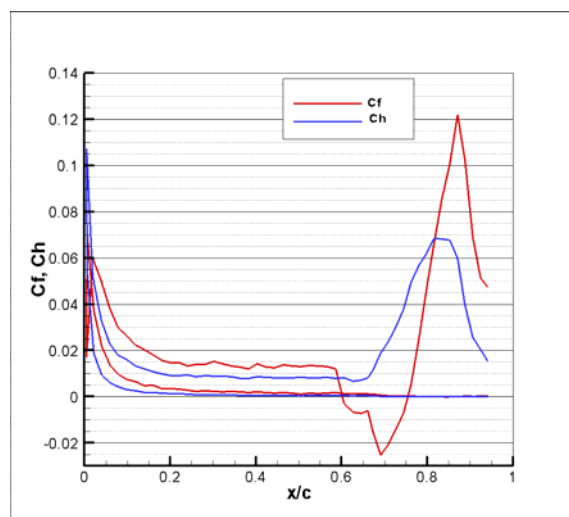
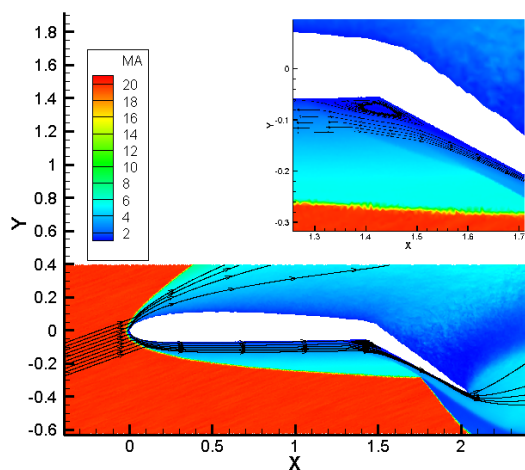


La presente tesi è inquadrata nell'ambito del progetto di collaborazione scientifica tra il D.I.A.S. (Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale) dell'Università Federico II di Napoli ed il C.I.R.A. (Centro Italiano Ricerche Aerospaziali) di Capua. Essa rappresenta la logica continuazione di un precedente lavoro in cui sono state analizzate le caratteristiche aerodinamiche del velivolo USV (Unmanned Space Vehicle) FTB-X (eXperimental Flight Test Bed), la cui progettazione e sviluppo è in corso al C.I.R.A. risultato di uno dei progetti del programma PRORA-USV (Programma Italiano di Ricerca Aerospaziale). Il presente lavoro ha completato il database aerodinamico del velivolo FTB-X 3.9.2_FW50, in un tipico rientro atmosferico nel tratto di quota 90-110 km, del precedente lavoro di tesi. In questo intervallo di quota il velivolo è in regime di transizione. Lo scopo è stato quello di fornire informazioni sul confronto tra la prima versione del velivolo FTB (Flight Test Bed) (configurazione 1.1.2) e quella più recente (configurazione 3.9.2_FW50) in termini di coefficienti aerodinamici al fine di verificare se i cambiamenti influenzano il comportamento aerodinamico del velivolo in regime rarefatto. In relazione ad un precedente lavoro svolto da *Zuppari e Costagliola* sulla configurazione 1.1.2 saranno presentati e analizzati i risultati di entrambe le configurazioni. La configurazione 3.9.2 mostra un miglior comportamento aerodinamico della configurazione 1.1.2. L'analisi ha mostrato che in volo di *side-slip* ad un angolo d'attacco di 30° , che si è verificato essere quello di massima efficienza aerodinamica in volo simmetrico, e ad un angolo di *side-slip* di 15° la configurazione 3.9.2 ha mostrato un'efficienza aerodinamica più alta, sintomo di un miglior controllo. Da notare che questi vantaggi si riducono con l'aumentare della quota in cui gli effetti della rarefazione diventano man mano più importanti. È stato inoltre condotta una analisi preliminare sulla possibilità di un controllo aerodinamico del velivolo mediante una deflessione del flap. L'analisi è stata condotta in termini di forza aerodinamica e momento di beccheggio ad un intervallo di quota 65-90 km facendo variare l'angolo di attacco tra 0 e 30° e l'incidenza del flap tra 0 e 30° . È stato effettuato un confronto tra la configurazione *clean* (senza deflessione) e quella *flapped* (con flap deflesso) del profilo, per angolo di attacco nullo, in termini di forza aerodinamica e di momento di beccheggio fornendo una quantificazione degli effetti della deflessione del flap, mostrando un incremento rispettivamente del 73% e del 127%, nonostante fenomeni di interazione onda d'urto/strato limite che si realizzano lungo il flap deflesso causa di perdite di efficienza del flap. Si è evinto inoltre un incremento di flusso termico sulla superficie del flap in corrispondenza del riattacco e dell'interazione. Uno dei problemi più importanti che si pone nello studio degli "aerospazioplani" sono le sollecitazioni soprattutto termiche, di gran lunga superiori a quelle di un comune aerovelivolo; un aerospazioplano dovrà infatti affrontare, oltre alla fase di lancio ed immissione in orbita, anche la fase di rientro atmosferico in

condizioni di moto ipersoniche che è estremamente critica. Le condizioni aerodinamiche, alle altitudini che prevedono il volo in condizioni di densità estremamente bassa, in cui viene a mancare l'ipotesi del continuum, ed il conseguente *Navier-Stokes Breakdown* sono quelle proprie dei regimi di transizione, e nonostante le equazioni di conservazione della fluidodinamica risultino ancora valide non può essere usato un approccio valido per regime continuo per la valutazione dei parametri aerodinamici in quanto la soluzione delle Navier-Stokes perde di validità. Tutto ciò rende impossibile l'utilizzo dei comuni *Navier-Stokes solvers* e pone l'esigenza di procedere per strade alternative come quella di considerare il fluido non più come un mezzo continuo bensì come composto da un numero finito di molecole e caratterizzandolo attraverso l'applicazione delle formule e delle leggi alla base della Teoria Cinetica dei Gas, pervenendo all'equazione di Boltzmann. La soluzione di questa equazione integro-differenziale permetterebbe di descrivere completamente un gas, ma purtroppo, a causa del cosiddetto integrale collisionale che compare al secondo membro, la sua soluzione analitica risulta estremamente complessa e non è stata ancora ottenuta nemmeno numericamente. Bisogna dunque procedere attraverso strade alternative alla risoluzione diretta di tale equazione; una di queste è il metodo DSMC (*Direct Simulation Monte Carlo*). Visto i grandi pregi si può affermare che il DSMC è al momento l'unico modo di studiare efficacemente l'aerodinamica dei gas rarefatti.



Pattern del numero di Mach intorno al profilo con angolo di deflessione (δ) di 30° , ad angolo di attacco (α) di 20° ed a quota (h) di 70.18 km

Curve del coefficiente di flusso di calore (c_h) e di attrito (c_f) lungo la superficie del profilo a $\delta=30^\circ$, $\alpha=20^\circ$ ed $h=70.18$ km.