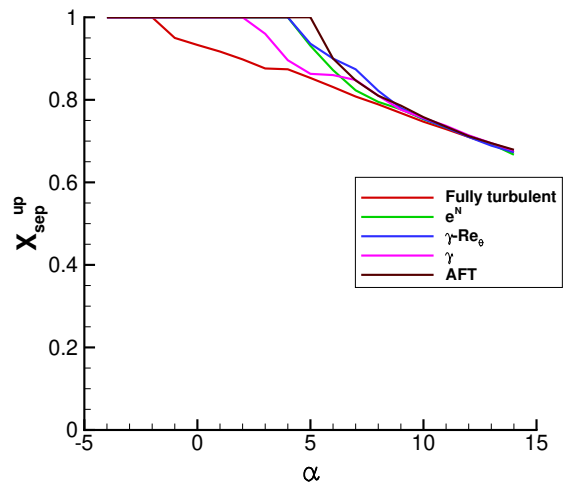
Figure 3: Θέσεις μετάβασης για διάφορες αεροτομές.



(a)  $C_l$  vs  $\alpha$



(b) Θέσεις μετάβασης



(c) Θέσεις αποκόλλησης, άνω πλευρά

**Figure 4:** Αεροτομή S827.  $Re = 4 \times 10^6$ ,  $Ma_\infty = 0.1$ ,  $Tu_\infty = 0.05\%$ . Σύγκριση με πειραματικά δεδομένα [38]. Επιρροή θέσης μετάβασης στην εμφάνιση αποκόλλησης και στην τιμή του συντελεστή άνωσης.

### 3.3.3 Συμπεριφορά μοντέλων μετάβασης σε ροές μεγάλων αριθμών $Re$

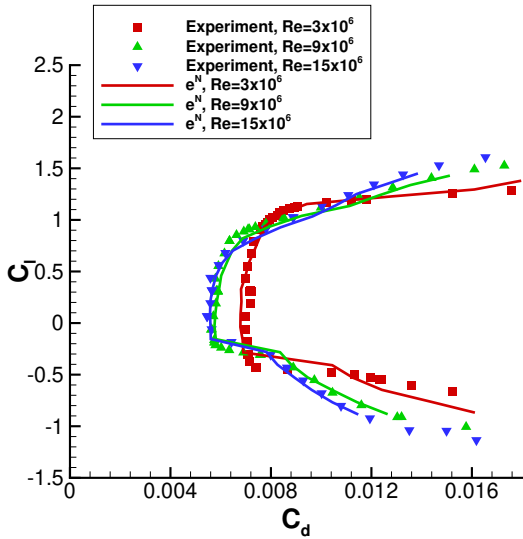
Σημαντική είναι η ακρίβεια των μοντέλων μετάβασης για αυξανόμενο αριθμό  $Re$ . Στο σχήμα 5 παρουσιάζονται αποτελέσματα προσομοιώσεων για την αεροτομή DU-00-W212 για αριθμούς  $Re = 3, 9$  και  $15 \times 10^6$  (πίνακας 1) χρησιμοποιώντας την μέθοδο  $e^N$  και τα μοντέλα  $\gamma-Re_\theta$  και AFT. Η μέθοδος  $e^N$  και το μοντέλο AFT είναι πολύ κοντά στα πειραματικά δεδομένα και για τους τρεις αριθμούς  $Re$  (σχήματα 5a και 5c). Αντίθετα, η ακρίβεια του μοντέλου  $\gamma-Re_\theta$  μειώνεται για αριθμούς  $Re = 9$  και  $15 \times 10^6$  (σχήμα 5b). Συγκεκριμένα, το μοντέλο προλέγει μικρότερη έκταση της περιοχής χαμηλού συντελεστή αντίστασης, ενώ και τα ίδια τα επίπεδα του συντελεστή αντίστασης είναι υψηλότερα σε σχέση με τα δύο άλλα μοντέλα και το πείραμα. Πολύ σημαντική είναι και η συμπεριφορά της ελάχιστης τιμής του συντελεστή αντίστασης (σχήμα 5d). Με αυξανόμενο αριθμό  $Re$ , ο ελάχιστος συντελεστής αντίστασης πρέπει να μειώνεται λόγω μειωμένου πάχους του οριακού στρώματος που οδηγεί σε μείωση των φαινομένων τριβής. Η συμπεριφορά αυτή παρατηρείται στα πειράματα και στις προσομοιώσεις με την μέθοδο  $e^N$  και το μοντέλο AFT αλλά όχι με το μοντέλο  $\gamma-Re_\theta$ , το οποίο προλέγει αύξηση του ελάχιστου συντελεστή αντίστασης μεταξύ των αριθμών  $Re = 9$  και  $15 \times 10^6$ . Η συμπεριφορά αυτή αποδίδεται στις ανάντι προλέξεις των θέσεων μετάβασης από το μοντέλο  $\gamma-Re_\theta$  (σχήματα 5e και 5f) σε σύγκριση με την μέθοδο  $e^N$  και το μοντέλο AFT.

Αποτελέσματα παρουσιάζονται επίσης και για την αεροτομή NACA 64<sub>2</sub>015, όπου οι θέσεις μετάβασης έχουν μετρηθεί για αριθμούς  $Re$  μέχρι  $40 \times 10^6$ . Δοκιμάστηκαν τρία διαφορετικά επίπεδα τύρβης. Η μέθοδος  $e^N$  και το μοντέλο AFT είναι κοντά στα πειραματικά δεδομένα σε όλο το εύρος αριθμών  $Re$ . Αντίθετα, τα μοντέλα  $\gamma-Re_\theta$  και  $\gamma$  προλέγουν τις θέσεις μετάβασης σημαντικά ανάντι.

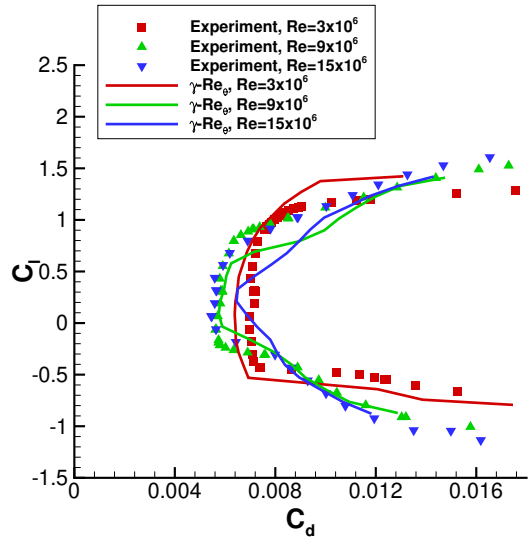
**Table 1:** Συνθήκες ροής για την αεροτομή DU-00-W212

$Re$ (millions)	3	9	15
$Ma_\infty$	0.075	0.082	0.08
$Tu_\infty$ (%)	0.0864	0.1988	0.3346
$N_{crit}$	8.50	6.60	5.25
$\alpha$ (°)	-10 to 10	-10 to 10	-10 to 10

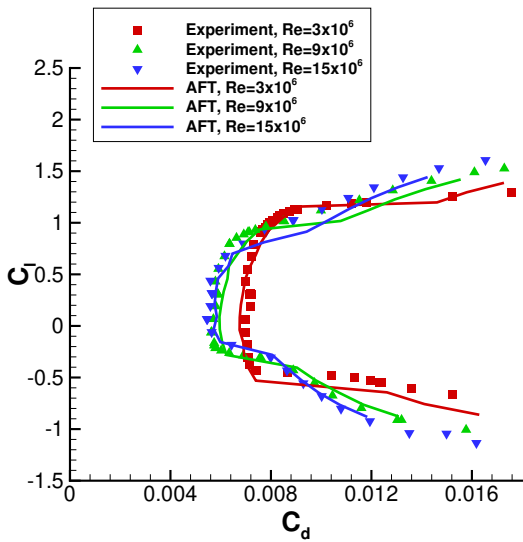




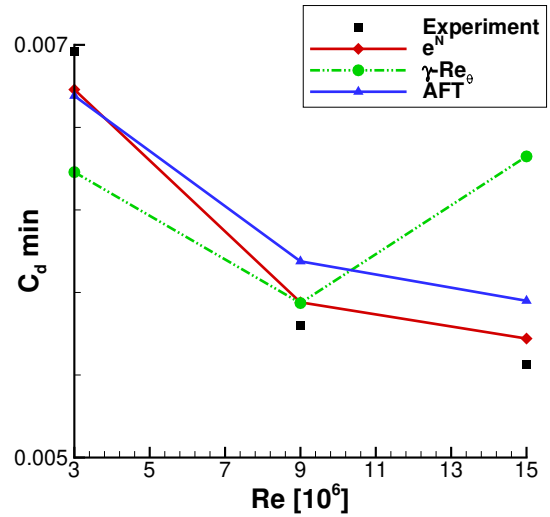
(a)  $e^N$  method,  $C_l$  vs  $C_d$



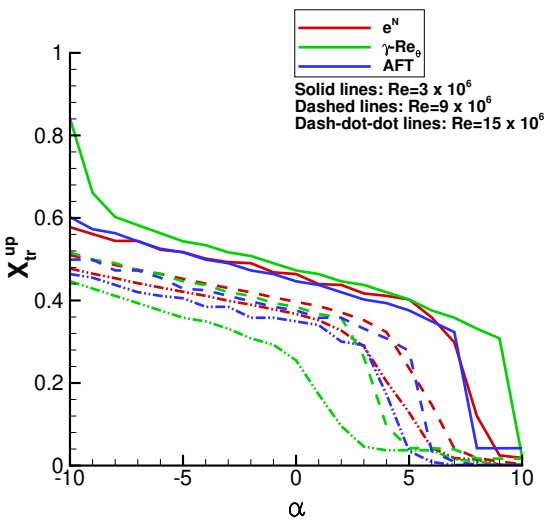
(b)  $\gamma - Re_{\theta}$ ,  $C_l$  vs  $C_d$



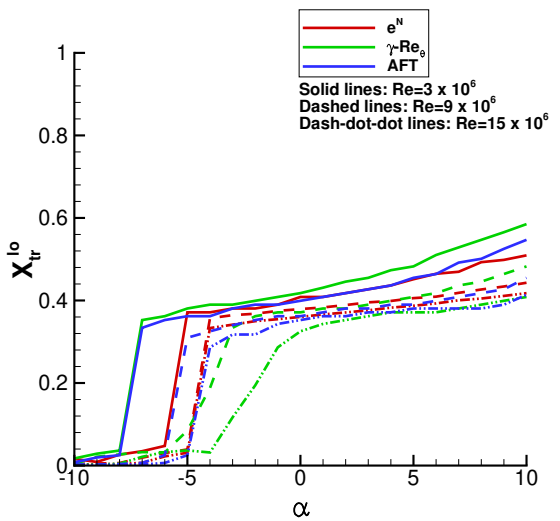
(c) AFT,  $C_l$  vs  $C_d$



(d) Ελάχιστη τιμή του συντελεστή αντίστασης για αυξανόμενο αριθμό  $Re$  από τα τρία μοντέλα μετάβασης

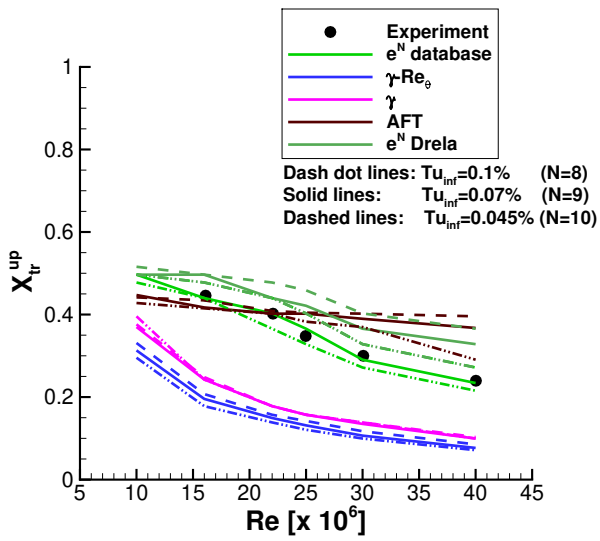


(e) Άνω πλευρά, θέσεις μετάβασης

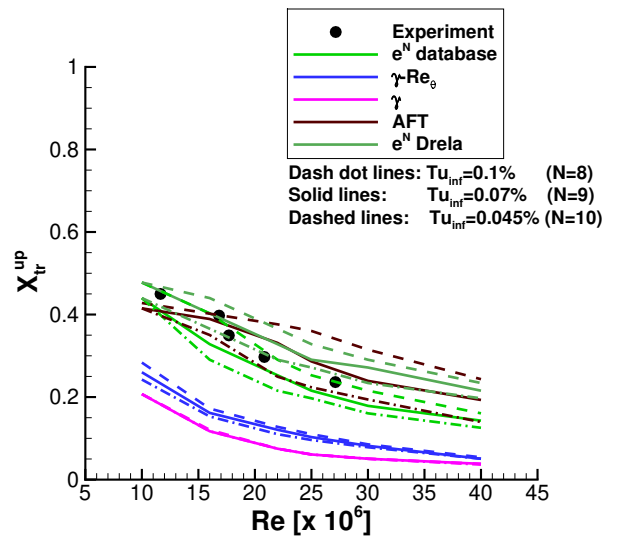


(f) Κάτω πλευρά, θέσεις μετάβασης

Figure 5: Αεροτομή DU-00-W212, συνθήκες ροής από τον πίνακα 1. Σύγκριση με πειραματικά δεδομένα [42].



(a) Θέσεις μετάβασης, άνω πλευρά,  $\alpha = 0^\circ$

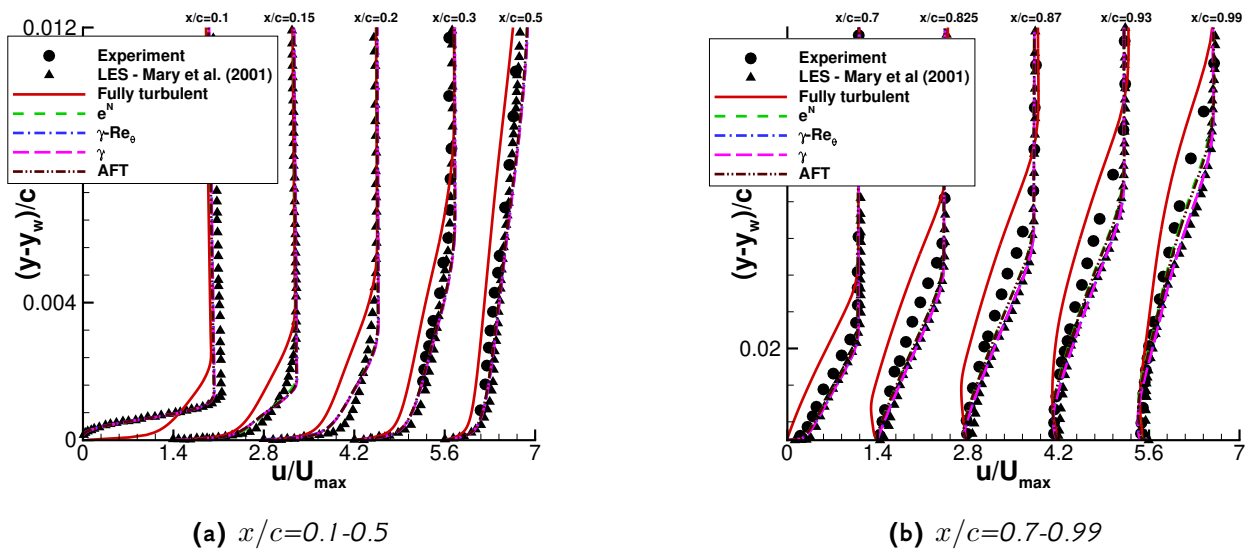


(b) Θέσεις μετάβασης, άνω πλευρά,  $\alpha = 1^\circ$

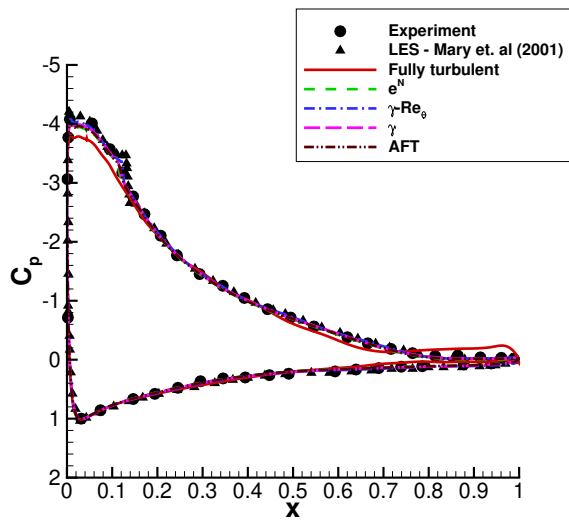
**Figure 6:** Αεροτομή NACA 64<sub>2</sub>015,  $Re = 10 - 40 \times 10^6$ ,  $Ma_\infty = 0.27$ ,  $Tu_\infty = 0.045 - 0.1\%$ . Σύγκριση με πειραματικά δεδομένα [48].

