

Simulazione numerica e supercalcolo per la propulsione chimica aerospaziale

Nel Centro di ricerche ENEA della Casaccia opera un gruppo di ricercatori specializzati nella simulazione numerica termo-fluidodinamica di processi reattivi e non, applicabili al comparto della propulsione spaziale sfruttando le potenzialità del supercomputer CRESCO dell'Agencia. Queste capacità sono state utilizzate in un progetto con il CIRA e nel progetto europeo LAPCAT per lo studio delle principali tecnologie di propulsione sia per per lanciatori di satelliti che per il volo ipersonico.

DOI 10.12910/EAI2021-093

di Eugenio Giacomazzi e Donato Cecere - Laboratorio di Ingegneria dei Processi e dei Sistemi per la Decarbonizzazione Energetica

L'aerospazio è oggi un settore ricco di attività commerciali, che offre nuove opportunità in diversi campi anche ad attori non istituzionali: dalla navigazione accurata all'agricoltura, dalla sorveglianza alle comunicazioni, dal monitoraggio ambientale al turismo spaziale ed al controllo degli asteroidi. Per raggiungere una spinta sufficiente all'immissione in orbita gli attuali lanciatori spaziali utilizzano sistemi di propulsione di tipo chimico, a propellente solido o liquido, basati su tecnologie ormai mature e che hanno registrato solo piccoli miglioramenti negli ultimi 50 anni. Nel frattempo, sul mercato si stanno affacciando compagnie che adottano lanciatori riutilizzabili, sia per ridurre i costi, sia per aumentare il numero dei lanci offerti. In uno scenario a lungo termine sono attesi grossi cambiamenti attraverso lo sviluppo e l'implementazione di tecnologie innovative, come motori a razzo "air breathing" ipersonici, o velivoli di lancio che possano decollare ed atterrare come aerei.

Un altro settore fondamentale per la propulsione chimica è quello dei viaggi atmosferici e trans-atmosferici con velivoli ipersonici e supersonici: questi richiedono adeguati sistemi propulsivi sia per ridurre i tempi per gli spostamenti sulla Terra che per uscire dall'atmosfera e rientrarci (si veda per esempio lo Skylon spacecraft). Mentre proseguono gli studi su tecnologie di combustione già battute, la scoperta di poter stabilizzare una detonazione ha oggi aperto una nuova e promettente strada nel campo della propulsione ipersonica, con possibili ricadute anche per i sistemi di lancio: tuttavia, i tempi per la sua reale applicazione sono ancora lunghi.

L'Italia ha sia competenze che tecnologie internazionalmente riconosciute nel campo della propulsione di lanciatori per l'accesso allo spazio: Vega ne è la testimonianza pratica (Fig. 1). Vega è il lanciatore spaziale leggero Europeo capace di mettere in orbite diverse un satellite principale ed un certo numero di satelliti più piccoli

nella stessa missione ad un costo competitivo. Oggi si sta investendo nel suo sviluppo per aumentarne la competitività, le prestazioni e la sostenibilità. In particolare, l'attenzione è focalizzata sul



Fig.1 Uno dei lanci di Vega

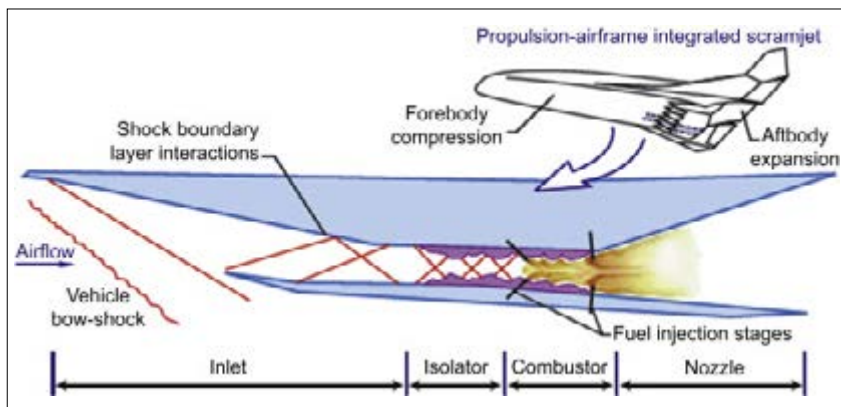


Fig.2 Schematizzazione di un velivolo ipersonico e del suo sistema di propulsione

Vega-E (Evolution), che avrà un ultimo stadio completamente rinnovato con un motore a liquido, criogenico, ossigeno/metano, a basso costo: questo consentirà di aumentare la flessibilità del lanciatore in termini di massa e volume del carico pagante e di ridurre i costi di lancio.

