

Borsa di studio attivata ai sensi di quanto disposto dal D.M. n. 1061 del 10/08/2021

Titolo del progetto: Trasporto aereo ipersonico di futura generazione a emissioni zero

La borsa sarà attivata sul seguente corso di dottorato accreditato per il XXXVII ciclo:
ENERGIA E AMBIENTE

Responsabile scientifico: Giovanni B. Palmerini

Area per la quale si presenta la richiesta: GREEN

Numero di mensilità da svolgere in azienda: 6

Numero di mensilità da svolgere all'estero: 6 presso INSA de Rouen

Azienda: MBDA

Il Dipartimento è disponibile a cofinanziare per un importo pari a euro: 10000

Dipartimento finanziatore: Non assegnato con delibera del 21/09/2021

Progetto di ricerca:

Il progetto di ricerca è finalizzato all'analisi numerica delle prestazioni di un motore dual mode ramjet per regimi di volo nell'intervallo di Mach 4 – 8 per applicazione a trasporto aereo ipersonico. Tale risultato è importante perché apre nuovi orizzonti per i motori aeronautici di prossima generazione e a emissioni zero grazie all'uso di idrogeno come combustibile. Nell'aviazione commerciale il prossimo passo tecnologico è quello degli aerei ipersonici: aerei alimentati ad aria che volano oltre Mach 5. Lo sviluppo di tecnologia scramjet, oltre a trasporto passeggeri segnerebbe un passo importante anche per le applicazioni spaziali. Infatti, sistemi propulsivi che utilizzano l'aria come ossidante, come i ramjet e scramjet, possono risparmiare una grande frazione del peso (e della massa) rispetto ai convenzionali lanciatori che utilizzano ossigeno liquido trasportato a bordo. Futuri lanciatori con un secondo stadio alimentato a propulsione airbreathing (ramjet e soprattutto SCRJ), ed un classico endoreattore come terzo stadio, possono mettere in orbita payload con una massa fino al 20% della massa di decollo, cinque volte o più quella dei razzi convenzionali (Ariane 5 e US Shuttle), riducendo così i costi di lancio o orbitando più carico utile per lo stesso costo. I sistemi RBCC sono, in questa fase, la chiave per lanciatori più performanti e, infine, completamente riutilizzabili.

Veicoli in grado di tale velocità sono attualmente operativi in Russia e Cina, in fase di test di volo negli Stati Uniti (Rascal, Falcon, HyFlight, Boom HyperX), Regno Unito-Australia (HyShot, Hyfire, HyCause). Le prove in volo in regime ipersonico necessitano tuttavia di enormi risorse sia in termini finanziari che di capacità operative, in modo tale da coprire tutte le fasi dell' esperimento, e sono quindi alla portata di pochissime organizzazioni. Una valida attività di ricerca in questo campo può comunque essere effettuata utilizzando impianti a terra, nei quali vengono simulati molti aspetti del volo supersonico o ipersonico. Attualmente, test a terra dei loro motori si stanno svolgendo anche in Giappone (presso il JAXA-Kakuda Research Center), India ((HSTDV)), Brasile e Corea. In Europa, dopo lo sforzo congiunto franco-tedesco JAPHAR, l'UE ha finanziato un progetto monitorato da ESA-ESTEC (LAPCAT, HYFLY), con l'obiettivo di studiare la fattibilità di un trasporto commerciale ipersonico a lungo raggio (Mach = 7-8) per 300 passeggeri.

Una caratteristica comune, almeno per lo studio di sistemi propulsivi "airbreathing", è comunque il tempo di prova limitato a causa degli elevati valori di pressione dinamica ed entalpia totale che i flussi generati devono possedere. In generale si può dire che questi tempi decrescono al crescere del numero di Mach, variando anche di parecchi ordini di grandezza: si passa da decine di secondi o anche minuti per Mach intorno a 4-5 a qualche decina di microsecondi per tunnels basati su tubi d' urto (Mach oltre 10-15).