### 3.3.4 Αποτελέσματα κατανομών ταχυτήτων στο οριακό στρώμα

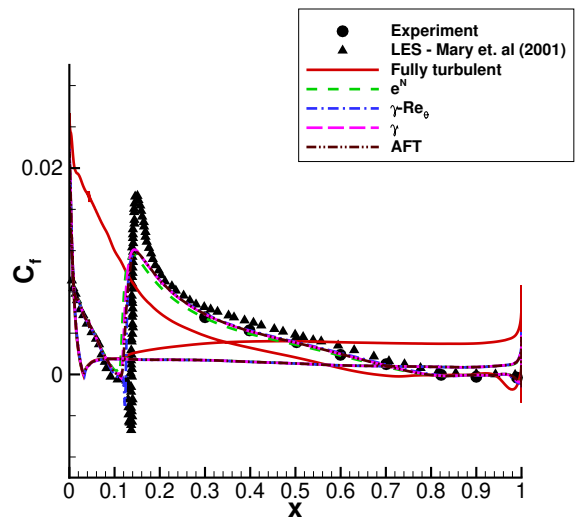
Οι υπολογισμένες κατανομές ταχυτήτων του οριακού στρώματος για διάφορες θέσεις στην άνω πλευρά της αεροτομής Aerospatiale-A συγκρίνονται με πειραματικά δεδομένα [43] και αποτελέσματα προσομοιώσεων LES [9] στο σχήμα 7. Η θέση μετάβασης για αυτή την αεροτομή προλέγεται κοντά στο  $x/c = 0.12$ , όπως προκύπτει από την κατανομή του συντελεστή τριβής επιφάνειας (σχήμα 8b). Η ύπαρξη περιοχής στρωτής ροής στην άνω πλευρά της αεροτομής οδηγεί σε διαφορετική μορφή κατανομής ταχύτητας, ακόμα και για θέσεις οι οποίες βρίσκονται στην τυρβώδη περιοχή. Με την πλήρως τυρβώδη προσομοίωση (fully turbulent) η ροή έχει χάσει ένα ποσοστό ενέργειας μέχρι τη θέση μετάβασης. Ως επακόλουθο, οι κατανομές ταχύτητας παρουσιάζουν σημαντικές διαφορές σε σχέση με αυτά από τις προσομοιώσεις με μετάβαση. Επιπρόσθετα, όπως φαίνεται στο σχήμα 8b, η πλήρως τυρβώδης προσομοίωση αποκολλάται σημαντικά νωρίτερα από τις προσομοιώσεις με μετάβαση και από το πείραμα και τους υπολογισμούς LES κοντά στην ακμή φυγής.



**Figure 7:** Αεροτομή Aerospatiale-A.  $Re = 2.1 \times 10^6$ ,  $Ma_\infty = 0.15$ ,  $\alpha = 13.1^\circ$ ,  $Tu_{amb} = 0.07\%$ . Μέση ταχύτητα κατά την κατεύθυνση της ροής στο οριακό στρώμα. Οι επιμέρους  $x/c$  θέσεις διαχωρίζονται από οριζόντια απόσταση ίση με 1.4 στο σχήμα. Οι αντίστοιχες γραμμές  $u = 0$  βρίσκονται στις θέσεις 0, 1.4, 2.8, 4.2, 5.6. Σύγκριση με πειραματικά δεδομένα [43] και αποτελέσματα προσομοιώσεων LES [9].



(a)  $C_p$



(b)  $C_f$

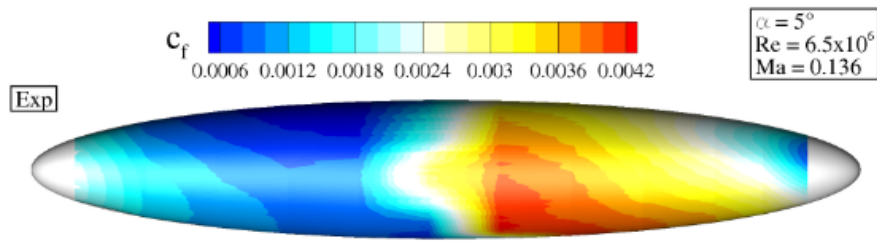
**Figure 8:** Αεροτομή Aerospatiale-A.  $Re = 2.1 \times 10^6$ ,  $Ma_\infty = 0.15$ ,  $\alpha = 13.1^\circ$ ,  $Tu_{amb} = 0.07\%$ . Σύγκριση με πειραματικά δεδομένα [43] και αποτελέσματα προσομοιώσεων LES [9].

### 3.3.5 Προλέξεις τριδιάστατης μετάβασης

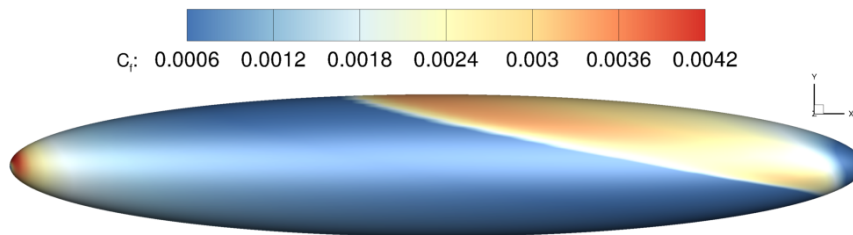
Η πρώτη περίπτωση τριδιάστατης μετάβασης αφορά το 6:1 σφαιροειδές σε αριθμό  $Re = 6.5 \times 10^6$ . Οι κατανομές  $C_f$  από τις προσομοιώσεις συγκρίνονται με πειραματικές κατανομές στα σχήματα 9-11. Η περίπτωση του σφαιροειδούς παρουσιάζει ιδιαίτερο ενδιαφέρον διότι η ροή γύρω από σφαιροειδή εμφανίζει τριδιάστατες αστάθειες που δύνανται να οδηγήσουν σε τριδιάστατη μετάβαση. Ως εκ τούτου, οι υπολογιστικές προσομοιώσεις και τα μοντέλα μετάβασης πρέπει να είναι σε θέση να λάβουν υπ' όψιν τους αντίστοιχους τριδιάστατους μηχανισμούς. Η περίπτωση αυτή προσομοιώθηκε με το μοντέλο  $\gamma-Re_\theta$  στην αρχική του μορφή [35], καθώς και εμπλουτισμένο με δύο διαφορετικά μοντέλα πρόλεξης τριδιάστατης μετάβασης (Langtry κ.α. [45] και Grabe κ.α. [46]). Η σύγκριση δείχνει ότι χωρίς τους επιπλέον όρους τριδιάστατης μετάβασης, τα υπολογιστικά αποτελέσματα απέχουν σημαντικά από τα πειράματα. Με την προσθήκη οποιουδήποτε από τα δύο μοντέλα τριδιάστατης μετάβασης, τα υπολογιστικά αποτελέσματα έρχονται πιο κοντά στα πειράματα, ιδιαίτερα για τις γωνίες των  $15^\circ$  και  $20^\circ$ .

Η δεύτερη περίπτωση αφορά την πτέρυγα ONERA M6 σε αριθμό  $Re = 3.5 \times 10^6$ . Οι κατανομές  $C_f$  από τις προσομοιώσεις συγκρίνονται με τις πειραματικές θέσεις μετάβασης στο σχήμα 12. Οι υπολογισμοί έγιναν με το μοντέλο  $\gamma-Re_\theta$  στην αρχική του μορφή, καθώς και με τα μοντέλα τριδιάστατης μετάβασης των Langtry και Grabe. Οι υπολογισμοί χωρίς όρους τριδιάστατης μετάβασης απέχουν από τα πειράματα σημαντικά, ενώ το μοντέλο τριδιάστατης μετάβασης των Langtry κ.α. δύνανται να δώσει καλά αποτελέσματα μόνο για την περίπτωση των  $0^\circ$ . Για τις άλλες δύο γωνίες, οι θέσεις μετάβασης υπολογίζονται κατάντι. Το μοντέλο τριδιάστατης μετάβασης των Grabe κ.α. δίνει πολύ καλά αποτελέσματα για γωνίες  $0^\circ$  και  $15^\circ$ , ενώ για  $5^\circ$  είναι πιο κοντά στα πειράματα από το μοντέλο των Langtry κ.α. Η περίπτωση των  $15^\circ$  παρουσιάζει ιδιαίτερο ενδιαφέρον διότι οι θέσεις μετάβασης στην κάτω πλευρά (πλευρά πίεσης) βρίσκεται ανάντι των αντίστοιχων θέσεων στις  $5^\circ$ . Αυτό υποδηλώνει ότι στις  $15^\circ$  η μετάβαση οφείλεται σε τριδιάστατες αστάθειες. Εάν δεν υπήρχαν τριδιάστατες αστάθειες, τότε οι θέσεις μετάβασης στην πλευρά πίεσης για αυξανόμενη γωνία πρόσπτωσης θα έπρεπε να μετατοπίζονται προς την ακμή φυγής. Αυτό δεν παρατηρείται στο πείραμα, ενώ και το μοντέλο τριδιάστατης μετάβασης των Grabe κ.α. προλέγει την ίδια συμπεριφορά μεταξύ των  $5^\circ$  και των  $15^\circ$ .

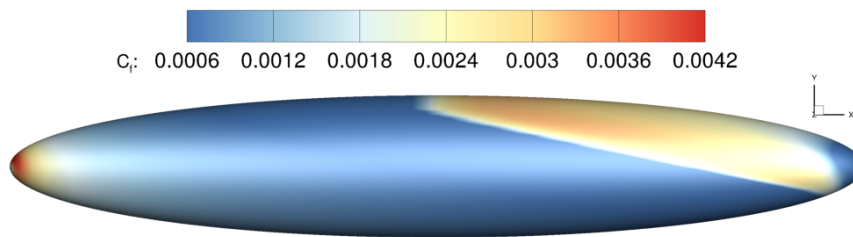
Από τα αποτελέσματα για αυτές τις δύο περιπτώσεις προκύπτει ότι το μοντέλο  $\gamma-Re_\theta$  χωρίς όρους τριδιάστατης μετάβασης αδυνατεί να δώσει αποτελέσματα κοντά στα πειραματικά δεδομένα. Με την προσθήκη οποιουδήποτε εκ των δύο μοντέλων τριδιάστατης μετάβασης, τα αποτελέσματα βελτιώνονται σημαντικά.



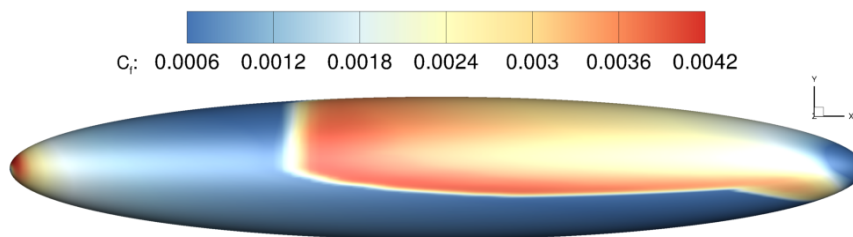
(a) Πειραματική κατανομή



(b) Μοντέλο  $\gamma-Re_\theta$  χωρίς όρους τριδιάστατης μετάβασης

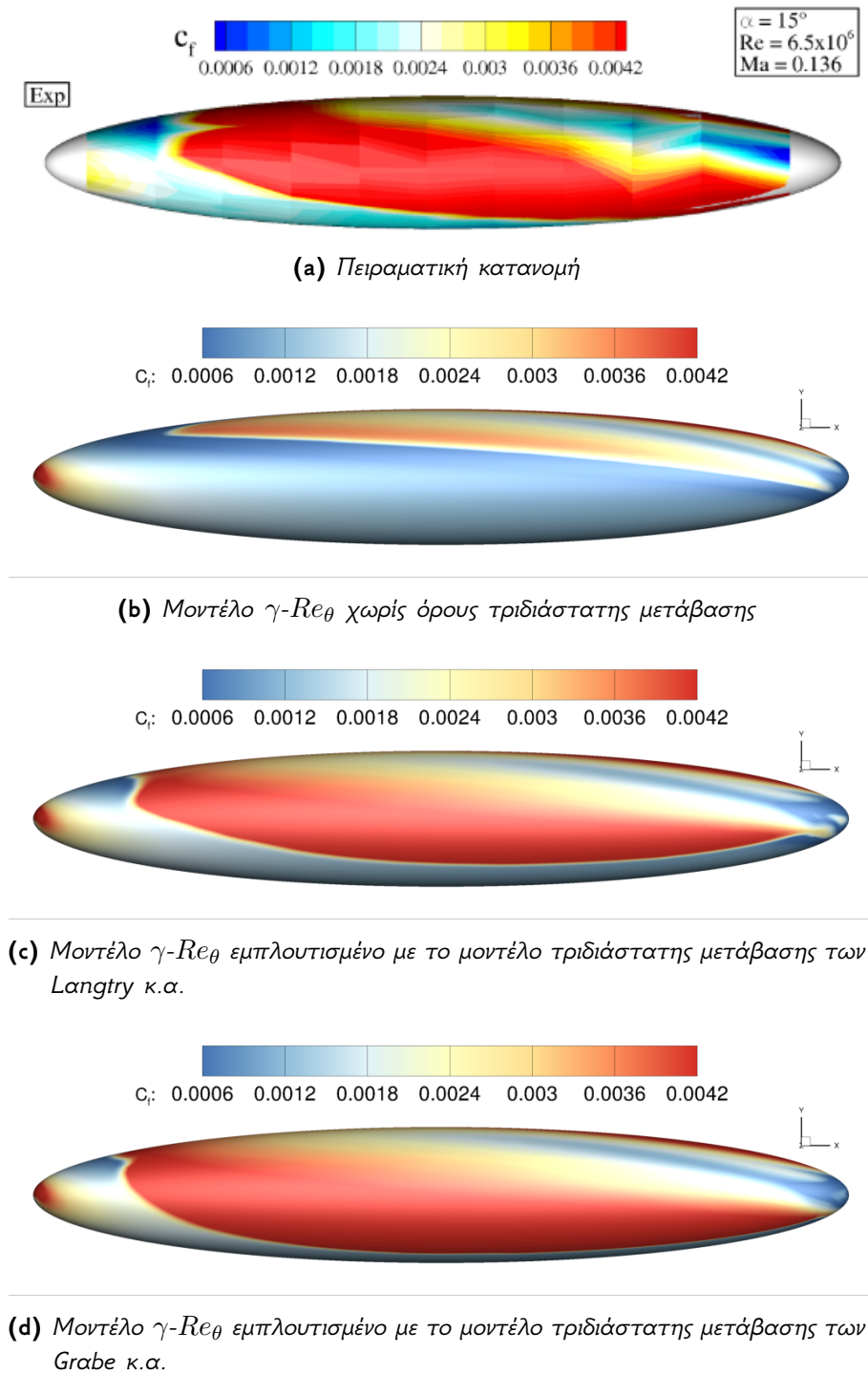


(c) Μοντέλο  $\gamma-Re_\theta$  εμπλουτισμένο με το μοντέλο τριδιάστατης μετάβασης των Langtry κ.α.

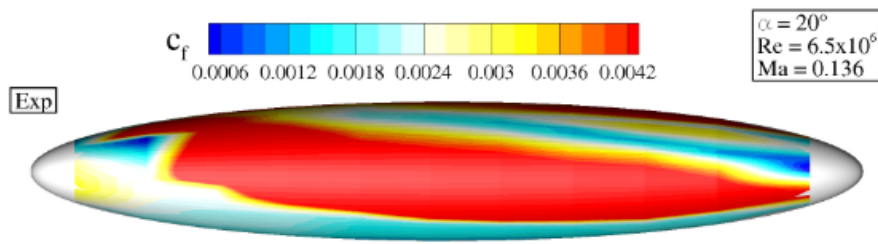


(d) Μοντέλο  $\gamma-Re_\theta$  εμπλουτισμένο με το μοντέλο τριδιάστατης μετάβασης των Grabe κ.α.

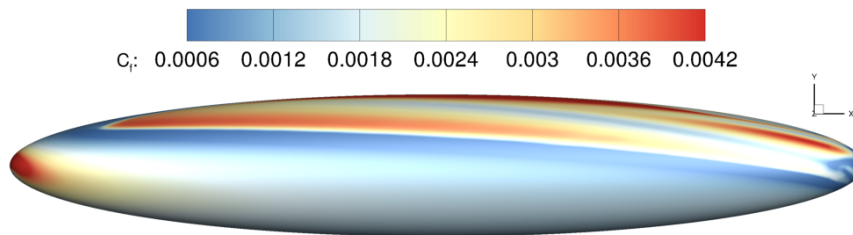
**Figure 9:** 6:1 σφαιροειδές.  $Re = 6.5 \times 10^6$ ,  $Ma_\infty = 0.136$ ,  $Tu_{inf} = 0.2\%$ . Σύγκριση υπολογιστικής κατανομής  $C_f$  με πειραματικά δεδομένα (αναπαραγωγή από [46]) για γωνία  $\alpha = 5^\circ$ .



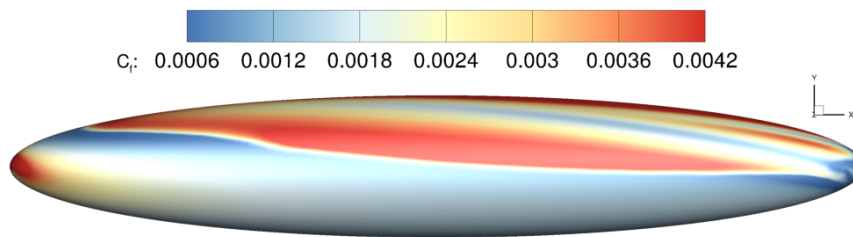
**Figure 10:** 6:1 σφαιροειδές.  $Re = 6.5 \times 10^6$ ,  $Ma_\infty = 0.136$ ,  $Tu_{inf} = 0.2\%$ . Σύγκριση υπολογιστικής κατανομής  $C_f$  με πειραματικά δεδομένα (αναπαραγωγή από [46]) για γωνία  $\alpha = 15^\circ$ .



