

Analisi Tecnico-Economica dello Space Shuttle in supporto della Definizione di Futuri Sistemi Sostenibili di Trasporto Orbitale per Missioni Umane di Esplorazione Spaziale

14 Dicembre 2011

*ing. Alessandro Aliakbargolkar, Ph.D. Candidate
Massachusetts Institute of Technology
Department of Aeronautics and Astronautics
golkar@mit.edu*

NOTA: Il presente articolo riporta esclusivamente le opinioni personali dell'autore. L'obiettivo di questo articolo e' in via esclusiva trattare l'argomento in Italiano a scopi divulgativi e di dibattito. L'autore pubblichera' con piacere in un documento successivo tutti gli eventuali interventi di critica e/o complemento nel merito al fine di favorire una discussione costruttiva sui temi trattati.

A seguito della conclusione del programma Space Shuttle, la NASA e' chiamata a valutare alternative per lo sviluppo del lanciatore per future missioni umane e a definire gli obiettivi del nuovo programma di esplorazione. A differenza delle imprese tecnologiche che caratterizzarono la corsa allo spazio durante la guerra fredda, la nuova sfida consiste nel realizzare un programma economicamente sostenibile, di consistente ritorno in termini di visibilita' e di scienza, ed operante in un contesto socio politico incerto.

Questo articolo presenta una analisi tecnica di una selezione di aspetti architettrurali di interesse dello Space Shuttle. Vengono proposte quindi 7 lezioni apprese dal programma in supporto della definizione di future infrastrutture di trasporto per missioni umane di esplorazione spaziale.

L'ingegneria dello Shuttle

Lo Space Shuttle segnò una svolta rispetto ai lanciatori del programma Apollo essendo il primo lanciatore parzialmente riutilizzabile. Il sistema impiegava una configurazione di stadiazione parallela in cui tutti i propulsori del lanciatore venivano accesi contemporaneamente al lancio, per essere successivamente modulati in spinta in modo da ottimizzarne le prestazioni di volo. La scelta della stadiazione parallela consentiva di ridurre il rischio operativo consentendo di accendere tutti i motori alla partenza per verificarne l'effettivo funzionamento prima del lancio, al costo di una inefficienza in termini di prestazioni. La stadiazione parallela abilitava all'uso di motori criogenici ossigeno/idrogeno piu' performanti ma di spinta ridotta rispetto ai motori LOX/RP1 del primo stadio del lanciatore Saturn V.

Lo Shuttle era composto di uno stadio a propellente solido (i due solid rocket boosters) ed uno stadio a propulsione liquida ossigeno/idrogeno montato sul velivolo di rientro (l'orbiter). I propulsori solidi erano in grado di fornire ciascuno 1,250 tonnellate di spinta propulsiva nella fase iniziale della traiettoria di lancio. I motori a idrogeno dell'orbiter fornivano al lancio 250 tonnellate di spinta, essendo utilizzati principalmente in fasi successive della traiettoria in cui non erano richiesti alti livelli di spinta come nelle zone basse dell'atmosfera. Mentre i motori erano montati sull'orbiter, la maggior parte dell'ossigeno ed idrogeno erano stivati in un serbatoio esterno (l'external tank) adiacente all'orbiter. L'idrogeno veniva anche utilizzato come alimentazione alle celle a combustibile che fornivano energia elettrica ai sottosistemi dell'orbiter.

Tecnicamente un sistema di lancio a due stadi (boosters ed orbiter), lo Shuttle veniva soprannominato lanciatore "ad uno stadio e mezzo" in quanto l'utilizzo della stadiazione parallela ne riduceva le prestazioni rispetto ad un tradizionale lanciatore a stadiazione seriale come il Saturn V. Lo Shuttle trasportava in orbita bassa 7 astronauti e circa 20 tonnellate di carico stivate nella Payload Bay. A differenza dei predecessori del programma Apollo, il sistema non era progettato per missioni lunari o interplanetarie; era destinato a meno ambiziose missioni in orbite terrestri dato il nuovo obiettivo della costruzione di una stazione spaziale orbitante dopo il programma Apollo.