In tale contesto, simulazioni numeriche dell'intero motore. i.e. presa d'aria, combustore ed ugello, permetterebbero di ottenere informazioni critiche in termini di efficienza del motore alle varie condizioni di volo e per diverse geometrie, senza la necessità di mettere in piedi test a terra o di volo estremamente onerosi. Nonostante negli ultimi anni molti centri di ricerca e società abbiano investito in attività di ricerca nel settore scramjet, ancora non si è riusciti a definire modelli di combustione e turbolenza in grado di riprodurre i dati sperimentali. Infatti, nonostante i modelli di turbolenza per flussi subsonici abbiano raggiunto un elevato grado di comprensione, non si può dire lo stesso per flussi comprimibili, dove la fisica è ancora molto poco compresa e conosciuta.

Le criticità di tali motori risiedono nei tempi di combustione molto brevi. Il flusso in camera di combustione è supersonico, quindi nell'ordine di un millisecondo, aria e combustibile devono mescolarsi e reagire. L'interazione tra flussi di calore, attrito e onde d'urto genera perdite di pressione totali considerevoli, per cui la configurazione del combustore è un parametro chiave per una buona efficienza di combustione con perdite di pressione totali non proibite.

In tale contesto, basandosi anche dell'esperienza nel settore del proponente, lo studio prevede l'identificazione di un modello LES SGS per la combustione supersonica da implementare in un codice open source modificato NFOAM C++ che sia in grado di rivelare le strutture di reazione fondamentali della combustione supersonica e di identificare l'influenza dell'interazione turbolenza-chimica. I risultati saranno confrontati con i dati sperimentali di proprietà di MBDA-INSA.

Al fine di prevedere gli effetti dell'aria viziata sui dati di prova, nel codice LES verrà sviluppato e implementato uno schema ridotto. Partendo dall'analisi fondamentale, il progetto si propone di identificare uno schema ridotto o globale (2-3 step) da implementare nel codice LES. In particolare, un'analisi dettagliata della sensibilità del meccanismo in termini di tempi cinetici e tasso di conversione delle specie alle condizioni iniziali (T e P) e alla frazione molare della specie sarà effettuata mediante il codice CHEMKIN PRO.

Il progetto prevede inoltre l'implementazione di uno schema numerico WENO 3-5, che sia in grado di simulare l'elevata discontinuità del flusso in prossimità degli urti e la presenza di turbolenza nel resto del campo.

La versione aggiornata del codice NFOAM, già di proprietà del gruppo di ricerca, dovrebbe essere in grado di identificare e prevedere le caratteristiche e le criticità del flusso presenti nei flussi reattivi supersonici, tra cui l'interazione tra turbolenza / flussi cinetici, ancoraggio della fiamma, interazioni strato limite / shock, strutture a vortice 3D ... Nuovi modelli di SGS per il mescolamento in flussi supersonici, per l'accoppiamento turbolenza/chimica, e uno schema cinetico appropriato saranno implementati nel codice al fine di ottenere una capacità CFD nei flussi reattivi supersonici.

I risultati numerici saranno confrontati quantitativamente attraverso metriche di validazione. Verranno discussi diversi tipi di metriche di validazione per il problema specifico, ma in tutti i casi le metriche incorporeranno l'incertezza sperimentale e numerica. Le misurazioni della concentrazione di OH delle specie radicali forniranno un modo per la convalida di schemi cinetici dettagliati.

Il progetto dovrà fornire come risultati una mappa di efficienza di tali motori in funzione delle condizioni operative, del rapporto di miscela, della geometria della presa d'aria, dell'angolo di iniezione e posizione degli iniettori e della lunghezza del motore.

Tale progetto permetterà di mettere in piedi nuove collaborazioni in ambito europeo, soprattutto nel contesto dei programmi Horizon.

Titolo del progetto (inglese): Next-generation zero-emission hypersonic aviation

Progetto di ricerca (inglese):

The research project is aimed at numerical analysis of the performance of a dual mode ramjet engine for flight speeds in the range of Mach 4 – 8 for hypersonic air transport application. This result is important because it opens up new horizons for next-generation, zero-emission aircraft engines through the use of hydrogen as a fuel. In commercial

aviation, the next technological step is that of hypersonic aircraft: air-powered aircraft that fly beyond Mach 5. The development of scramjet technology, in addition to passenger transport, would also mark an important step for space applications. In fact, propulsion systems that use air as an oxidant, such as ramjets and scramjets, can save a large fraction of the weight (and mass) compared to conventional launchers that use liquid oxygen transported on board. Future launchers with a second stage powered by airbreathing propulsion (ramjet and especially SCRJ), and a classic endoreactor as a third stage, can put into orbit payloads with a mass of up to 20% of the take-off mass, five times or more that of conventional rockets (Ariane 5 and US Shuttle), thus reducing launch costs or orbiting more payload for the same cost. RBCC systems are, at this stage, the key to more performing and, finally, completely reusable launchers.