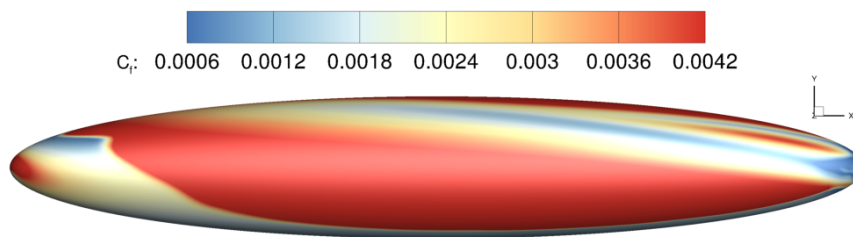
(a) Πειραματική κατανομή



(b) Μοντέλο  $\gamma-Re_\theta$  χωρίς όρους τριδιάστατης μετάβασης



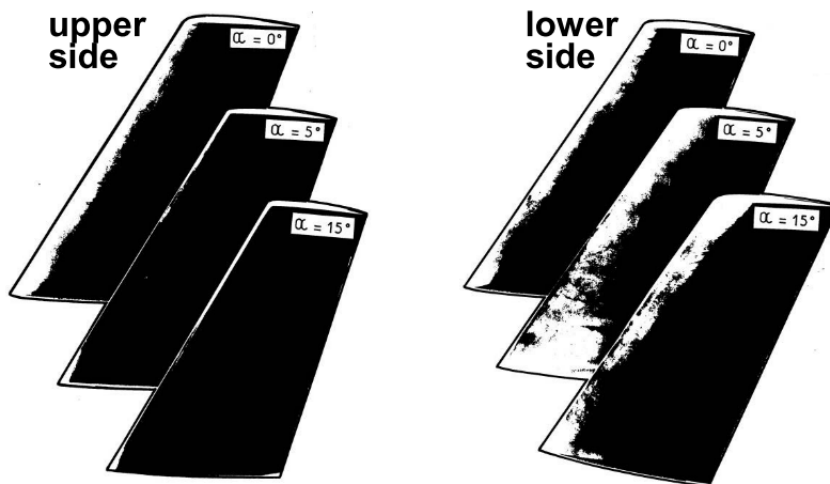
(c) Μοντέλο  $\gamma-Re_\theta$  εμπλουτισμένο με το μοντέλο τριδιάστατης μετάβασης των Langtry κ.α.



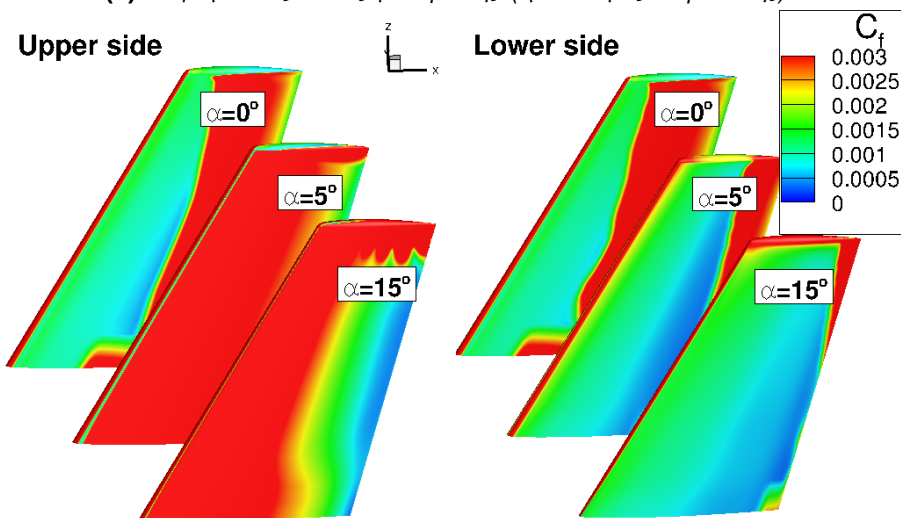
(d) Μοντέλο  $\gamma-Re_\theta$  εμπλουτισμένο με το μοντέλο τριδιάστατης μετάβασης των Grabe κ.α.

**Figure 11:** 6:1 σφαιροειδές.  $Re = 6.5 \times 10^6$ ,  $Ma_\infty = 0.136$ ,  $Tu_{inf} = 0.2\%$ . Σύγκριση υπολογιστικής κατανομής  $C_f$  με πειραματικά δεδομένα (αναπαραγωγή από [46]) για γωνία  $\alpha = 20^\circ$ .



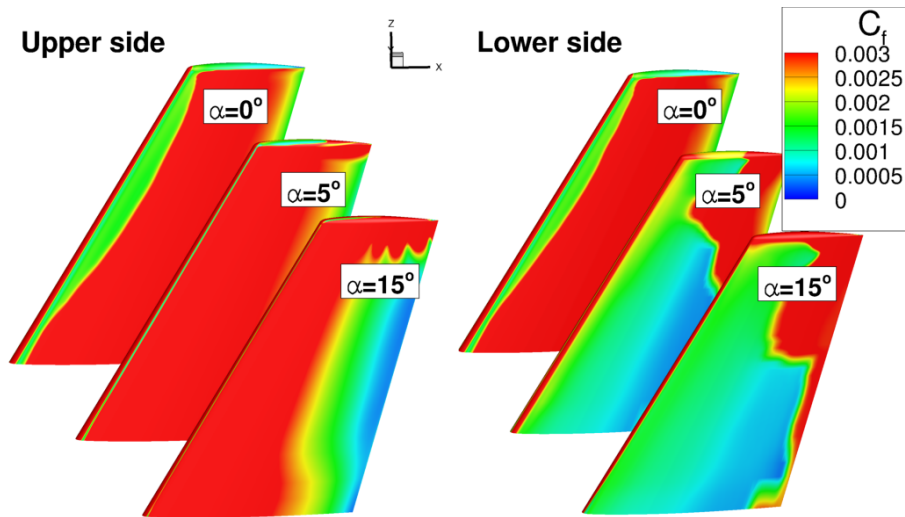


(a) Πειραματικές θέσεις μετάβασης (εμποτισμός ναφθαλίνης).

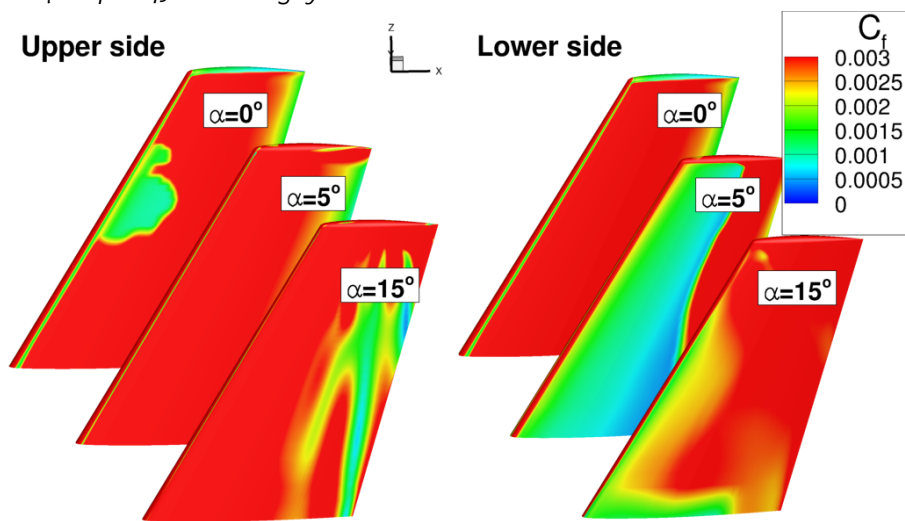


(b) Κατανομή  $C_f$ , μοντέλο  $\gamma$ - $Re_\theta$  χωρίς όρους τριδιάστατης μετάβασης.

**Figure 12:** Πτέρυγα ONERA M6.  $Re_{root} = 3.5 \times 10^6$ ,  $Ma_\infty = 0.262$ ,  $Tu_\infty = 0.2\%$ . Περιοχές στρωτής/τυρβώδους ροής. Σύγκριση με πειραματικές θέσεις μετάβασης [49].



(c) Κατανομή  $C_f$ , μοντέλο  $\gamma-Re_\theta$  εμπλουτισμένο με το μοντέλο τριδιάστατης μετάβασης των Langtry κ.α. .



(d) Κατανομή  $C_f$ , μοντέλο  $\gamma-Re_\theta$  εμπλουτισμένο με το μοντέλο τριδιάστατης μετάβασης των Grabe κ.α. .

Figure 12: (συνέχεια)

### 3.4 Συμπεράσματα

Από την αξιολόγηση των αποτελεσμάτων προκύπτουν τα ακόλουθα συμπεράσματα:

- Για διδιάστατες προσομοιώσεις προτείνονται η μέθοδος  $e^N$  με υπολογισμό οριακού στρώματος και το μοντέλο AFT, καθώς έδωσαν ακριβή αποτελέσματα σε όλες τις περιπτώσεις που εξετάστηκαν.
- Αν ο αριθμός  $Re$  δεν ξεπερνά τα 6 εκατομμύρια, τότε το μοντέλο  $\gamma-Re_\theta$  αποτελεί μια καλή εναλλακτική. Για μεγαλύτερους αριθμούς  $Re$  από αυτό το όριο, η ακρίβεια του μειώνεται σημαντικά.
- Η συμπεριφορά του μοντέλου  $\gamma$  είναι παρόμοια με του μοντέλου  $\gamma-Re_\theta$ . Ωστόσο, για αρκετές περιπτώσεις προλέγει τις θέσεις μετάβασης ανάντι σε σχέση με τα πειράματα και τα υπόλοιπα μοντέλα μετάβασης. Η ακρίβεια του μοντέλου επίσης μειώνεται για αριθμούς  $Re$  μεγαλύτερους από 6 εκατομμύρια.
- Για την πρόλεξη τριδιάστατης μετάβασης, απαιτείται η προσθήκη επιπλέον όρων στα μοντέλα μετάβασης. Λόγω της δυσκολίας υπολογισμού τριδιάστατου οριακού στρώματος, η μέθοδος  $e^N$  δεν είναι εφικτό να εφαρμοστεί. Επιπρόσθετα, μέχρι την συγγραφή της παρούσας διατριβής, δεν έχουν αναπτυχθεί μοντέλα πρόλεξης τριδιάστατης μετάβασης για το μοντέλο AFT. Επομένως, το μοντέλο  $\gamma-Re_\theta$ , εμπλουτισμένο με μοντέλα πρόλεξης τριδιάστατης μετάβασης, είναι η μόνη εναλλακτική που μπορεί να δώσει ακριβή αποτελέσματα για τέτοιες περιπτώσεις, αρκεί ο αριθμός  $Re$  να μην ξεπερνά τα αποδεκτά για το μοντέλο όρια.

## 4 Προσομοιώσεις ροών με χρήση LES και DES

### 4.1 Εισαγωγή

Οι μέθοδοι LES και DES επιλέχθηκαν για την ακριβέστερη προσομοίωση ροών με μεγάλη αποκόλληση. Η μέθοδος LES χρησιμοποιήθηκε με το μοντέλο μικρών κλιμάκων του Smagorinsky [50]. Δεν χρησιμοποιήθηκαν άμεσα φίλτρα για τις εξισώσεις της ροής. Φίλτρο ήταν το ίδιο το υπολογιστικό πλέγμα (έμμεσο φίλτρο). Οι προσομοιώσεις με την μέθοδο DES αφορούσαν το μοντέλο τύρβης Spalart-Allmaras. Η μέθοδος DES έχει αλλάξει με την πάροδο των χρόνων. Η αρχική μορφή της μεθόδου που παρουσιάστηκε από τον P. Spalart [51] χρησιμοποιούσε μόνο τις τοπικές διαστάσεις του πλέγματος για τον υπολογισμό της κλίμακας μήκους για την μοντελοποίηση της τύρβης. Αυτό πολλές φορές οδηγούσε σε μη-φυσική αποκόλληση της ροής σε περιοχές με πολύ πυκνό πλέγμα. Η μέθοδος Delayed DES (DDES), που χρησιμοποιείται στην παρούσα εργασία, αναπτύχθηκε ώστε να μην παρουσιάζεται αυτή η παθολογία. Για τον υπολογισμό της κλίμακας μήκους της τύρβης λαμβάνεται υπ'όψιν τόσο η ανάλυση του πλέγματος, όσο και τα χαρακτηριστικά της ροής. Προσομοιώσεις έγιναν επίσης και με τη μέθοδο Improved Delayed DES (IDDES), στην οποία υπεισέρχονται επιπλέον όροι που διορθώνουν τις προλέξεις της μεθόδου DDES για χαμηλούς αριθμούς  $Re$ .

### 4.2 Περιπτώσεις που εξετάστηκαν

Για την επικύρωση και την αξιολόγηση των μεθόδων LES και DES μελετήθηκαν οι ακόλουθες περιπτώσεις:

- Ροή γύρω από κύλινδρο σε αριθμό  $Re = 3900$ . Η περίπτωση αυτή είναι μια κλασική περίπτωση για την επικύρωση μεθόδων LES και DES λόγω του σχηματισμού έντονων δομών τύρβης στον ομόρρο του κυλίνδρου. Η ροή αυτή προσομοιώθηκε με τις μεθόδους LES, DDES καθώς και με URANS υπολογισμό. Σε αυτό τον αριθμό  $Re$  το οριακό στρώμα στον κύλινδρο παραμένει στρωτό και η ροή μεταβαίνει σε τύρβη στον ομόρρο. Ενδιαφέρει η ακρίβεια των

προλέξεων των κατανομών της ταχύτητας στον κοντινό ομόρρο, όπου υπάρχουν αρκετές μετρήσεις [52][53][54].

- Αεροτομή S809 σε αριθμό  $Re = 0.66 \times 10^6$  και γωνίες μέχρι  $90^\circ$ . Η ροή αυτή προσομοιώθηκε με την μέθοδο DDES και με URANS υπολογισμό. Η εστίαση ήταν στην ακρίβεια των προλέξεων των αεροδυναμικών μεγεθών σε σχέση με το πείραμα [55] για πολύ μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης.
- Ροή γύρω από περιοδικούς λόφους. Η περίπτωση αυτή μελετήθηκε με χρήση της μεθόδου LES. Τα αποτελέσματα συγκρίθηκαν με αποτελέσματα από τη βάση δεδομένων της NASA [56]. Το ενδιαφέρον ήταν στην ακρίβεια πρόλεξης της περιοχής ανακυκλοφορίας και των θέσεων αποκόλλησης και επανακόλλησης.
- Ανεμογεννήτρια Sexbierum σε ατμοσφαιρικές συνθήκες. Η περίπτωση αυτή μελετήθηκε με την μέθοδο LES σε συνδυασμό με τη θεωρία δίσκου ορμής και γραμμής δράσης. Για την πιο ακριβή προσομοίωση των ατμοσφαιρικών συνθηκών της ροής χρησιμοποιήθηκε κώδικας παραγωγής συνθετικής τύρβης, τυρβώδη πεδία ταχύτητας από τον οποίον εισήχθησαν στο υπολογιστικό χωρίο της προσομοίωσης.

## 4.3 Αξιολόγηση αποτελεσμάτων

### 4.3.1 Κατανομές ταχυτήτων στον ομόρρο του κυλίνδρου

Συγκρίσεις των αποτελεσμάτων από τις μεθόδους LES, DDES και URANS με πειραματικά δεδομένα παρουσιάζονται στα σχήματα 13-16. Ο απλός URANS υπολογισμός αδυνατεί να προλέξει την κατανομή του συντελεστή πίεσης με ακρίβεια (13a). Αντίθετα, οι μέθοδοι LES και DDES είναι πολύ κοντά στο πείραμα. Όσον αφορά τις συγκρίσεις στον ομόρρο (σχήματα 14-16), ο απλός URANS υπολογισμός έχει πάντα περισσότερη τυρβώδη ανάμειξη από τις μεθόδους LES και DES. Ως επακόλουθο, στις περισσότερες περιπτώσεις προλέγει κατανομές που απέχουν από τα πειραματικά δεδομένα. Οι μέθοδοι LES και DDES προλέγουν τις κατανομές με μεγαλύτερη ακρίβεια, ενώ δύνανται να προλέξουν και την εμφάνιση μη συμμετρικών διαταραχών (σχήματα 16a-16c). Αντίθετα, ο URANS υπολογισμός προλέγει πάντα συμμετρικές κατανομές χωρίς διαταραχές. Όσον αφορά στην σύγκριση LES και DES, από τις παρούσες συγκρίσεις αποτελεσμάτων δεν προκύπτει ότι κάποια εκ των δύο μεθόδων είναι καλύτερη. Τα διαφορετικά σετ πειραματικών δεδομένων απέχουν μεταξύ τους, γεγονός που κάνει την εξαγωγή συμπερασμάτων δύσκολη. Ωστόσο, και οι δύο μέθοδοι δίνουν αποτελέσματα ακριβέστερα από τον URANS υπολογισμό. Οι κατά περίπτωση αποκλίσεις της μεθόδου LES μπορεί να οφείλονται σε μη επαρκή ανάλυση του πλέγματος.