Le competenze italiane nel settore dei lanciatori spaziali possono essere ulteriormente sviluppate (uso sinergico di simulazione numerica avanzata e metodologie classiche di progettazione, identificazione di nuove tecnologie) mirando alla sostenibilità ambientale dei sistemi di lancio e alla riduzione dei relativi costi anche attraverso nuove tipologie di mini/micro lanciatori.

L'Italia è anche in grado di contribuire al settore della propulsione per i voli ipersonici suborbitali o trans-atmosferici, per trasporto civile e turismo spaziale, per la messa in orbita di piccoli satelliti, ma anche per scopi di ricerca e difesa. Di fatto, il nostro paese ha ottime competenze scientifiche ed 'applicate' sia sugli aspetti gasdinamici che di combustione; inoltre, la realizzazione di velivoli ipersonici civili consentirebbe l'impiego delle potenzialità degli spazioporti nazionali, come quello di Grottaglie.

Ruolo e problematiche della simulazione numerica per l'aerospazio

Le applicazioni aerospaziali, ed in particolare i motori ad ossigeno liquido per razzi ed i sistemi di raffreddamento,

hanno da sempre promosso la ricerca nel campo dei fluidi reali, cioè quei fluidi che trovandosi in certe condizioni di temperatura e pressione mostrano un comportamento termodinamico ben lontano da quello dei gas ideali. Negli ultimi dieci anni, la combustione ad alta pressione di reagenti con comportamento di gas reale ha assunto notevole importanza, non solo per un rinnovato e rafforzato interesse nell'accesso allo spazio, ma anche per le sue applicazioni nel settore della generazione elettrica, come nei cicli turbogas avanzati a CO₂ supercritica [1].

La pressione nelle camere di combustione dei sistemi propulsivi a liquido va dai 50 ai 250 bar; alcuni dei propellenti comunemente adottati sono iniettati in condizioni transcritiche, cioè a pressioni maggiori della loro pressione critica ma a temperatura inferiore a quella critica,

e la combustione avviene in condizioni supercritiche¹. In tali applicazioni, il diverso comportamento termodinamico del fluido deve essere considerato per mezzo di apposite equazioni di stato per gas reali e specifici modelli per le proprietà di trasporto molecolare.

Le attività sperimentali in tali condizioni di alta pressione possono essere proibitive: a parte il costo delle strutture stesse, che può essere molto elevato, l'uso di diagnostica laser avanzata non è semplice; questo giustifica la scarsa disponibilità di casi test corredati da un ampio ventaglio di misure per la validazione di codici di simulazione fluidodinamica [2,3]. Di conseguenza, la maggior parte della ricerca e della progettazione nel campo della combustione transcritica/supercritica si fonda sulla simulazione numerica.

Tuttavia, anche questo approccio non è affatto semplice. Sorgono diverse problematiche. Alcune riguardano l'accuratezza modellistica delle equazioni di stato, cioè la loro abilità di catturare ampie variazioni delle proprietà del fluido durante il passaggio dalla fase liquida a quella gassosa per pressioni maggiori di quella critica (questo aspetto è fondamentale nei problemi con iniezione transcritica dei propellenti). Altre riguardano l'efficienza computazionale, cioè equazioni di stato molto accurate ma complesse e computazionalmente onerose non possono essere utilizzate in approcci di simulazione fluidodinamica già molto costosi, come la LES (Lar-

