

UNIVERSITÁ DEGLI STUDI DI NAPOLI FEDERICO II



FACOLTÁ DI INGEGNERIA

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA AEROSPAZIALE

TESI DI LAUREA SPECIALISTICA

Integrazione in codici RANS di una procedura per la stima della transizione

RELATORI CH.MI

Prof. Ing. Carlo de Nicola

Ing. Raffaele S. Donelli

CANDIDATO

Luca Graziosi

matr. 335/123

ANNO ACCADEMICO 2007/2008

Sommario

Nell'ultimo decennio l'attenzione della società civile a problemi quali l'inquinamento ambientale di gas combustibili ed acustico è notevolmente aumentato. Una misura dell'importanza assunta da questo argomento è data dalle restrizioni (in termini di emissioni di CO_2 ed emissioni acustiche) che la Comunità Europea ha emanato per tutti i mezzi di trasporto a combustione interna. Quindi, l'orientamento attuale dell'industria aerospaziale è nella ricerca di nuove tecnologie che possano contribuire ad abbattere i consumi, in quanto allo stato attuale l'80% del parco aereo esistente è fuori norma. I possibili campi di ricerca in questo senso riguardano essenzialmente lo sviluppo di motori di nuova generazione con elevata efficienza (riduzione del consumo e delle emissioni) e nuove soluzioni aerodinamiche capaci di ridurre la resistenza aerodinamica.

Nell'ambito aerodinamico, una tecnologia che potenzialmente può offrire maggiori benefici, dell'ordine del 10-15% di riduzione della resistenza totale, è quella del *flusso laminare*, che consiste nel design di componenti alari caratterizzati da un flusso laminare esteso. L'interesse per questa tecnologia in realtà risale al secolo scorso (1930), quando sono stati condotti diversi studi proprio in questo campo; il risultato più evidente dei vari programmi di ricerca è stato la realizzazione dei profili NACA laminari. Tuttavia questa tecnologia non è stata impiegata in modo massiccio a livello industriale per questo particolare scopo. Si citano alcuni casi di applicazione industriale:

- P51 Mustang, caccia americano che, probabilmente grazie all'uso di profili laminari, riuscì ad ottenere una velocità massima superiore a quella di tutti gli altri velivoli ad elica del secondo conflitto mondiale.
- Piaggio P180, business-jet italiano, caratterizzato da un'ala con flusso laminare esteso oltre il 50% della corda alare.

Questi esempi indicano l'applicazione della tecnologia del flusso laminare a velivoli relativamente piccoli e su scale industriali limitate. Tuttavia, l'obiettivo attuale è quello di riuscire ad ottenere un flusso laminare su aerei delle dimensioni di un A380 entro 1 decennio, per poi successivamente applicare tali conoscenze a velivoli supersonici.

Pertanto, si comprende facilmente che l'attuazione di questi progetti, e cioè il design di componenti alari laminari, richiede metodi numerici adeguati in grado di tener conto della transizione del flusso da laminare a turbolento; ciò è necessario per limitare costose campagne sperimentali in galleria e in volo. Allo stato attuale, i codici industriali, basati essenzialmente su metodi RANS (*Reynolds Averaged Navier Stokes*), riescono a dare stime

sulla transizione soltanto con l'introduzione di particolari modelli di turbolenza; tuttavia i risultati ottenuti sono del tutto inattendibili nella maggior parte dei casi.

Lo scopo di questa tesi è potenziare le capacità di simulazione numerica di un codice RANS mediante una procedura per la stima dell'inizio della transizione, che sia accurata e non onerosa dal punto di vista computazionale. In questo senso si stanno muovendo anche le principali industrie aerospaziali e i più famosi centri di ricerca mondiali.

La procedura sviluppata si basa essenzialmente su un processo iterativo in cui, a partire dalla soluzione RANS del campo esterno, mediante un codice *ad hoc* viene ricostruito in modo accurato il flusso di strato limite e viene effettuata una stima della transizione. La previsione della transizione viene successivamente introdotta nel codice RANS, in modo da aggiornare la soluzione del campo esterno; in questo modo di fatto si ignora la soluzione dello strato limite fornita dal codice RANS. Questa sequenza di operazioni viene ripetuta in maniera ciclica fin quando la soluzione RANS del campo esterno e il flusso di strato limite calcolato non sono coerenti, e cioè fin quando non si raggiunge la convergenza sulla stima della transizione.

Il codice RANS utilizzato nella procedura è stato *FLUENT* mentre il codice di strato limite è un codice sviluppato da Kaups e Cebeci. In ogni caso, è bene sottolineare che l'approccio di base è generale, e pertanto è indipendente dal codice RANS e codice di strato limite utilizzati.

Al fine di collaudare la procedura sopra menzionata in un caso 2D, è stato individuato un profilo laminare (*NLF-0414F profile*) di cui fossero noti i dati sperimentali relativi alle posizioni della transizione per dorso e ventre. I risultati ottenuti mostrano un ottimo accordo tra dati numerici e sperimentali (figura 1).

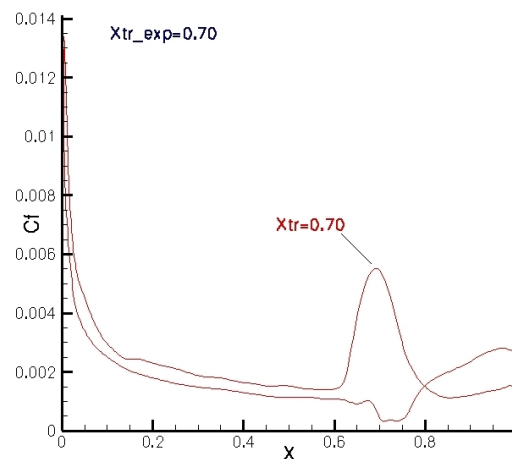


Figura 1: Skin-Friction Coefficient sul profilo

Infine, poiché si intende estendere tale procedura al caso 3D, è stata individuata anche un'ala laminare a freccia (*ONERA M6 wing*). Per quest'ultima è stato risolto il campo di moto in flusso turbolento ed applicata la procedura senza iterazioni per avere solo indicazioni qualitative sulla stima dell'inizio-transizione. I risultati preliminari, ottenuti in questo caso, mostrano un buon riscontro con la fisica del problema.