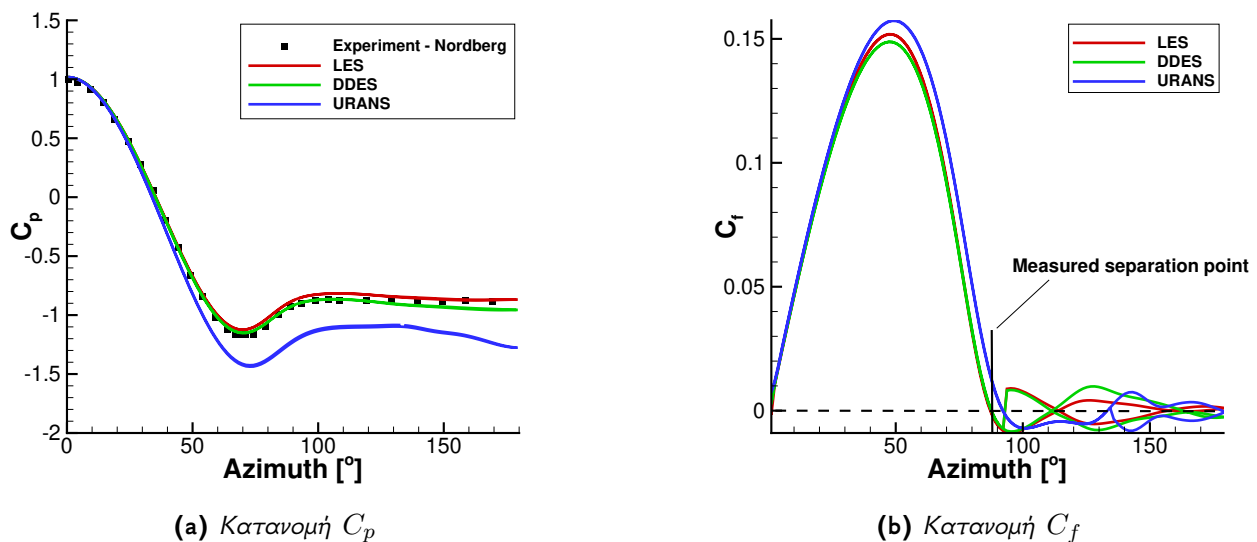
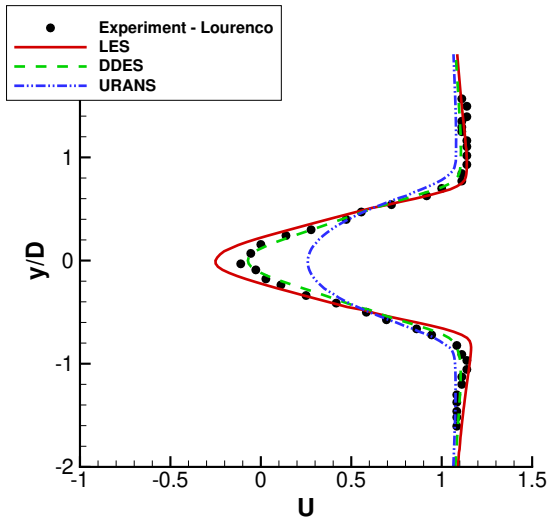
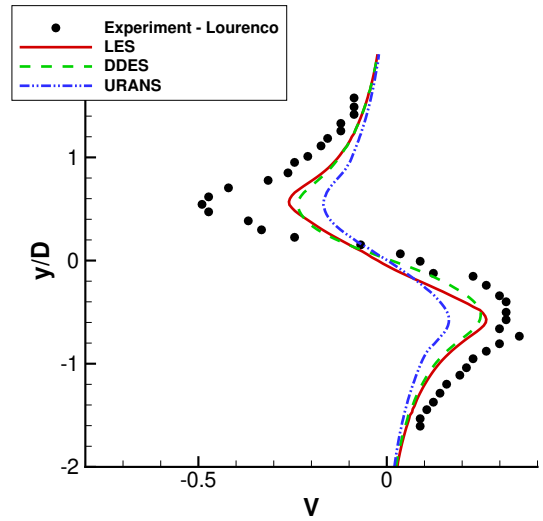


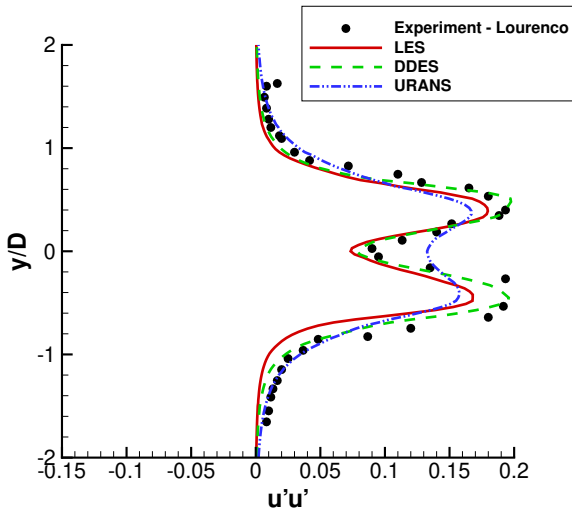
Figure 13: Ροή γύρω από κύλινδρο.  $Re = 3900$ ,  $Ma_\infty = 0.08$ . Σύγκριση με πειραματικά δεδομένα [52].



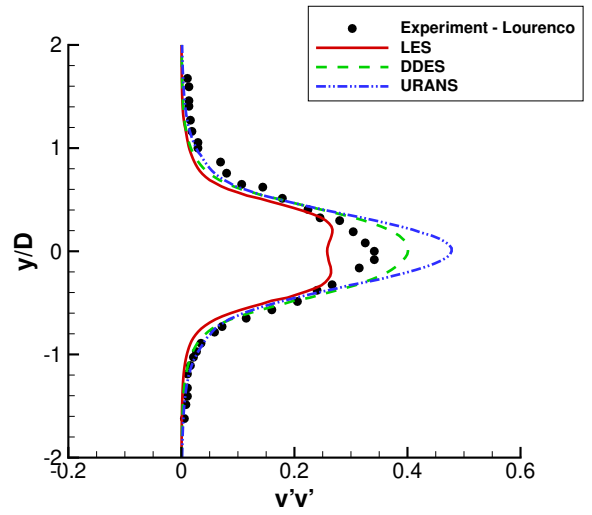
(a) Μέση ταχύτητα  $U$



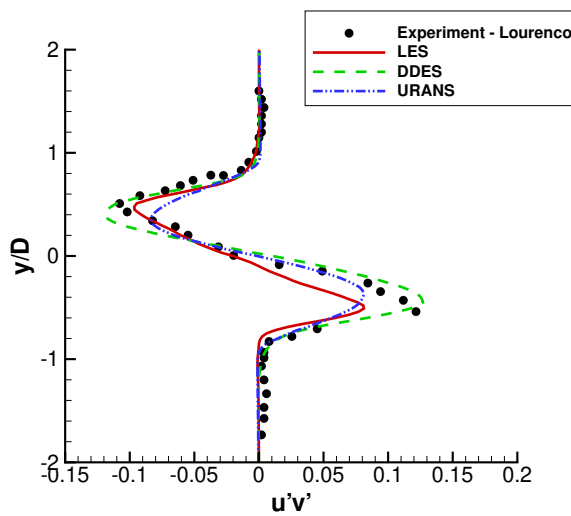
(b) Μέση ταχύτητα  $V$



(c) Μέση ορθή τάση  $u'u'$

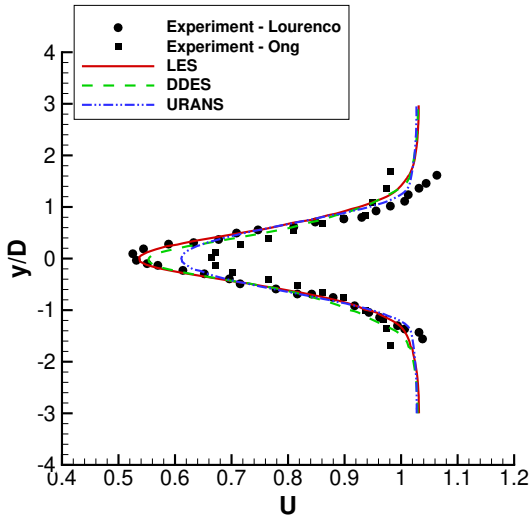


(d) Μέση ορθή τάση  $v'v'$

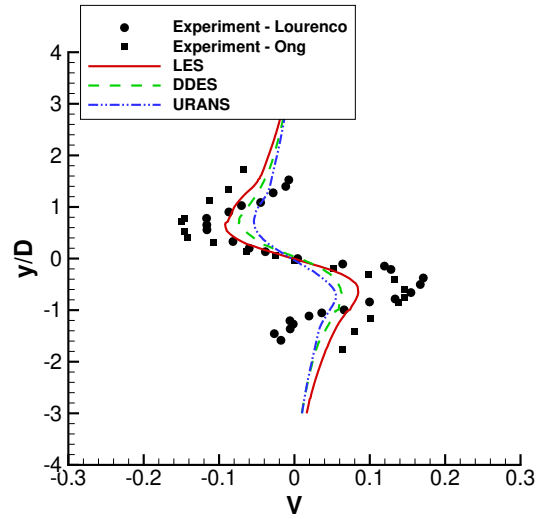


(e) Μέση διατμητική τάση  $u'v'$

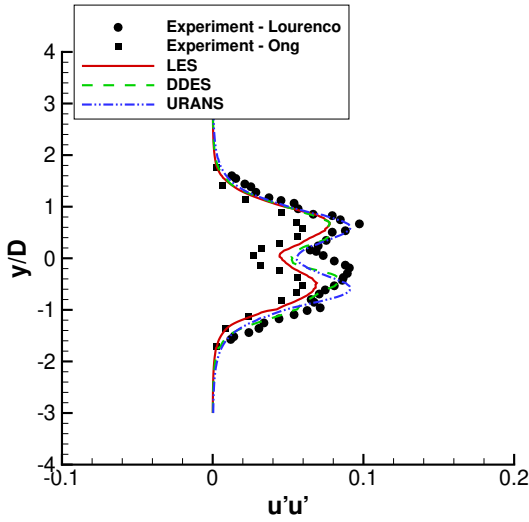
**Figure 14:** Ροή γύρω από κύλινδρο.  $Re = 3900$ ,  $Ma_\infty = 0.08$ . Κατανομές στο επίπεδο  $x/D = 1.54$ . Σύγκριση με πειραματικά δεδομένα [53].



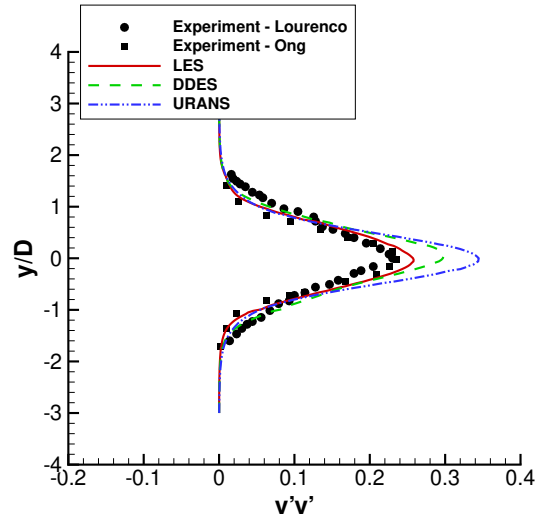
(a) Μέση κατανομή  $U$



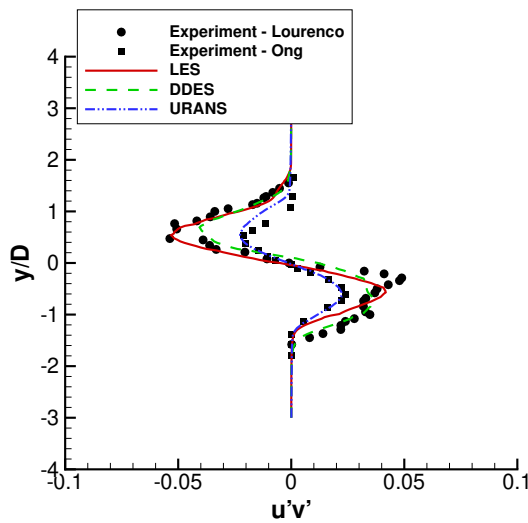
(b) Μέση κατανομή  $V$



(c) Μέση ορθή τάση  $u'u'$

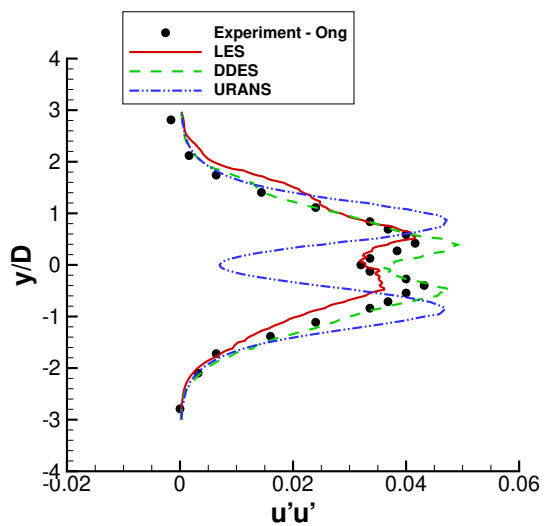


(d) Μέση ορθή τάση  $v'v'$

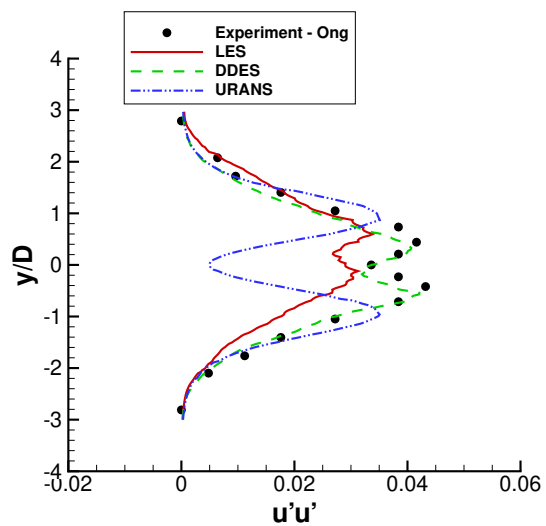


(e) Μέση διατμητική τάση  $u'v'$

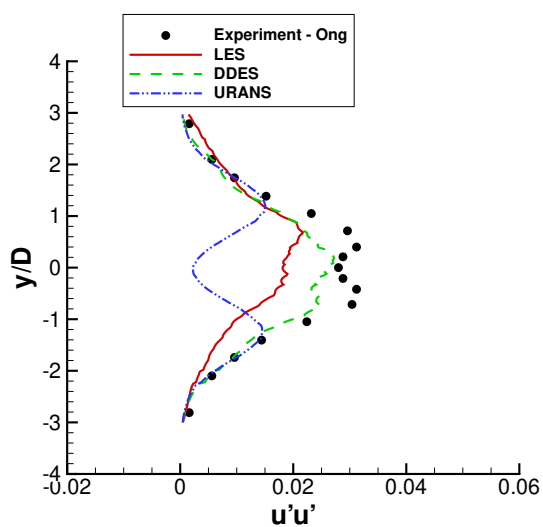
**Figure 15:** Ροή γύρω από κύλινδρο.  $Re = 3900$ ,  $Ma_\infty = 0.08$ . Κατανομές στο επίπεδο  $x/D = 3.00$ . Σύγκριση με πειραματικά δεδομένα [53][54].



(a) Μέση ορθή τάση  $u'u'$ ,  $x/D = 6.00$



(b) Μέση ορθή τάση  $u'u'$ ,  $x/D = 7.00$



(c) Μέση ορθή τάση  $u'u'$ ,  $x/D = 10.00$

**Figure 16:** Ροή γύρω από κύλινδρο.  $Re = 3900$ ,  $Ma_\infty = 0.08$ . Κατανομές στα επίπεδα  $x/D = 6.00, 7.00, 10.00$ . Σύγκριση με πειραματικά δεδομένα [54].

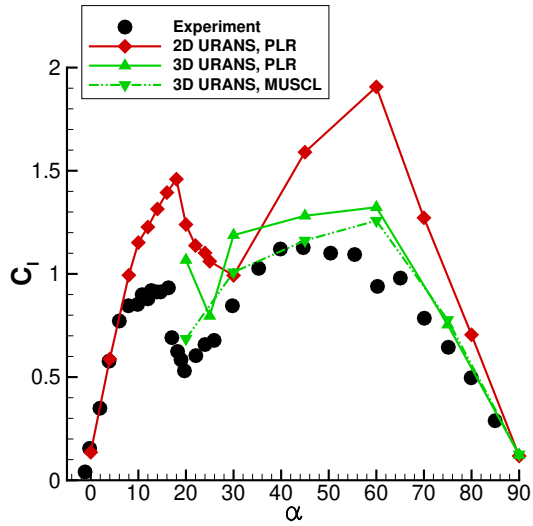


#### 4.3.2 Αεροδυναμικά μεγέθη αεροτομής σε πολύ μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης

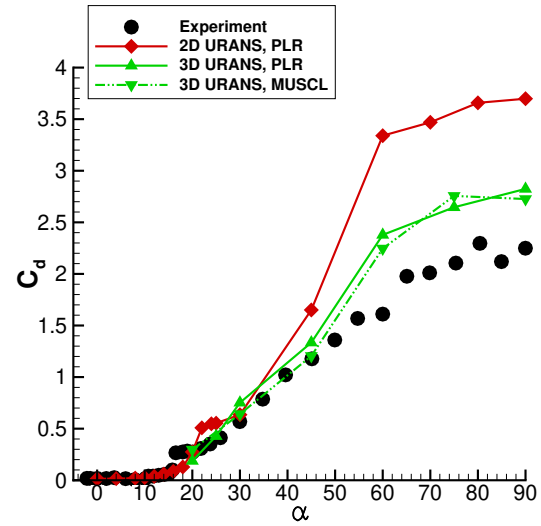
Τα αποτελέσματα των προσομοιώσεων συγκρίνονται με πειραματικές μετρήσεις στο σχήμα 17. Η σύγκριση αφορά μεγάλες γωνίες ( $\alpha > 20^\circ$ ) όπου παρουσιάζεται μεγάλη αποκόλληση. Σε αυτές τις περιπτώσεις η μέθοδος DDES αναμένεται να υπερέχει του URANS υπολογισμού γιατί η αποκόλληση δεν εξαρτάται από το μοντέλο τύρβης. Για την σύγκριση των αεροδυναμικών μεγεθών χρησιμοποιήθηκαν δύο διαφορετικά αριθμητικά σχήματα (2<sup>ος</sup> τάξης PLR και 3<sup>ης</sup> τάξης MUSCL). Οι πιο έντονες διαφορές μεταξύ της μεθόδου DDES και του URANS υπολογισμού εντοπίζονται για γωνίες μεγαλύτερες από  $45^\circ$ . Στις περιπτώσεις αυτές, ο URANS υπολογισμός αφύσικα υπερεκτιμά τον συντελεστή αντίστασης και τον συντελεστή άνωσης. Αντίθετα, η μέθοδος DDES προλέγει αεροδυναμικά μεγέθη πολύ κοντά στα πειραματικά δεδομένα, ειδικά στην περίπτωση των  $90^\circ$ .