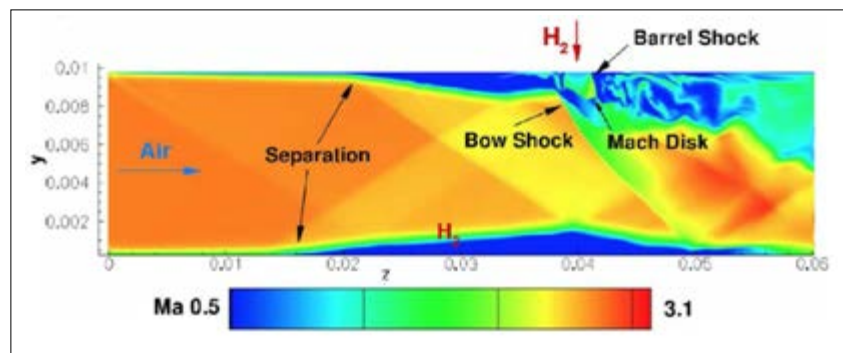


Fig.3 Campo istantaneo del numero di Mach nel propulsore a combustione supersonica studiato nel progetto LAPCAT II

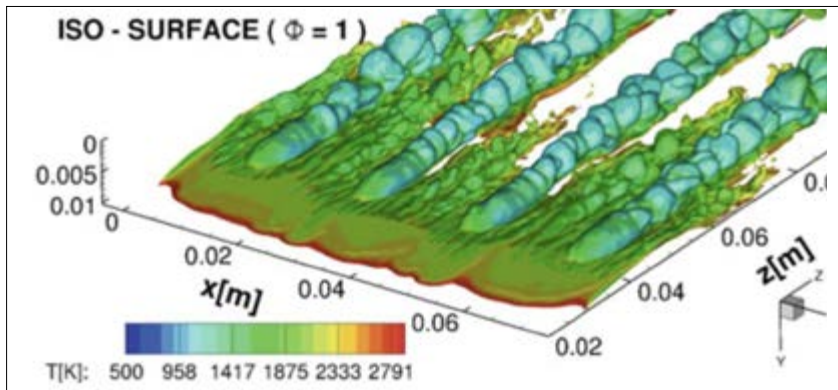


Fig.4 Distribuzione della temperatura sulla iso-superficie con composizione stechiometrica nel propulsore a combustione supersonica studiato nel progetto LAPCAT II

ge Eddy Simulation) o la DNS (Direct Numerical Simulation); in questi casi è preferibile usare equazioni di stato analitiche [4]. Inoltre, gli schemi numerici devono essere sufficientemente robusti per limitare la formazione di oscillazioni numeriche spurie dovute ai forti gradienti di densità (in particolare nei casi con iniezione criogenica) ed alle forti non linearità dell'equazione di stato per gas reali. In letteratura sono stati investigati e suggeriti diversi approcci numerici [5]. Infine, i meccanismi cinetici ad altissime pressioni hanno incertezze ed il ruolo di alcuni meccanismi fisici, come il trasferimento dell'energia radiante, è ancora incognito. A causa della complessità del problema, la maggior parte degli articoli scientifici puntano al confronto delle

predizioni numeriche con i dati sperimentali disponibili per alcuni casi test di validazione; altri mostrano il confronto di diversi modelli fisici e le lacune da colmare nella modellazione di alcuni fenomeni.

Prospettive ed attività di ricerca e sviluppo in ENEA

I supercalcolatori oggi consentono di simulare complessi fenomeni fluidodinamici con scale di rilevanza applicativa e con risoluzioni spaziali (e temporali, nel caso di processi non stazionari) molto elevate. I risultati che si ottengono hanno quindi un notevole livello di dettaglio e possono dare utilissime informazioni per la progettazione. Un esempio è offerto dalla simulazione della camera di