In un momento successivo la portata di carico fu aumentata a 25 tonnellate, grazie all'alleggerimento dell'external tank dovuto all'utilizzo di una lega alluminio litio più leggera del tradizionale alluminio utilizzato nella costruzione dei serbatoi. Mentre i boosters e l'external tank venivano stadiati durante la traiettoria di ascesa in orbita, il velivolo principale era in grado di ritornare alla base di lancio dopo la missione, planando come un normale aliante. Entrambi i boosters ed external tank venivano recuperati in mare da appositi battelli, ma solo l'external tank veniva successivamente ricondizionato per un nuovo utilizzo. I boosters non erano progettati per un uso ripetuto poiché i costi necessari a consentire tale funzione non erano ritenuti sostenibili. Le forti vibrazioni ed alte temperature sostenute dal contenitore strutturale dei boosters durante il loro funzionamento, inoltre, rendeva il riutilizzo una sfida ingegneristica non banale.

Lo Space Shuttle era un sistema di dimensioni "modeste" rispetto al Saturn V, alto "solamente" 30 metri grazie all'utilizzo della configurazione a stadiazione parallela. Il lanciatore veniva assemblato verticalmente, a differenza dei sistemi di lancio russi (come le Soyuz) che vengono integrati orizzontalmente per ridurre complessità e costi di assemblaggio a terra. L'integrazione verticale, tuttavia, consentiva l'impiego di una struttura più leggera del lanciatore che non doveva sostenere i carichi strutturali indotti dalle operazioni di elevazione necessarie a portare il lanciatore da una configurazione orizzontale ad una verticale.

Perché lo Space Shuttle fu concepito come sistema riutilizzabile?

In base alle analisi condotte dalla società di consulenza Mathematica da Klaus Heiss e dell'economista Oskar Morgenstern (consultabile presso il Technical Reports Server della NASA, <http://ntrs.nasa.gov>), la configurazione dello Space Shuttle era la più economica delle configurazioni studiate, in base alle proiezioni di utilizzo dell'epoca. Un lanciatore riutilizzabile consentiva la riduzione dei costi totali di lancio al lungo termine, abbattendo il costo totale di costruzione di nuove unità di volo (seppure ad un costo marginale superiore per unità), nella ipotesi che tale costo fosse stato inferiore alla somma del costo di ricondizionamento e del costo operativo delle unità riutilizzabili.

Tale condizione si verifica nel momento in cui un elevato numero di voli consenta un miglioramento continuo della linea di assemblaggio consentendo l'abbattimento dei conseguenti costi operativi. Tuttavia, tale condizione non si verificò mai per lo Space Shuttle, progettato originariamente per sostenere 100 voli l'anno invece dei 3 voli annui che poi effettivamente si realizzarono. Durante la progettazione dello Shuttle, Morgenstern stimò un costo operativo di 30 milioni di dollari a volo. Il costo reale dei voli dello Space Shuttle fu di quasi 500 milioni di dollari annui. La maggior parte di tale costo consisteva nel sostenimento dell' "esercito" di ingegneri addetto alle operazioni e manutenzione del sistema, indipendentemente dal numero di voli del lanciatore.

Perché lo Space Shuttle impiegava una configurazione di stadiazione parallela?

La stadiazione parallela consente l'accensione a terra di tutti i motori del lanciatore, riducendo quindi il rischio operativo indotto da eventuali malfunzionamenti dovuti a non accensione di motori durante la fase di ascesa - problema affrontato dai più efficienti ma più rischiosi sistemi di lancio a stadiazione seriale, dove i motori di ogni stadio vengono accesi a seguito della eiezione dello stadio precedente. La stadiazione parallela consente inoltre di ridurre le dimensioni verticali del lanciatore, collocando in maniera adiacente gli stadi piuttosto che in una configurazione "in linea". Tale configurazione tuttavia aumenta le dimensioni orizzontali del lanciatore richiedendo quindi spazi orizzontali maggiori durante le fasi di assemblaggio e trasporto. La configurazione parallela risulta in una maggiore resistenza aerodinamica rispetto a lanciatori seriali in linea dovuta alla maggiore superficie esposta al flusso d'aria durante la traiettoria di ascesa. Inoltre, l'utilizzo contemporaneo degli stadi comporta una inferiore prestazione in termini di efficienza dovuta all'utilizzo di parte del propellente degli stadi superiori per l'accelerazione della massa propulsiva e strutturale degli stadi inferiori - cosa che non avviene in lanciatori in configurazione seriale.

Lezioni apprese dal programma Space Shuttle

Il programma Space Shuttle ha fornito alla NASA una esperienza di 40 anni nello sviluppo, implementazione di un sistema di trasporto estremamente complesso, pensato per operare in un contesto socio-politico estremamente diverso da quello poi effettivamente incontrato. L'esperienza dello Shuttle sarà cruciale nel definire i futuri sistemi di trasporto e gli obiettivi delle future missioni di esplorazione. Riporto qui una selezione di sette delle numerose lezioni apprese dal programma Shuttle.