Στα σχήματα 18-19 παρουσιάζονται οι ισογραμμές της στροβιλότητας κατά τον άξονα Z. Ο τριδιάστατος URANS υπολογισμός προλέγει ισογραμμές που μοιάζουν πολύ με αυτές του διδιάστατου υπολογισμού. Ο τριδιάστατος χαρακτήρας της ροής υποεκτιμάται σημαντικά. Αντίθετα, η μέθοδος DDES παρουσιάζει έντονες μεταβολές κατά την εγκάρσια κατεύθυνση.

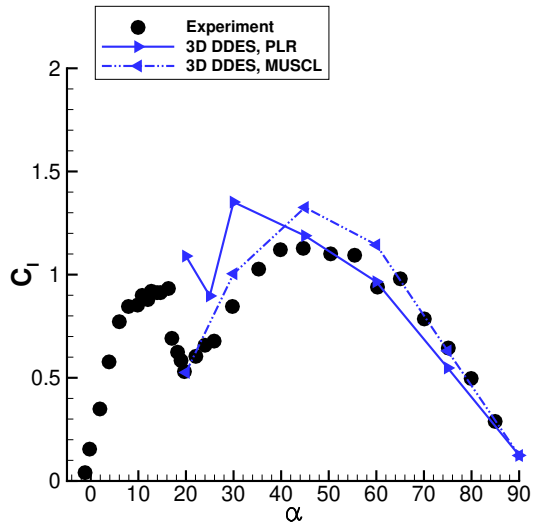
Οι κατανομές του συντελεστή πίεσης από τον τριδιάστατο URANS υπολογισμό και την μέθοδο DDES παρουσιάζονται στο σχήμα 20 για γωνίες  $45^\circ$  και  $90^\circ$ . Στην περίπτωση των  $45^\circ$  τα αποτελέσματα είναι παρόμοια. Ωστόσο, στις  $90^\circ$  ο URANS υπολογισμός απέχει σημαντικά από τη μέθοδο DDES, καθώς υπολογίζει σημαντικά μεγαλύτερα επίπεδα υποπίεσης. Η διαφορά αυτή αντικατοπτρίζεται και στα αεροδυναμικά μεγέθη (σχήμα 17).



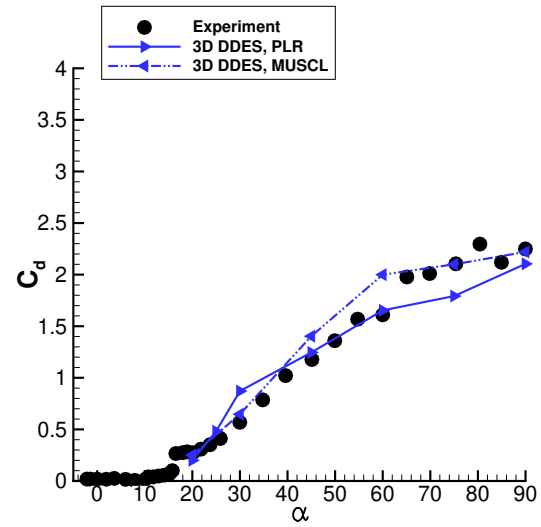
(a) URANS,  $C_l$  vs  $\alpha$



(b) URANS,  $C_d$  vs  $\alpha$

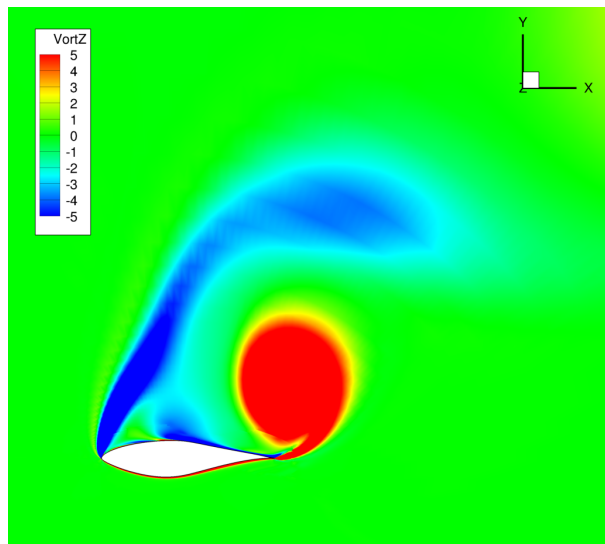


(c) DDES,  $C_l$  vs  $\alpha$

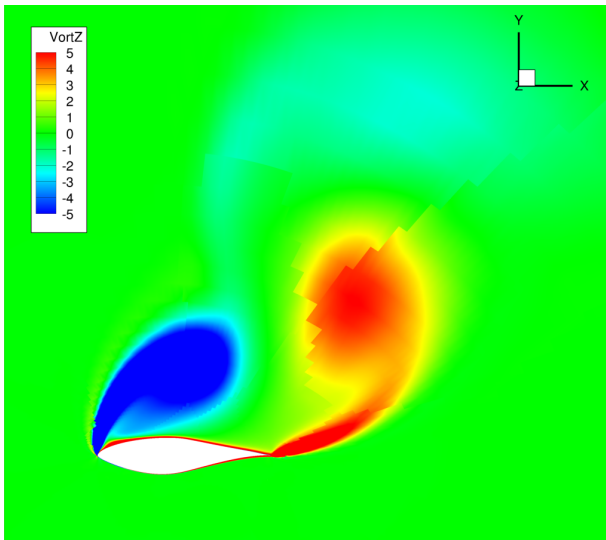


(d) DDES,  $C_d$  vs  $\alpha$

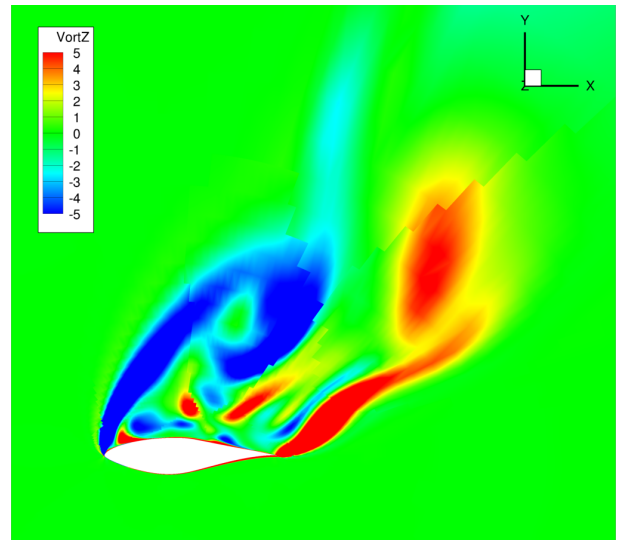
Figure 17: Αερομή S809. Προσομοίωση 2D URANS, 3D URANS και 3D DDES.  $Re = 0.65 \times 10^6$ ,  $Ma_\infty = 0.075$ . Σύγκριση με πειραματικά δεδομένα [55].



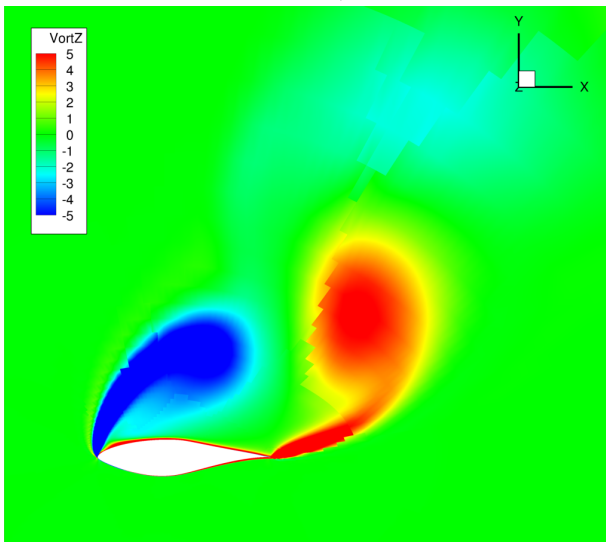
**Figure 18:** Αεροτομή S809. Προσομοίωση 2D URANS (σχήμα PLR 2<sup>ας</sup> τάξης).  $Re = 0.65 \times 10^6$ ,  $Ma_\infty = 0.075$ ,  $\alpha = 45^\circ$ . Στιγμαία στροβιλότητα κατά τον άξονα z.



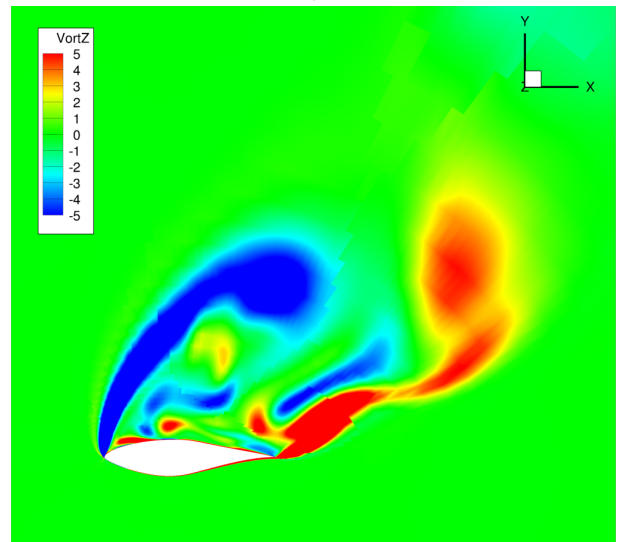
(a) 3D URANS,  $z/c = 0.25$



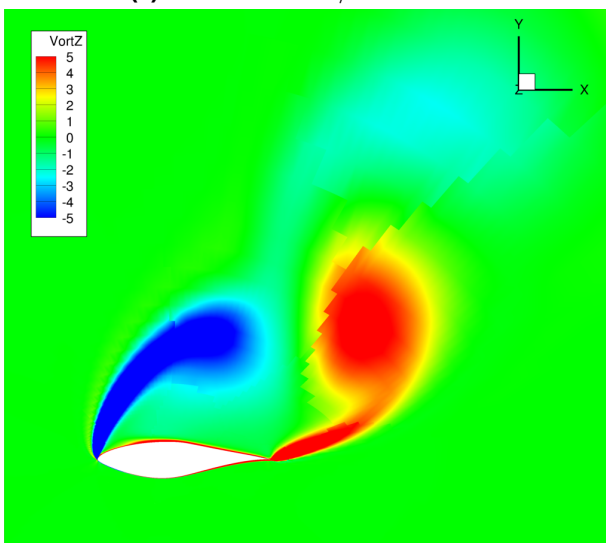
(b) DDES,  $z/c = 0.25$



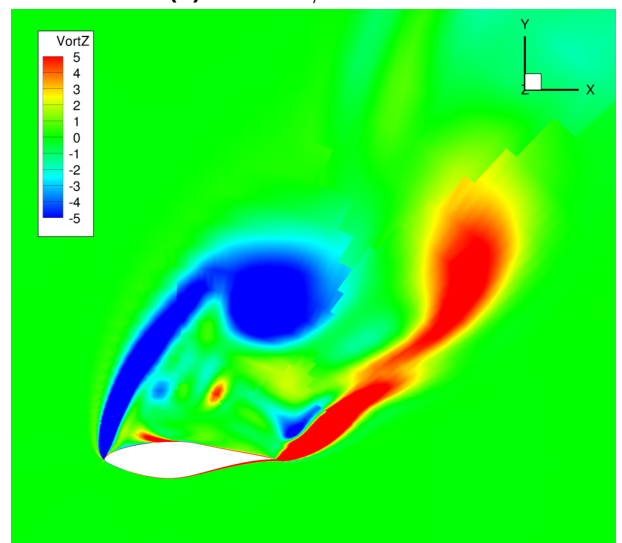
(c) 3D URANS,  $z/c = 0.50$



(d) DDES,  $z/c = 0.50$

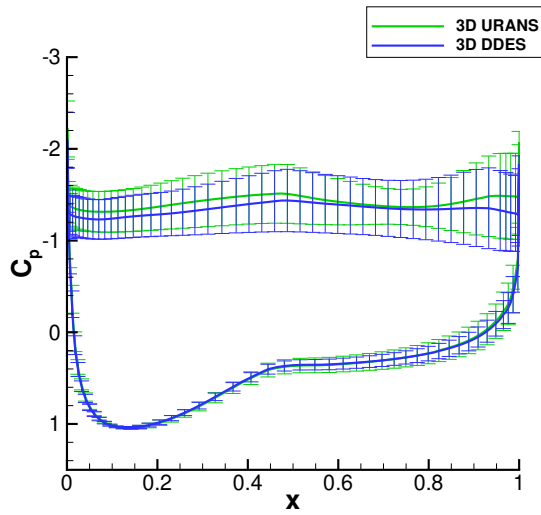


(e) 3D URANS,  $z/c = 0.75$

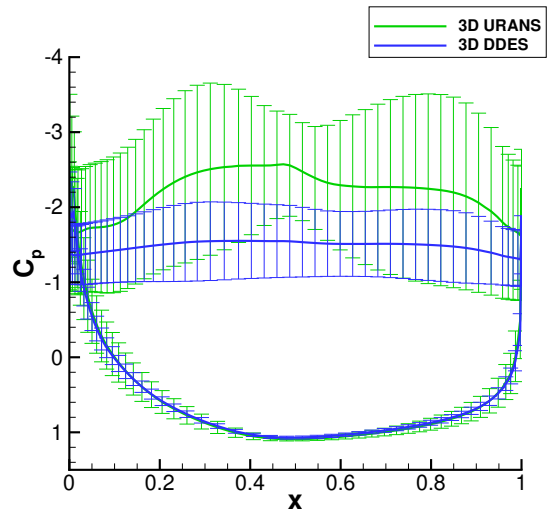


(f) DDES,  $z/c = 0.75$

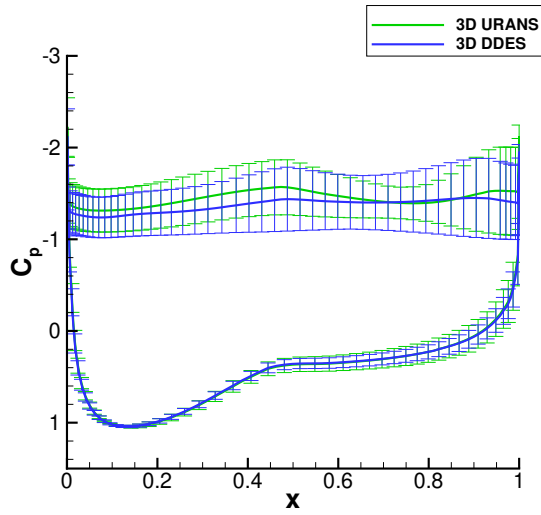
**Figure 19:** Αεροτομή S809. Προσομοίωση 3D URANS και DDES (σχήμα PLR 2<sup>ας</sup> τάξης).  $Re = 0.65 \times 10^6$ ,  $Ma_\infty = 0.075$ ,  $\alpha = 45^\circ$ . Στιγμαία στροβιλότητα κατά τον άξονα z σε τρεις εγκάρσιες θέσεις.