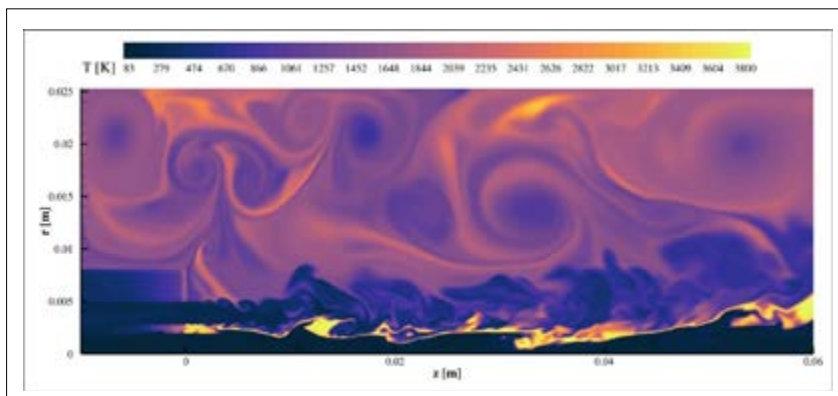


Fig.5 Campo istantaneo di temperatura in un'applicazione per motori a razzo a ossigeno liquido (iniettato dal condotto centrale) ed idrogeno gassoso (iniettato coassialmente)

combustione di un propulsore spaziale criogenico H_2/O_2 [6]: la simulazione eseguita dai ricercatori del CERFACS utilizzando 65536 processori del supercomputer Bluegene Q del CINECA ha consentito di identificare le instabilità di combustione rilevate sperimentalmente presso il DLR. Questo testimonia che la conoscenza accurata di tali fenomeni offerta dalla simulazione numerica ad alte prestazioni è fondamentale per promuovere lo sviluppo di propulsori a metano e ossigeno liquido di nuova generazione. Un altro esempio che dimostra l'importanza della simulazione numerica per capire la fisica di fenomeni complessi e per giungere al loro controllo, è lo studio delle detonazioni. Infatti, la scoperta di poter stabilizzare una detonazione [7] ha aperto nuove ed interessanti possibilità per la propulsione ipersonica, ma la brevissima durata delle detonazioni (da microa millisecondi) pone notevoli difficoltà agli studi necessari per l'implementazione di questa modalità di combustione nelle reali applicazioni: la simulazione numerica ad elevata risoluzione spazio-temporale si pone dunque come un utile strumento.

Il Laboratorio di Ingegneria dei Processi e dei Sistemi per la Decarbonizzazione Energetica IPSE del Centro di ricerche ENEA della Casaccia vanta un gruppo di ricercatori che lavorano nel campo della simulazione numerica termo-fluidodinamica di processi reattivi e non, utilizzando software sia commerciali che sviluppati internamente. In particolare, da anni viene sviluppato un codice di calcolo proprietario chiamato HearT (Heat Release and Turbulence), che consente simulazioni di tipo LES o DNS, sfruttando le potenzialità offerte dal sistema HPC (High-Performance Computing) CRESCO [8] dell'ENEA sito in Portici.

Il gruppo di simulazione svolge attività sia per il settore energia che per quello aerospaziale. In tale campo, il codice HearT è stato utilizzato nell'ambito del progetto Europeo LAPCAT II [9] per simulare la combustione supersonica nel

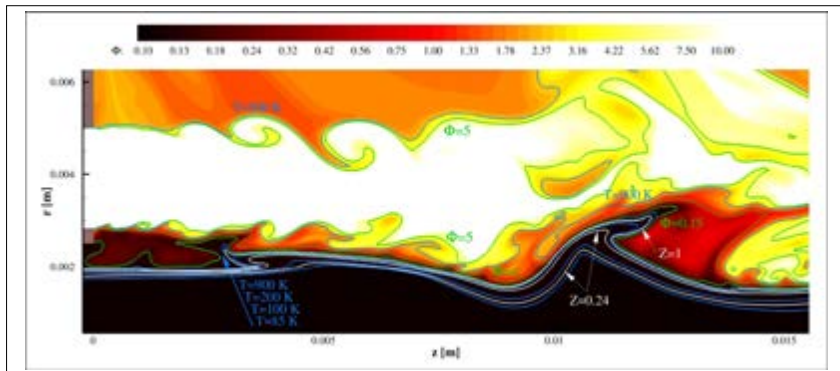


Fig.6 Distribuzione del rapporto di equivalenza Φ , con alcune iso-linee di temperatura T e di fattore di comprimibilità Z , relative allo stesso istante della Fig. 2 in prossimità dell'iniezione dei reagenti