Lezioni ingegneristiche

1. Evitare l'accostamento di sistemi di protezione termica ad elementi strutturali ad alte vibrazioni al lancio

Le due esperienze tragiche degli Shuttle Columbia e Challenger sono state strumentali nel definire la storia dello Shuttle. Tra le lezioni più importanti, probabilmente, è possibile identificare la sicurezza. Nella sua configurazione boosters-orbiter, lo Shuttle avvicinava le fragili piastrelle di protezione termica necessarie al rientro all'external tank, soggetto a forti vibrazioni durante il lancio. Tale sollecitazione strutturale ha rappresentato un problema costante nel programma, tanto da indurre a convolute operazioni di controllo orbitali post-lancio a seguito del tragico incidente dello Shuttle Columbia. Questo fattore, probabilmente, giocherà un ruolo importante nella definizione della configurazione del futuro veicolo di trasporto orbitale.

2. Attuare una filosofia di progetto di "design to cost", piuttosto che di "design to performance"

Uno degli elementi maggiori di costo di ricondizionamento dello Space Shuttle era dovuto al riutilizzo dei motori ossigeno/idrogeno dell'orbiter, gli *Space Shuttle Main Engines* (SSMEs). L'SSME rappresenta un gioiello della tecnologia di propulsione aerospaziale. Tuttavia, la sua filosofia di "design to performance" ha portato all'utilizzo di considerevoli risorse economiche per un ritorno marginale nelle prestazioni tecniche. Nell'attuale contesto socio-politico, una filosofia di progetto di "design to cost" consentirà lo sviluppo di sistemi di trasporto economicamente sostenibili. Ciò implicherà lo sviluppo di sistemi che sacrificheranno parte delle loro prestazioni tecniche, a favore di compromessi più efficienti in termini di costi. Tale filosofia implicherà delle riflessioni nella scelta di tipologia di propellente, nella scelta del ciclo di combustione, nell'abbassamento – nei limiti - delle pressioni in camera di combustione, ed altri accorgimenti tecnici similari.

Lezioni economiche

3. I vantaggi economici apportati da una configurazione riutilizzabili non si realizzano con l'attuale rateo atteso di voli annui.

Uno Shuttle parzialmente riutilizzabile non è economicamente sostenibile in uno scenario di missione in cui si operano 2 o 3 voli all'anno. Gli alti costi non-ricorrenti ed i costi ricorrenti di ricondizionamento non favoriscono il riutilizzo. In tali condizioni è favorita una più economica configurazione monouso. Tale conclusione è valida nell'attuale contesto di sviluppo dei sistemi di lancio, ma è attualmente oggetto di discussione nell'ottica dei sistemi di trasporto cosiddetti commerciali.

4. Rendere il sistema di trasporto flessibili ad evoluzioni dei futuri requisiti di missione incerti

L'implementazione di elementi di flessibilità nel sistema di trasporto assicurerà il contenimento di costi ed incertezze nei requisiti di missioni. Ad oggi, è difficile (se non impossibile) definire i requisiti di prestazioni che il futuro sistema di trasporto dovrà garantire per sostenere il programma di esplorazione. Questa incertezza è essenzialmente dovuta alla presenza di una vasta gamma di possibili missioni che il sistema dovrà essere in grado di soddisfare. In aggiunta a tale incertezza operativa, il dibattito sulla scelta della tipologia di propellente o su altri parametri tecnici (come la ripartizione della spinta tra i vari stadi del lanciatore) implica una incertezza nella definizione dei requisiti ingegneristici. Analogamente all'acquisto di opzioni in un mercato di titoli azionari, il futuro sistema di trasporto dovrà dotarsi di "opzioni" ingegneristiche da esercitare nel

momento del bisogno. Esempi di opzioni includono lo sviluppo di una interfaccia booster – primo stadio in grado di supportare sia stadi a propellente solido che propellente liquido, e l'impiego di sistemi in grado di evolvere a seconda dell'evoluzione dei futuri requisiti di missione.