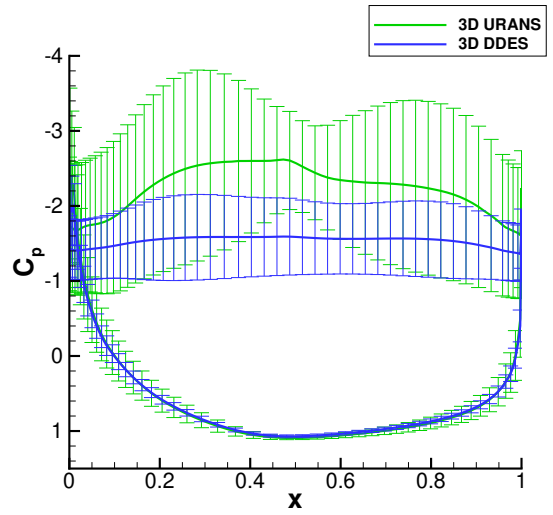
(a)  $\alpha = 45^\circ, z/c = 0.25$



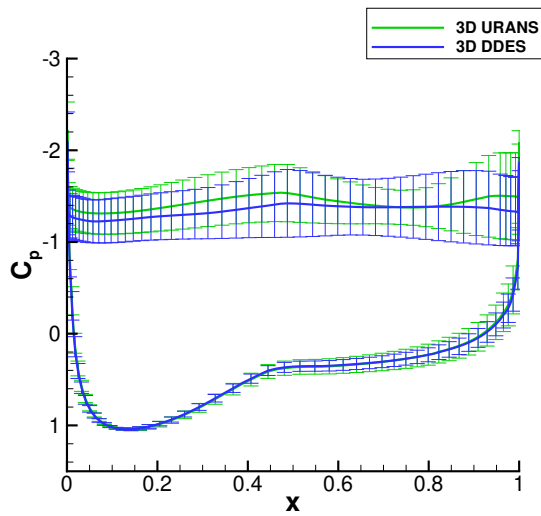
(b)  $\alpha = 90^\circ, z/c = 0.25$



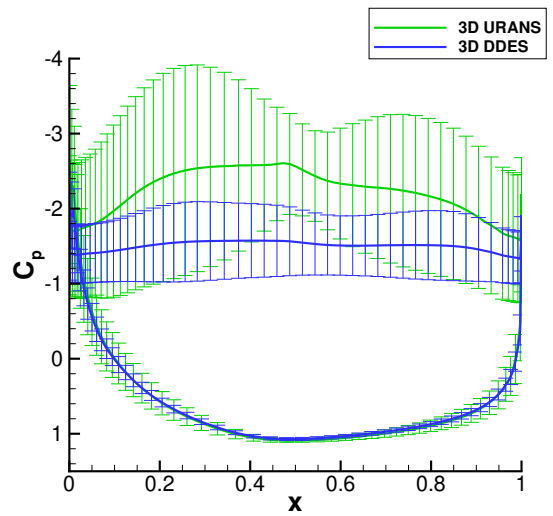
(c)  $\alpha = 45^\circ, z/c = 0.50$



(d)  $\alpha = 90^\circ, z/c = 0.50$



(e)  $\alpha = 45^\circ, z/c = 0.75$

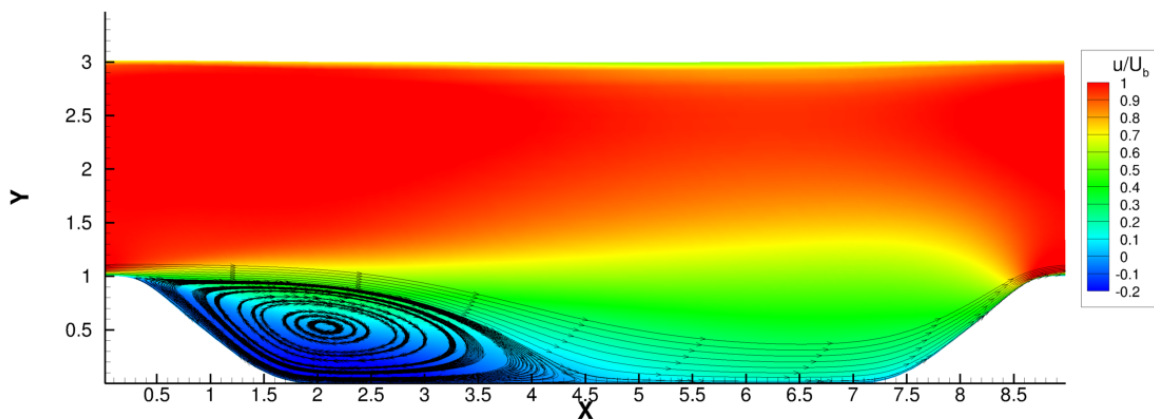


(f)  $\alpha = 90^\circ, z/c = 0.75$

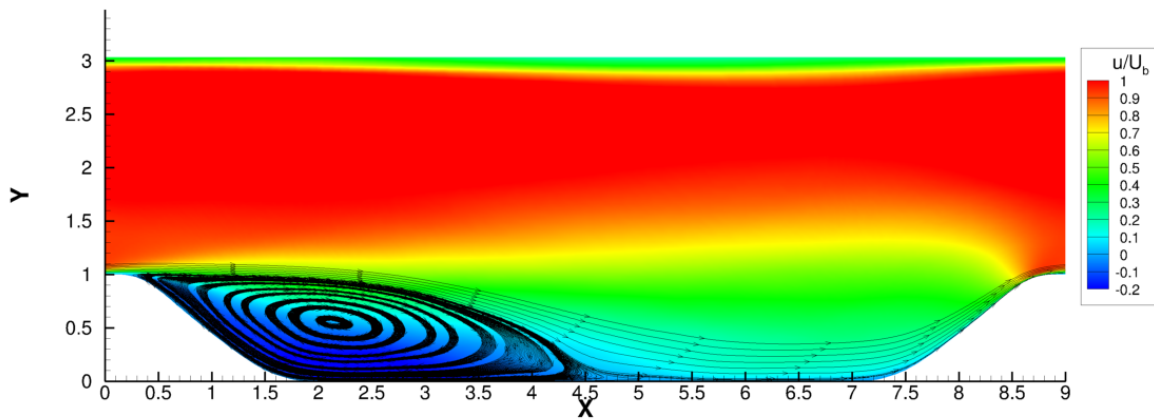
**Figure 20:** Αεροτομή S809. Προσομοίωση 3D URANS και DDES (σχήμα PLR 2<sup>ος</sup> τάξης).  $Re = 0.65 \times 10^6$ ,  $Ma_\infty = 0.075$ ,  $\alpha = 45^\circ$ . Μέσες κατανομές  $C_p$  και τυπικές αποκλίσεις σε τρεις εγκάρσιες θέσεις για γωνίες  $\alpha = 45^\circ$  και  $90^\circ$ .

### 4.3.3 Περιοχή ανακυκλοφορίας ροής γύρω από περιοδικούς λόφους

Τα αποτελέσματα των προσομοιώσεων με τη μέθοδο LES συγκρίνονται με αποτελέσματα από τη βάση δεδομένων της NASA στα σχήματα 21-23. Η περιοχή ανακυκλοφορίας και οι ισογραμμές της ταχύτητας  $u/U_b$  (σχήμα 21) προλέγονται με αρκετά καλή ακρίβεια. Η περιοχή επανακόλλησης (σχήμα 22) παρουσιάζει μικρές διαφορές σε σχέση με τα αποτελέσματα αναφοράς οι οποίες μπορεί να οφείλονται σε μικρότερο χρόνο ολοκλήρωσης των αποτελεσμάτων. Ωστόσο, η θέση επανακόλλησης προλέγεται σωστά. Αντίστοιχες διαφορές, οι οποίες μπορεί να οφείλονται στον χρόνο ολοκλήρωσης, παρουσιάζονται και στην περιοχή αποκόλλησης (σχήμα 23), με την θέση αποκόλλησης να προλέγεται πάλι με καλή ακρίβεια.

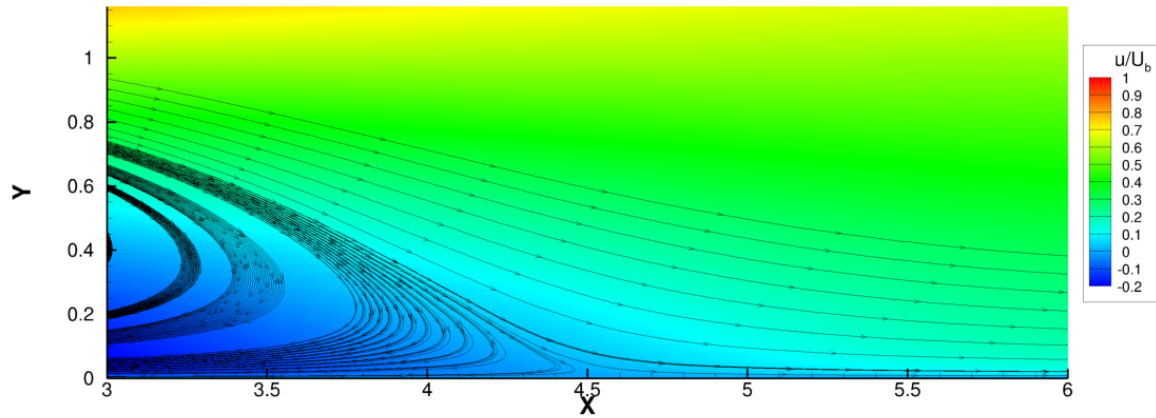


(a) Περιοχή ανακυκλοφορίας, NASA, LES

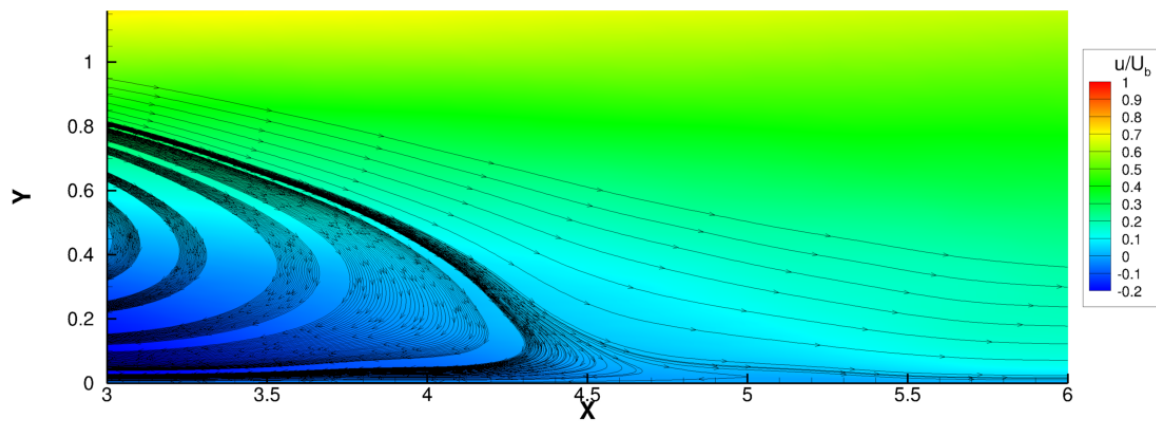


(b) Περιοχή ανακυκλοφορίας, MaPFlow, LES, Smagorinsky

**Figure 21:** Ροή γύρω από περιοδικούς λόφους.  $h$  είναι το ύψος του λόφου. Απόσταση μεταξύ δύο διαδοχικών λόφων  $L_x = 9h$ . Ύψος χωρίου  $L_y = 3.035h$ . Βάθος χωρίου  $L_z = 4.5h$ .  $Re = 10596$ , υπολογισμένος με βάση το ύψος  $h$  και την ολική ταχύτητα  $U_b$  στην κρυφή του πρώτου λόφου. Σύγκριση με δεδομένα αναφοράς από τη βάση δεδομένων της NASA [57].

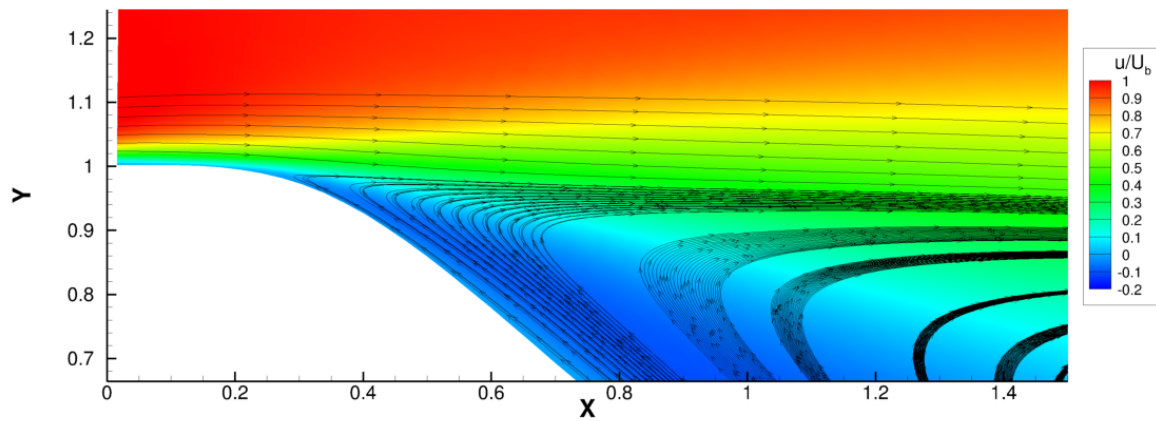


(a) Επανακόλληση, NASA, LES

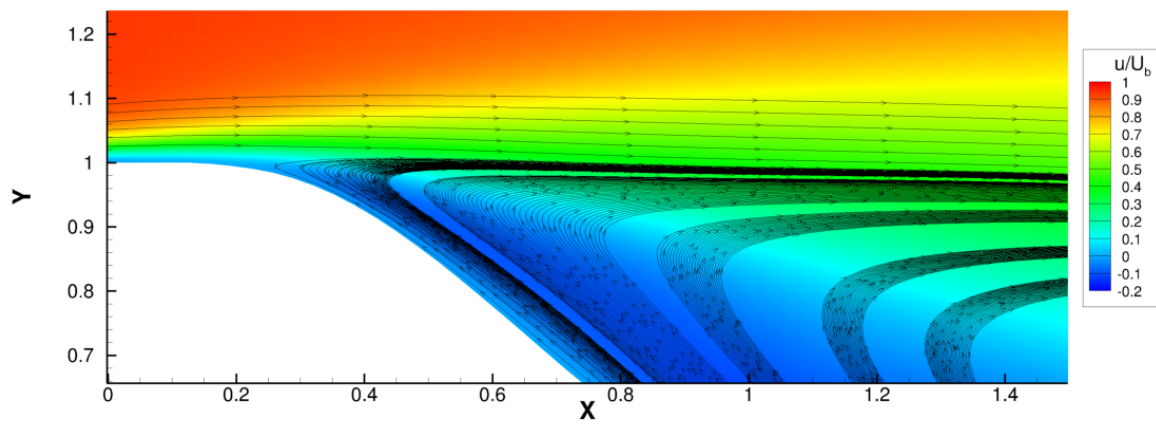


(b) Επανακόλληση, MaPFlow, LES, Smagorinsky

**Figure 22:** Ροή γύρω από περιοδικούς λόφους.  $h$  είναι το ύψος του λόφου. Απόσταση μεταξύ δύο διαδοχικών λόφων  $L_x = 9h$ . Ύψος χωρίου  $L_y = 3.035h$ . Βάθος χωρίου  $L_z = 4.5h$ .  $Re = 10596$ , υπολογισμένος με βάση το ύψος  $h$  και την ολική ταχύτητα  $U_b$  στην κρυφή του πρώτου λόφου. Σύγκριση με δεδομένα αναφοράς από τη βάση δεδομένων της NASA [57].



(a) Αποκόλληση, NASA, LES



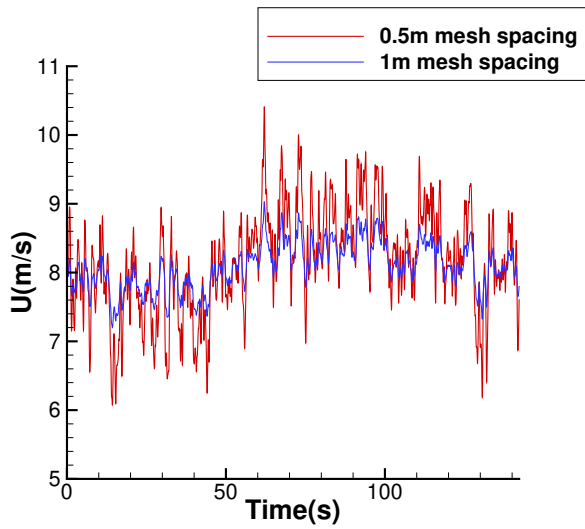
(b) Αποκόλληση, MaPFlow, LES, Smagorinsky

**Figure 23:** Ροή γύρω από περιοδικούς λόφους.  $h$  είναι το ύψος του λόφου. Απόσταση μεταξύ δύο διαδοχικών λόφων  $L_x = 9h$ . Ύψος χωρίου  $L_y = 3.035h$ . Βάθος χωρίου  $L_z = 4.5h$ .  $Re = 10596$ , υπολογισμένος με βάση το ύψος  $h$  και την ολική ταχύτητα  $U_b$  στην κρυφή του πρώτου λόφου. Σύγκριση με δεδομένα αναφοράς από τη βάση δεδομένων της NASA [57].