Vehicles capable of such speed are currently operating in Russia and China, undergoing flight tests in the United States (Rascal, Falcon, HyFlight, Boom HyperX), United Kingdom-Australia (HyShot, Hyfire, HyCause). Hypersonic flight tests, however, require enormous resources both in terms of finance and operational capabilities, so as to cover all phases of the experiment, and are therefore within the reach of very few organisations. A valid research activity in this field can still be carried out using ground systems, in which many aspects of supersonic or hypersonic flight are simulated. Currently, ground tests of their engines are also taking place in Japan (at the JAXA-Kakuda Research Center), India ((HSTDV)), Brazil and Korea. In Europe, after the joint Franco-German JAPHAR effort, the EU has funded a project monitored by ESA-ESTEC (LAPCAT, HYFLY), with the aim of studying the feasibility of long-haul hypersonic commercial transport (Mach = 7-8) for 300 passengers.

A common feature, at least for the study of "airbreathing" propulsion systems, is however the limited test time due to the high values of dynamic pressure and total enthalpy that the generated flows must possess. In general it can be said that these times decrease as the number of Mach increases, also varying by several orders of magnitude: it goes from tens of seconds or even minutes for Mach around 4-5 to a few tens of microseconds for tunnels based on shock pipes (Mach over 10-15).

In this context, numerical simulations of the entire engine. i.e. air intake, combustor and nozzle, would allow to obtain critical information in terms of engine efficiency at various flight conditions and for different geometries, without the need to set up extremely expensive ground or flight tests. Although in recent years many research centers and companies have invested in research activities in the scramjet sector, it has not yet been possible to define combustion and turbulence models capable of reproducing experimental data. In fact, although the models of turbulence for subsonic flows have reached a high degree of understanding, the same cannot be said for compressible flows, where physics is still very little understood and known.

The criticalities of these engines lie in the very short combustion times. The flow in the combustion chamber is supersonic, so in the order of a millisecond, air and fuel must mix and react. The interaction between heat flows, friction and shock waves generates considerable total pressure losses, so the combustor configuration is a key parameter for good combustion efficiency with total pressure losses not prohibited.

In this context, also based on the experience in the field of the proposer, the study involves the identification of a LES SGS model for supersonic combustion to be implemented in a modified NFOAM C++ modified open source code that is able to reveal the fundamental reaction structures of supersonic combustion and to identify the influence of the turbulence-chemical interaction. The results will be compared with experimental data owned by MBDA-INSA.

In order to predict the effects of stale air on the test data, a reduced scheme will be developed and implemented in the LES code. Starting from the fundamental analysis, the project aims to identify a reduced or global scheme (2-3 steps) to be implemented in the LES code. In particular, a detailed analysis of the sensitivity of the mechanism in terms of kinetic times and conversion rate of species to the initial conditions (T and P) and to the molar fraction of the species will be carried out using the CHEMKIN PRO code.

The project also involves the implementation of a WENO 3-5 numerical scheme, which is able to simulate the high discontinuity of the flow near the impacts and the presence of turbulence in the rest of the field.

The updated version of the NFOAM code, already owned by the research group, should be able to identify and predict the characteristics and criticalities of the flow present in supersonic reactive flows, including the interaction between

turbulence / kinetic flows, flame anchorage, boundary layer / shock interactions, 3D vortex structures ... New SGS models for mixing in supersonic flows, for turbulence/chemical coupling, and an appropriate kinetic scheme will be implemented in the code in order to achieve CFD capability in supersonic reactive flows.

The numerical results will be compared quantitatively through validation metrics. Different types of validation metrics for the specific problem will be discussed, but in all cases the metrics will incorporate experimental and numerical uncertainty. Measurements of the OH concentration of root species will provide a way for the validation of detailed kinetic patterns.

The project will provide as results a map of the efficiency of these engines as a function of operating conditions, mixture ratio, air intake geometry, injection angle and position of injectors and engine length.

This project will make it possible to set up new collaborations at European level, especially in the context of the Horizon programs.