5. Sviluppare il sistema di trasporto nell'ottica di una piattaforma adattabile a molteplici utilizzi

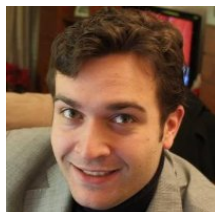
Nel mondo industriale, come nell'automobile o in aeronautica, e' pratica comune sviluppare delle piattaforme attorno le quali derivare numerose varianti, definendo quindi una famiglia di sistemi. E' questo il caso, ad esempio, di telai utilizzati in diversi modelli di automobili, o di aeromobili per trasporto commerciale dimensionati per diverse autonomie e numero di passeggeri. Tale filosofia presume che la piattaforma di sistema non sia progettata per l'utilizzo specifico, piuttosto per una gamma di missioni operative. I sistemi risultanti, quindi, non avranno le stesse prestazioni di sistemi ottimizzati appositamente per la destinazione d'uso, ma i benefici economici derivati nel complesso giustificano tale compromesso. I vantaggi di tale filosofia di progetto possono essere riassunti nell'abbattimento di costi non ricorrenti e ricorrenti nello sviluppo dei sistemi, nella riduzione degli impianti manifatturieri e nell'utilizzo di economie di scala e curve di apprendimento nella produzione. Il mondo spaziale ha da poco iniziato ad adottare questo concetto con lo sviluppo di famiglie di piattaforme satellitari, ed in parte nello sviluppo di famiglie di lanciatori. Tale opportunita' andra' sfruttata in senso piu' ampio, ad esempio identificando opportunita' di piattaforme tra motori di diversi stadi del lanciatore e motori di propulsione orbitale, e via dicendo. La riduzione del numero di progetti di sviluppo consentira' inoltre una riduzione del rischio di cancellazione dei programmi, data l'interdipendenza tra sistemi che ne consegue.

6. Progettare il lanciatore per un programma, e non un programma per un lanciatore

Nel contesto socio-politico attuale, si rischia di sviluppare un sistema di trasporto per soddisfare obiettivi esogeni all'ambito dell'esplorazione spaziale. Cio' obblighera', in tal senso, ad adattare gli obiettivi del programma di esplorazione al lanciatore che verra' sviluppato preventivamente. In una ottica di sostenibilita' ed evoluzione efficiente dell'infrastruttura di esplorazione, il futuro sistema di trasporto orbitale dovra' essere invece progettato per soddisfare dei requisiti di missione, pensati per soddisfare gli stakeholder che saranno identificati dal programma. Questo richiedera' una analisi comprensiva dei possibili requisiti del programma e della infrastruttura complessiva, a monte della definizione dei requisiti del lanciatore.

7. Considerare sinergie con industrie ed asset esistenti

Il Programma Space Shuttle era pensato per soddisfare due clienti con un solo sistema: il Dipartimento della Difesa Americana ed il programma spaziale civile della NASA. Nei fatti, tuttavia, solo quest'ultimo cliente fece un utilizzo estensivo dello Shuttle. Il futuro sistema di trasporto dovra' essere pensato in una ottica di mercato, in cui dovra' essere in grado di catturare vari segmenti di domanda al fine di garantire una continuita' nel numero dei voli e quindi assicurarne la sostenibilita' economica. Cio' implichera' delle considerazioni nel dimensionamento del veicolo, considerando che le dimensioni di carico utile richieste dal programma di esplorazione sono significativamente superiori alle richieste del mercato commerciale. Possibili strategie per la riduzione delle dimensioni del veicolo, nell'ottica di rendere il sistema attrattivo per ulteriori segmenti di mercato, includono architetture di rifornimento orbitale e di operazioni di assemblaggio del carico utile in orbita.



Alessandro Aliakbargolkar e' un Ph.D. Candidate nel Department of Aeronautics and Astronautics del Massachusetts Institute of Technology. Alessandro e' ingegnere aeronautico laureato all'Universita' di Roma "La Sapienza", Associate Systems Engineering Professional certificato dall'International Council of Systems Engineering, ed ingegnere industriale iscritto all'albo dell'Ordine degli Ingegneri della Provincia di Roma. Alessandro lavora nel Space Systems Architecture Group del MIT. Ha maturato una esperienza di ricerca nel campo della architettura di sistemi di trasporto e di esplorazione nell'ambito delle missioni umane nello spazio con NASA Headquarters, ed una esperienza di ricerca in esplorazione interplanetaria con il Jet Propulsion Laboratory di NASA/Caltech in Pasadena, California. Prima dell'esperienza a MIT, Alessandro ha partecipato a progetti in cooperazione con l'Agenzia Spaziale Europea in Italia ed in Olanda.