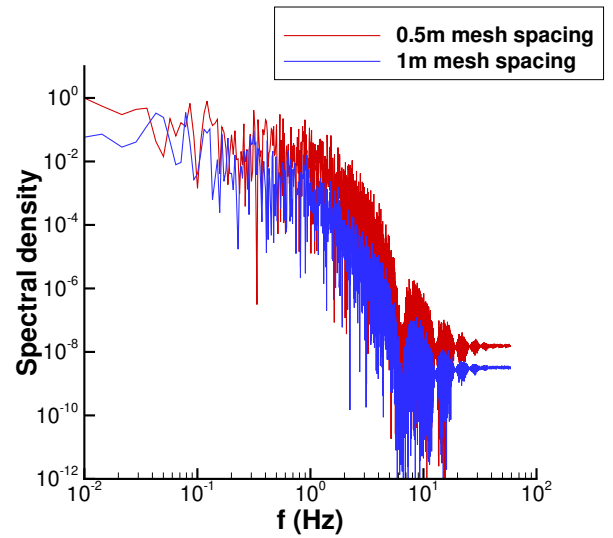


#### 4.3.4 Ροή γύρω από Α/Γ με τυρβώδη είσοδο

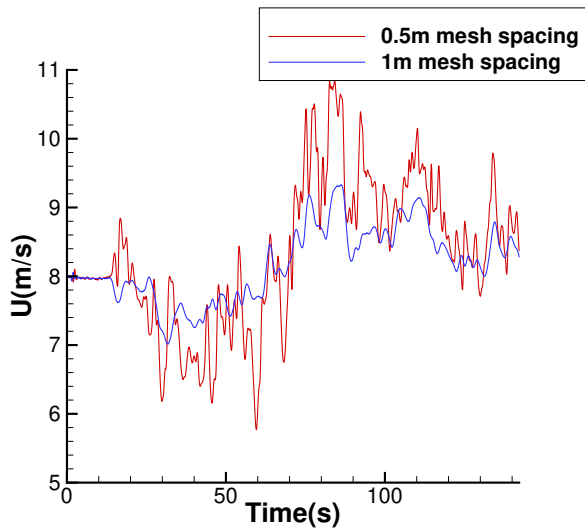
Η Α/Γ Sexbierum προσομοιώθηκε με LES καθώς και τυρβώδη είσοδο. Αρχικά μελετήθηκε η επιρροή της ανάλυσης του πλέγματος στην διατήρηση του φάσματος της ταχύτητας σε προσομοίωση χωρίς Α/Γ. Στο σχήμα 24 παρουσιάζονται οι χρονοσειρές της ταχύτητας καθώς και τα φάσματα πυκνότητας για διάφορες θέσεις  $x$  του χωρίου στο ύψος της μηχανής. Χρησιμοποιήθηκαν δύο διαφορετικές αποστάσεις διακριτοποίησης. Είναι φανερό ότι το πυκνότερο πλέγμα είναι σε θέση να διατηρήσει την ενέργεια του φάσματος σε μεγαλύτερο βαθμό. Οι προσομοιώσεις έγιναν με σχήμα  $2^{25}$  τάξης, επομένως η αριθμητική διάχυση στην περίπτωση του αραιού πλέγματος είναι μεγάλη. Επιπρόσθετα, τα φάσματα πυκνότητας στις θέσεις  $x = 3D$  και  $x = 7D$  (σχήματα 24d και 24f) δείχνουν ότι το όριο διατήρησης της ενέργειας του φάσματος στο αραιό πλέγμα βρίσκεται σε χαμηλότερες συχνότητες από ό,τι στο πυκνό πλέγμα. Τα αποτελέσματα από προσομοιώσεις LES με θεωρία δίσκου ορμής και γραμμής δράσης, καθώς και από URANS υπολογισμό με θεωρία γραμμής δράσης με το μοντέλο τύρβης  $k-\omega$  SST [58], συγκρίνονται με πειραματικές μετρήσεις στο σχήμα 25. Στις προσομοιώσεις με τη μέθοδο LES με θεωρία γραμμής δράσης χρησιμοποιήθηκε το αραιότερο πλέγμα, καθώς το πυκνό πλέγμα δημιουργούσε προβλήματα σύγκλισης. Παρ' όλα αυτά, ακόμα και με χρήση της θεωρίας δίσκου ορμής η μέθοδος LES είναι σε θέση να δώσει καλύτερα αποτελέσματα από τον URANS υπολογισμό με γραμμή δράσης. Η μέθοδος γραμμής δράσης με LES υπερεκτιμά τις κατανομές ταχυτήτων και υποεκτιμά τα επίπεδα κινητικής ενέργειας της τύρβης λόγω χρήσης του αραιού πλέγματος. Παρ' όλα αυτά, η σύγκριση με τις πειραματικές μετρήσεις είναι καλή. Ο URANS υπολογισμός προλέγει υψηλότερα επίπεδα ταχυτήτων και χαμηλότερα επίπεδα κινητικής ενέργειας της τύρβης καθώς και συμμετρικές κατανομές οι οποίες δεν συνάδουν με τις πειραματικές μετρήσεις. Επιπρόσθετα, στο σχήμα 26 φαίνεται η επιρροή της τυρβώδους εισόδου στη μορφή του ομόρρου. Με χρήση τυρβώδους ανέμου εισόδου, σχηματίζονται πολύ περισσότερες συμπαγείς δομές.



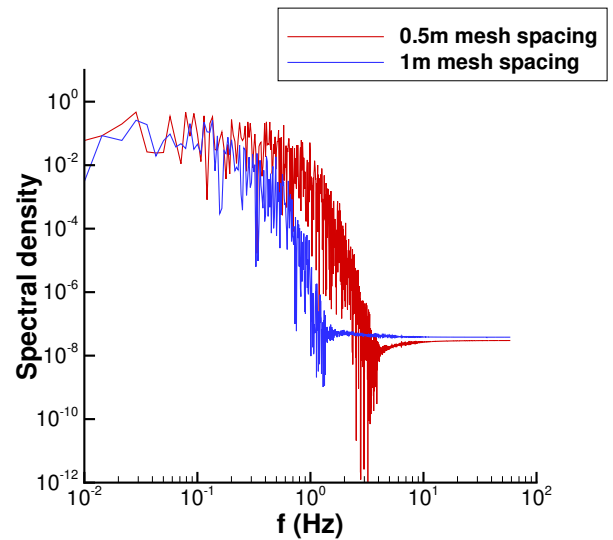
(a) Χρονοσειρά ταχύτητας  $U$ ,  $x = -1D$ .



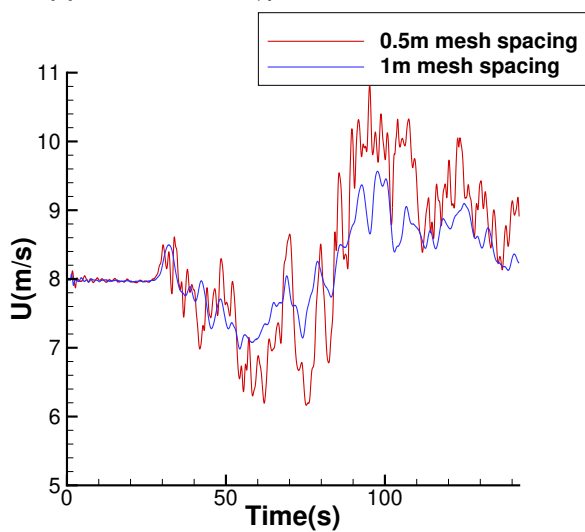
(b) Φάσμα πυκνότητας,  $x = -1D$ .



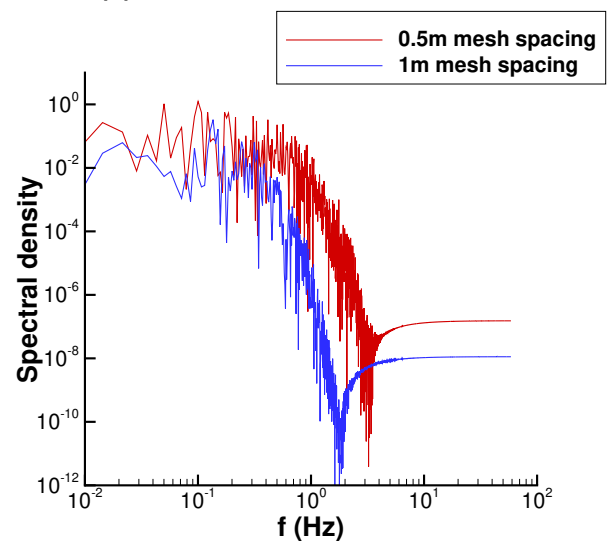
(c) Χρονοσειρά ταχύτητας  $U$ ,  $x = 3D$ .



(d) Φάσμα πυκνότητας,  $x = 3D$ .

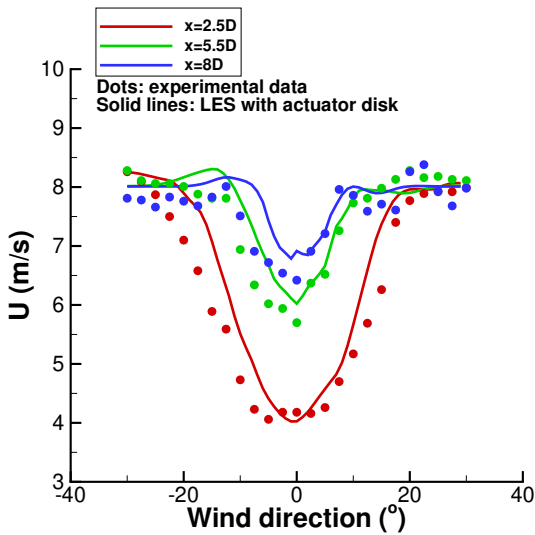


(e) Χρονοσειρά ταχύτητας  $U$ ,  $x = 7D$ .

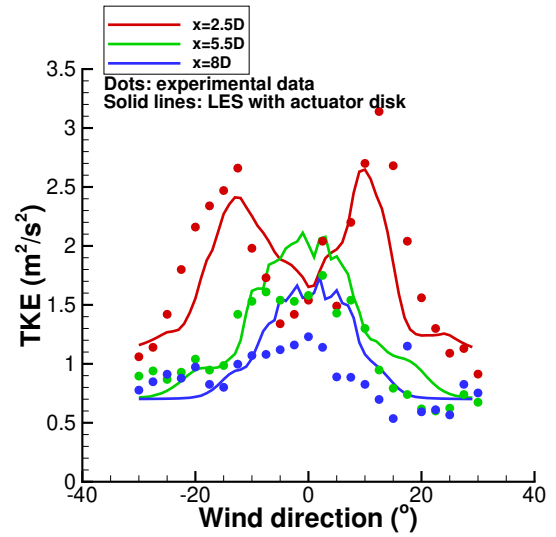


(f) Φάσμα πυκνότητας,  $x = 7D$ .

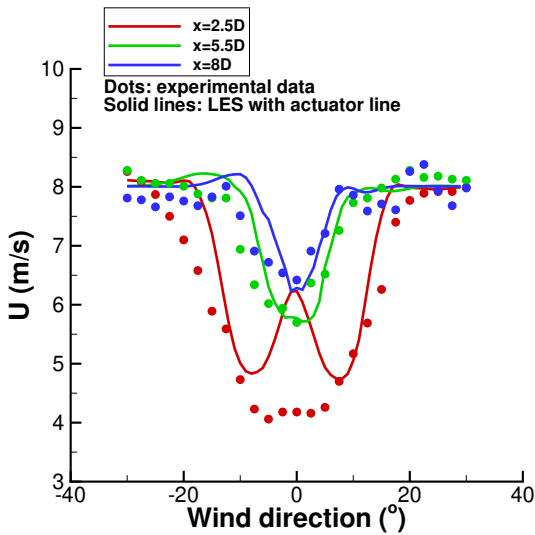
**Figure 24:** Προσομοίωση χωρίς  $A/\Gamma$  με οριακό στρώμα στην είσοδο και τυρβώδη άνεμο. Χρονοσειρά ταχύτητας  $U$  και αντίστοιχα φάσματα πυκνότητας σε διάφορες θέσεις με δύο διαφορετικές διακριτοποιήσεις.



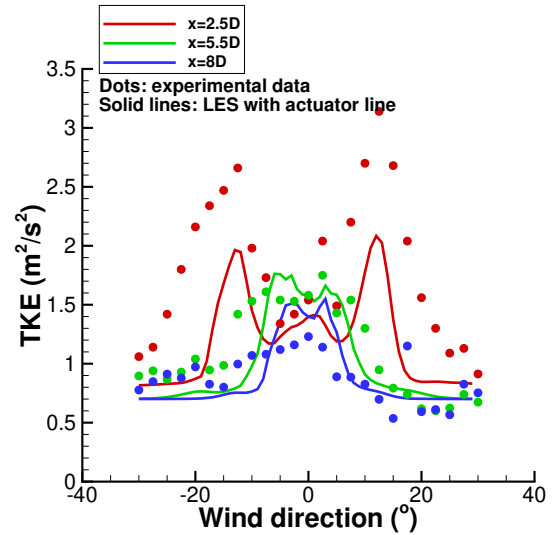
(a) LES, θεωρία δίσκου ορμής, έλλειμμα ταχύτητας



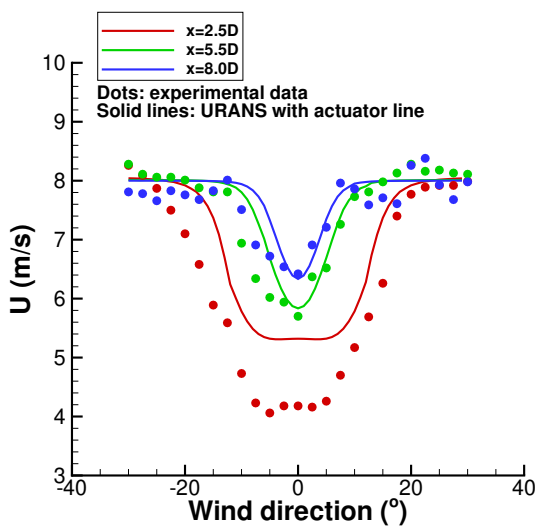
(b) LES, θεωρία δίσκου ορμής, κινητική ενέργεια τύρβης



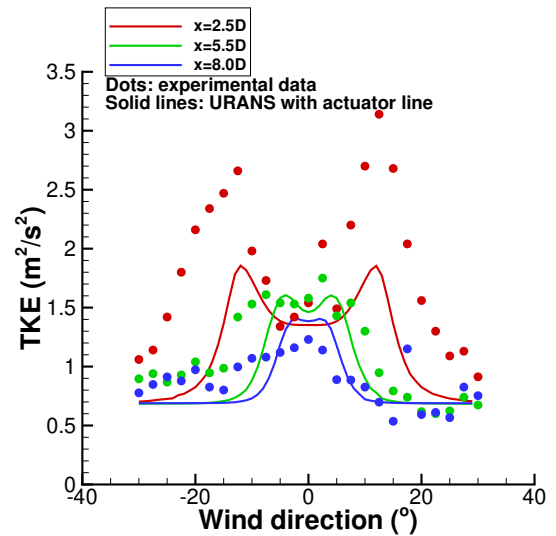
(c) LES, θεωρία γραμμής δράσης, έλλειμμα ταχύτητας



(d) LES, θεωρία γραμμής δράσης, κινητική ενέργεια τύρβης

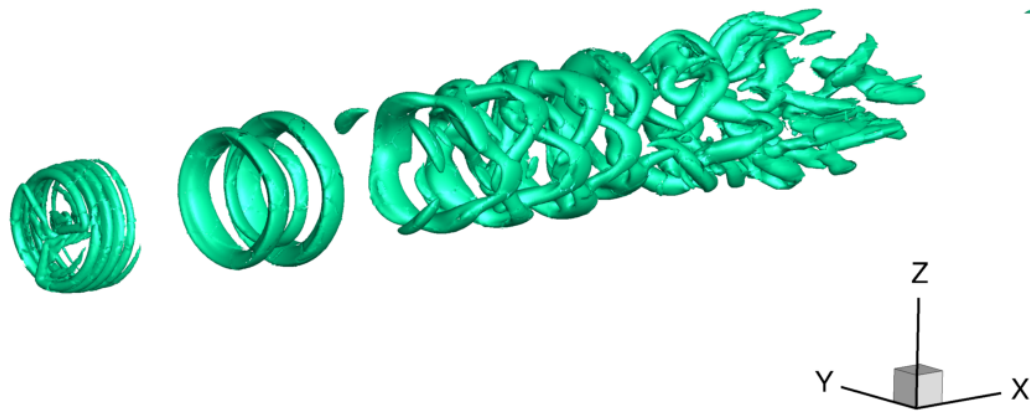


(e) URANS, θεωρία γραμμής δράσης, έλλειμμα ταχύτητας



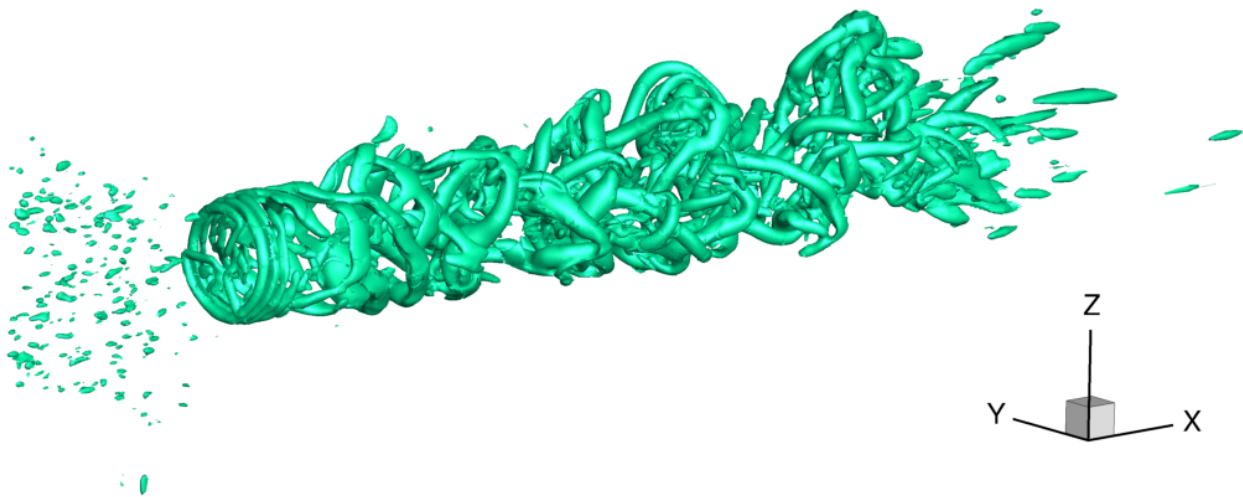
(f) URANS, θεωρία γραμμής δράσης, κινητική ενέργεια τύρβης

**Figure 25:** Προσομοιώσεις LES και URANS για την Α/Γ *Sexbierum* [59]. Η μέθοδος LES χρησιμοποιεί την θεωρία δίσκου ορμής και την θεωρία γραμμής δράσης σε προσομοιώσεις με οριακό στρώμα εισόδου και τυρβώδη άνεμο. Ο υπολογισμός URANS χρησιμοποιεί την θεωρία γραμμής δράσης με οριακό στρώμα εισόδου χωρίς τυρβώδη άνεμο. Ελλείματα ταχύτητας και κινητική ενέργεια της τύρβης σε διάφορες θέσεις.