propulsore di un velivolo da trasporto civile ipersonico (Fig. 2): i risultati hanno avuto un ottimo accordo con quelli sperimentali ed hanno consentito di

definire i dettagli delle complesse strutture d'urto in prossimità dell'iniezione dell'idrogeno usato come combustibile e di capire i meccanismi di stabilizzazio-

ne della combustione (vedi Fig. 3 e 4, a titolo di esempio). HeaRT è stato anche usato come codice pilota nell'ambito di un progetto finanziato dal CIRA [10] per svolgere attività di modellistica fisica e numerica e simulare il mescolamento dei reagenti e la combustione all'interno di motori a razzo a liquido (ossigeno liquido e metano). Attualmente si continuano a svolgere attività di sviluppo competenze in questo settore, in attesa di nuovi progetti nel campo dei lanciatori spaziali e della propulsione supersonica; a titolo di esempio, si riporta in Fig. 5 un campo istantaneo di temperatura relativo alla combustione di ossigeno liquido ed idrogeno gassoso a 60 bar, con un maggior dettaglio di informazione in Fig. 6.

Per info: eugenio.giacomazzi@enea.it

BIBLIOGRAFIA

1. Crespi F., Gavagnin G., Sanchez D., Martinez, G.S., Supercritical carbon dioxide cycles for power generation: A review. Appl. Energy, 195:152–183, 2017.
2. Foust M., Deshpande M., Pal S., Merkle C., Santoro R., Experimental and analytical characterization of a shear coaxial combustion GO₂/GH₂ flowfield. In 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. AIAA, January 1996.
3. Clauss W., Vereschagin K.A., Klimenko D.N., Oschwald M., Smirnov V.V., Stelmakh O.M., Fabelinski V.I., CARS Investigation of Hydrogen Q-branch Linewidths at High Temperatures in a High-Pressure H₂/O₂- Burner. J. of Raman Spectroscopy, 33:906–911, 2002.
4. Poling B.E., Prausnitz J.M., O'Connell J.P., Chp. 4.6, The Properties of Gases and Liquids. McGraw-Hill, 5th edition, 2001.
5. Ma P.C., Benuti D.T., Ihme M., On the numerical behaviour of diffusive- interface methods for transcritical real-fluids simulations. Int. J. Multiphase Flow, 113:231-249, 2019.
6. Urbano A., Selle L., Staffebach G., Cuenot B., Schmitt T., Ducruix S., Candel S., Exploration of combustion instability triggering using Large Eddy Simulation of a multiple injector liquid rocket engine, Comb. And Flame, 169:129-140, 2016.
7. Rosato D.A., Thornton M., Sosa J., Bachman C., Goodwin G.B., Ahmed K.A., Stabilized detonation for hypersonic propulsion, Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America, 118(29):1-7, 2021.
8. Iannone F. et al., CRESCO ENEA HPC clusters: a working example of a multifabric GPFs Spectrum Scale layout. In Proc. Int. Conf. on High Performance Computing and Simulation, volume HPCS 2019, pages 1051–1052, Dublin, Ireland, 2019.
9. FP7-Transport EC Project, Long-Term Advanced Propulsion Concepts and Technologies II (LAPCAT II), <https://cordis.europa.eu/project/id/211485/it>, 2008-2013.
10. Progetto "Statement of Work for an Activity on Large Eddy Simulation for Application on LOx/CH₄ Rocket Engines", RFQ/ITT No. ACQU-0813/CIRA-POO-14-0540, 2015-2018.

1. Il punto critico di una sostanza si riferisce alle condizioni di massima temperatura e massima pressione (dette critiche) in cui quella sostanza può esistere come miscela bifase gas-liquido; le due fasi assumono lo stesso valore di densità e non mostrano un'interfaccia di separazione. Nel diagramma di fase la linea di cambiamento di fase tra liquido e gas termina proprio nel punto critico. Oltre tale punto le fasi liquido e gas sono indistinguibili, e si parla solo di fluido supercritico: questo si comporta come un liquido dal punto di vista della densità, e come un gas dal punto di vista delle proprietà diffusive; inoltre, la tensione superficiale e l'entalpia di vaporizzazione si annullano.