---

(a) Without turbulent inflow.



---

(b) With turbulent inflow.

**Figure 26:** Προσομοιώσεις LES για την Α/Γ *Sexbierum* [59]. Θεωρία γραμμής δράσης χωρίς και με τυρβώδη άνεμο. Ισο-επιφάνειες  $Q = 0.1$  στον ομόρρο της Α/Γ.

## 4.4 Συμπεράσματα

Από την αξιολόγηση των αποτελεσμάτων προκύπτουν τα ακόλουθα συμπεράσματα:

- Τόσο η μέθοδος LES όσο και η μέθοδος DES είναι σε θέση να δώσουν ακριβέστερα αποτελέσματα από τον URANS υπολογισμό.
- Για τις περιπτώσεις που προσομοιώθηκαν με LES και DES, οι δύο μέθοδοι χρησιμοποίησαν το ίδιο πλέγμα. Ωστόσο, καμία από τις δύο μεθόδους δεν έφτασε στα υπολογιστικά της όρια.
- Δεν δοκιμάστηκαν πυκνότερα πλέγματα ώστε να αποτιμηθεί η συμπεριφορά των μεθόδων. Ωστόσο, χρήση πυκνότερων πλεγμάτων αναμένεται να βελτιώνει περαιτέρω τα αποτελέσματα σύμφωνα με τη βιβλιογραφία.
- Η μέθοδος LES είναι περισσότερο απαιτητική σε υπολογιστικούς πόρους από τη μέθοδο DES. Η τελευταία χρησιμοποιεί εξισώσεις RANS στο οριακό στρώμα και κατ' επέκταση δεν χρειάζεται πυκνό πλέγμα στην περιοχή αυτή. Η μέθοδος LES πρέπει να είναι σε θέση να επιλύσει και το οριακό στρώμα, το οποίο αυξάνει τις απαιτήσεις σε πλέγμα. Επίσης, αν η ανάλυση στο οριακό στρώμα δεν είναι επαρκής, η μέθοδος LES μπορεί να οδηγήσει σε πολύ ανακριβή αποτελέσματα.
- Η μέθοδος DES είναι μια τίμια εναλλακτική για τον υπολογισμό αποκολλημένων ροών. Στις περιπτώσεις που εξετάστηκαν, η σύγκριση με πειράματα στον ομόρρου ήταν ενθαρρυντική, Ωστόσο, δεν μπορεί να χρησιμοποιηθεί σε περιπτώσεις όπου ο σχηματισμός και η εξέλιξη μικρών κλιμάκων της τύρβης εντός του οριακού στρώματος είναι σημαντικοί μηχανισμοί της ροής (για παράδειγμα αεροτομή υπό γωνία  $\alpha = 12^\circ$  και μικρή αποκόλληση). Οι περιπτώσεις αυτές προτείνεται να προσομοιώνονται με LES και επαρκώς πυκνό πλέγμα.

## 5 Προτάσεις για μελλοντική έρευνα

Με βάση αυτά που μελετήθηκαν στην παρούσα εργασία, δίνονται οι ακόλουθες προτάσεις για μελλοντική έρευνα:

- Επέκταση του μοντέλου AFT με στόχο την πρόλεξη τριδιάστατης μετάβασης. Το μοντέλο  $\gamma$ - $Re_\theta$  μπορεί ήδη να δώσει αξιόπιστα αποτελέσματα για περιπτώσεις με τριδιάστατη μετάβαση, ωστόσο περιορίζεται σημαντικά από τον αριθμό  $Re$  (με άνω όριο τα 6 εκατομμύρια). Το μοντέλο AFT δουλεύει εξίσου καλά σε όλους τους αριθμούς  $Re$  που μελετήθηκαν στην παρούσα εργασία. Επομένως, η επέκταση των δυνατοτήτων του θα επιτρέψει την προσομοίωση μεγάλου εύρους ροών.
- Προσομοίωση περιπτώσεων με bypass μετάβαση. Στην παρούσα εργασία μελετήθηκαν μόνο περιπτώσεις φυσικής μετάβασης (διδιάστατης ή τριδιάστατης) και περιπτώσεις μετάβασης λόγω στρωτής αποκόλλησης.
- Προσομοίωση περισσότερων περιπτώσεων με σκοπό την απόκτηση περαιτέρω εμπειρίας σχετικά με το υπολογιστικό κόστος και το εύρος εφαρμογής των μεθόδων LES και DES.
- Στο πλαίσιο της μεθόδου LES, χρήση διαφορετικών μοντέλων πέραν του αλγεβρικού Smagorinsky για την μοντελοποίηση των μικρών κλιμάκων.

## References

- [1] G. Papadakis, S. Voutsinas, In view of accelerating cfd simulations through coupling with vortex particle approximations, *The Science of Making Torque from Wind Journal of Physics: Conference Series* (2014).
- [2] H. Schlichting, *Boundary-Layer Theory* (1979). URL: <http://link.springer.com/10.1007/978-3-662-52919-5>. doi:10.1007/978-3-662-52919-5. arXiv:arXiv:1011.1669v3.
- [3] M. Morkovin, On the many faces of transition, *Viscous Drag Reduction*, edited by C.S. Wells (1969) 1–31. doi:10.1053/jhin.2001.1053. arXiv:arXiv:1011.1669v3.
- [4] E. Malkiel, R. E. Mayle, Transition in a Separation Bubble, *Journal of Turbomachinery* 118 (1996) 752. doi:10.1115/1.2840931.
- [5] R. E. Mayle, The Role of Laminar-Turbulent Transition in Gas Turbine Engines, *Journal of Turbomachinery* 113 (1991). doi:10.1115/1.2929223.
- [6] P. Balakumar, G. I. Park, B. Pierce, DNS , LES , and wall-modeled LES of separating flow over periodic hills, *Center for Turbulence Research Proceedings of the Summer Program 2014* (2014) 407–415.
- [7] H. Choi, P. Moin, Grid-point requirements for large eddy simulation: Chapman’s estimates revisited, *Physics of Fluids* 24 (2012) 1–6. doi:10.1063/1.3676783.
- [8] D. R. Chapman, Computational Aerodynamics Development and Outlook, *AIAA Journal* 17 (1979) 1293–1313. URL: <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/3.61311>. doi:10.2514/3.61311.
- [9] I. Mary, P. Sagaut, Large Eddy Simulation of Flow around an Airfoil, *AIAA* 40 (2001).
- [10] M. Strelets, Detached eddy simulation of massively separated flows, *39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* (2001). URL: <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2001-879>. doi:10.2514/6.2001-879.
- [11] H. Y. Xu, C. L. Qiao, H. Q. Yang, Z. Y. Ye, Delayed detached eddy simulation of the wind turbine airfoil S809 for angles of attack up to 90 degrees, *Energy* 118 (2017) 1090–1109. URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.energy.2016.10.131>. doi:10.1016/j.energy.2016.10.131.
- [12] L. Gilling, *Airfoils in Turbulent Inflow*, Dce thesis, no. 23, Aalborg University, 2009.
- [13] P. Beaudan, P. Moin, Numerical experiments on the flow past a circular cylinder at sub-critical Reynolds number, *Stanford University* (1994) 1–262.
- [14] Breuer M, A challenging test case for large eddy simulation: high Reynolds number circular cylinder flow, *International Journal of Heat and Fluid Flow* 21 (2000) 648–654.
- [15] A. Travin, M. Shur, M. Strelets, P. Spalart, Detached-Eddy Simulations Past a Circular Cylinder, *Flow, Turbulence and Combustion* 63 (1999) 293–313. URL: <http://www.pubmedcentral.nih.gov/articlerender.fcgi?artid=192295&tool=pmcentrez&rendertype=abstract>. doi:10.1023/A:1009901401183.
- [16] M. Galbraith, M. Visbal, Implicit Large Eddy Simulation of Low Reynolds Number Flow Past the SD7003 Airfoil, *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* (2008) 1–17. URL: <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2008-225>. doi:10.2514/6.2008-225.

- [17] N. Troldborg, J. Sørensen, A simple atmospheric boundary layer model applied to large eddy simulations of wind turbine wakes, *Wind Energy* 17 (2014) 657–669. URL: <http://onlinelibrary.wiley.com/doi/10.1002/we.1608/full>. doi:10.1002/we. arXiv:arXiv:1006.4405v1.
- [18] M. Breuer, N. Jovicic, K. Mazaev, Comparison of DES, RANS and LES for the separated flow around a flat plate at high incidence, *International Journal for Numerical Methods in Fluids* 41 (2003) 357–388. URL: <http://doi.wiley.com/10.1002/flid.445>. doi:10.1002/flid.445.
- [19] B. A. Toms, Large-eddy Simulation of Flow Over a Backward Facing Step: Assessment of Inflow Boundary Conditions, Eddy Viscosity Models and Wall Functions, *Journal of Applied Mechanical Engineering* 4 (2015) 1–6. doi:10.4172/2168-9873.1000169.
- [20] P. Roe, Approximate riemann solvers, parameter vectors and difference schemes, *Journal of Computational Physics*, Volume 43, Pages 357-372 (1981).
- [21] L.-E. Eriksson, A preconditioned navier-stokes solver for low mach number flows, *Computers and Fluids* (1996) 199–205.
- [22] E. Turkel, V. N. Vatsa, Local preconditioners for steady and unsteady flow applications, *ESAIM: Mathematical Modelling and Numerical Analysis* 39 (2005) 515–535. URL: <http://www.esaim-m2an.org/10.1051/m2an:2005021>. doi:10.1051/m2an:2005021.
- [23] Y. H. Choi, C. Merkle, The Application of Preconditioning in Viscous Flows, *Journal of Computational Physics* 105 (1993) 207–223. URL: <https://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S0021999183710697>. doi:10.1006/jcph.1993.1069.
- [24] V. Venkatakrisnan, On the accuracy of limiters and convergence to steady state solutions, *AIAA Paper* 93-0880 (1993).
- [25] B. van Leer, Towards the ultimate conservative difference scheme. V. A second-order sequel to Godunov's method, *Journal of Computational Physics* 32 (1979) 101–136. doi:10.1016/0021-9991(79)90145-1.
- [26] B. P. Leonard, Simple high-accuracy resolution program for convective modelling of discontinuities, *International Journal for Numerical Methods in Fluids* 8 (1988) 1291–1318. doi:10.1002/flid.1650081013.
- [27] D. J. Mavriplis, Multigrid solution of the two-dimensional Euler equations on unstructured triangular meshes, *AIAA Journal* 26 (1988) 824–831. URL: <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/3.9975>. doi:10.2514/3.9975.
- [28] P. R. Spalart, S. R. Allmaras, J. Reno, One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows Boeing, *Aiaa* (1992) 23. doi:10.2514/6.1992-439.
- [29] F. Menter, Zonal Two Equation k-w Turbulence Models For Aerodynamic Flows, in: *23rd Fluid Dynamics, Plasmadynamics, and Lasers Conference*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 1993. URL: <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.1993-2906>. doi:10.2514/6.1993-2906.
- [30] R. Michel, Etude de la transition sur les profils d'aile, *ONERA Report* 1/1578A (1951).
- [31] P. Granville, The calculation of viscous drag of bodies of revolution, *DTMB Report No.* 849 (1953).

- [32] E. D. Arnal, H. Habiballah, Theorie de l'instabilite laminaire et criteres de transition en ecoulement bi et tridimensionnel, La Recherche Aerospatiale (1984).
- [33] M. Drela, M. B. Giles, Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils, AIAA Journal 25 (1987) 1347–1355. URL: <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/3.9789>. doi:10.2514/3.9789.
- [34] V. M. Falkner, S. W. Skan, Aeronautical Research Council Reports and Memoranda, Technical Report 1314, Advisory Committee for Aeronautics, 1930.
- [35] F. Langtry, R. B., Menter, Transition Modeling for General CFD Applications in Aeronautics, AIAA 2005-522 (2005). doi:10.1515/text.2001.007.
- [36] R. Abu-Ghannam, B. J., Shaw, Natural Transition of Boundary Layers - The Effects of Turbulence, Pressure Gradient, and Flow History, Journal Mechanical Engineering Science 22 (1980). doi:10.1243/JMES.
- [37] F. R. Menter, P. E. Smirnov, T. Liu, R. Avancha, A One-Equation Local Correlation-Based Transition Model, Flow, Turbulence and Combustion 95 (2015). doi:10.1007/s10494-015-9622-4.
- [38] D. M. Somers, Design and Experimental Results for a Natural-Laminar-Flow Airfoil for General Aviation Applications, Technical Report June 1981, NASA, 1981.
- [39] D. M. Somers, Design and Experimental Results for the S809 Airfoil, Technical Report, NREL, 1997.
- [40] D. M. Somers, Design and Experimental Results for the S827 Airfoil, Technical Report January, NREL, 2005.
- [41] AVATAR, Project fp7-energy-2013-1/n608396, 2016. URL: [www.eera-avataar.eu](http://www.eera-avataar.eu).
- [42] O. Pires, X. Munduate, O. Ceyhan, M. Jacobs, H. Snel, Analysis of high Reynolds numbers effects on a wind turbine airfoil using 2D wind tunnel test data, Journal of Physics: Conference Series 753 (2016). doi:10.1088/1742-6596/753/2/022047.
- [43] C. Gleyzes, Operation D'ecrochage- Resultats des Essais a la Souflerie F2, Technical Report, ONERA, 1988.
- [44] B. van den Berg, J. H. M. Gooden, Low-Speed Surface and Boundary Layer Measurement Data for the NLR-7301 Airfoil Section with Trailing Edge Flap, Technical Report, 1979.
- [45] R. B. Langtry, K. Sengupta, D. T. Yeh, A. J. Dorgan, Extending the  $\gamma$ - $Re\theta$  local correlation based transition model for crossflow effects, 45th AIAA Fluid Dynamics Conference (2015) 1–12. URL: <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2015-2474>. doi:10.2514/6.2015-2474.
- [46] C. Grabe, N. Shengyang, A. Krumbein, Transport Modeling for the Prediction of Crossflow Transition, AIAA Journal 56 (2018) 3167–3178. doi:10.2514/1.j056200.
- [47] R. McGhee, B. Walker, B. Millard, Experimental Results for the Eppler 387 Airfoil at Low Reynolds Numbers in Langley Low - Turbulence Pressure Tunnel, Nasa 4062 (1988) 238. URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19890001471.pdf>.
- [48] F. W. Boltz, G. C. Kenyon, C. Q. Allen, Effects of Sweep Angle on the Boundary Layer Stability Characteristics of an Untapered Wing at Low Speeds, Technical Report, 1960.



- [49] V. Schmitt, B. Monneris, G. Dorey, C. Capelier, Etude de la couche limite tridimensionnelle sur une aile en fleche, Rapport Technique No 14/1713 AN (1975).
- [50] J. Smagorinsky, Monthly weather review, Volume 91, Number 3, Washington, D.C. (1963).
- [51] P. R. Spalart, W.-H. Jou, M. Strelets, S. R. Allmaras, Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid LES/RANS approach, Proceedings of the First AFOSR International Conference on DNS/LES (1997) 137–147.
- [52] C. Norberg, Effects of Reynolds Number and Low-Intensity Freestream Turbulence on the Flow Around a Circular Cylinder, 1987.
- [53] L. Lourenco, C. Shih, Characteristics of the plane turbulent near wake of a circular cylinder; a particle image velocimetry study (1993).
- [54] L. Ong, J. Wallace, The velocity field of the turbulent very near wake of a circular cylinder, Experiments in Fluids 20 (1996) 441–453. doi:10.1007/BF00189383.
- [55] C. Butterfield, G. Scott, W. Musial, Comparison of Wind Tunnel Airfoil Performance Data With Wind Turbine Blade Data, Journal of Solar Energy Engineering 114 (1992) 119–124. doi:10.1109/IECEC.1990.747950.
- [56] NASA, Turbulence modeling resource, 2018. URL: <https://turbmodels.larc.nasa.gov/>.
- [57] NASA, Turbulence modeling resource, 2018. URL: [https://turbmodels.larc.nasa.gov/Other\\_LES\\_Data/2dhill\\_periodic.html](https://turbmodels.larc.nasa.gov/Other_LES_Data/2dhill_periodic.html).
- [58] F. R. Menter, Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, AIAA Journal 32 (1994) 1598–1605. URL: <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/3.12149>. doi:10.2514/3.12149.
- [59] J. W. Cleijne, Results of Sexbierum wind farm, volume 92, 1992.