



SAPIENZA
UNIVERSITÀ DI ROMA

Facoltà di Ingegneria
Dipartimento di Meccanica e Aeronautica

Tesi di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Impiego di propellenti raccolti
in situ nell'esplorazione spaziale

Relatore:

Chiar.mo Prof. Francesco Nasuti

Laureando:

Canio Di Turi

Indice

Introduzione	4
1 ISPP su Marte.....	7
1.1 <i>Caratteristiche</i>	7
1.2 <i>Tipi di propellente</i>	8
1.3 <i>Tecnologia</i>	11
1.3.1 <i>Compressore ad adsorbimento</i>	12
1.3.2 <i>Il reattore Sabatier</i>	13
1.3.3 <i>Il reattore reverse water gas shift (RWGS)</i>	14
1.3.4 <i>Elettrolisi a ossido solido</i>	17
1.3.5 <i>Sintesi del metanolo</i>	18
1.3.6 <i>Il water vapor adsorption reactor (WAVAR)</i>	19
1.4 <i>Applicazioni</i>	20
1.4.1 <i>Un esempio di calcolo</i>	22
2 ISPP sulla Luna	25
2.1 <i>Caratteristiche</i>	25
2.2 <i>Tipi di propellente</i>	26
2.3 <i>Tecnologia</i>	27
2.3.1 <i>Estrazione di ghiaccio tramite riscaldamento a microonde</i>	27
2.3.2 <i>Estrazione di ghiaccio con il trattamento GPHS-RTG</i>	28
2.3.3 <i>Rimozione di ghiaccio e trattamento fuori dalla zona di ombra permanente</i>	29
2.4 <i>Applicazioni</i>	30
3 ISPP nel sistema solare	33
3.1 <i>Cerere</i>	33
3.2 <i>Europa e altri satelliti di Giove</i>	33
3.3 <i>Titano e altri satelliti di Saturno</i>	34
3.4 <i>Satelliti di Urano e di Nettuno</i>	35
3.5 <i>Altri corpi celesti</i>	36
3.6 <i>Spazio</i>	36

4	Micro-tecnologia.....	38
4.1	<i>Micro-tecnologia per sistemi di ISPP su Marte.....</i>	39
5	Controllo autonomo di un impianto di ISPP.....	43
6	Generazione di energia elettrica.....	46
	Conclusioni.....	48
	Bibliografia.....	50

Introduzione

Il metodo più diretto per ridurre il costo di una missione spaziale consiste nel ridurre la massa iniziale lanciata dalla Terra. Questa sarà infatti costituita dalla massa strutturale del vettore, dalla massa di carico utile e – per la maggior parte – dalla massa di propellente. Nelle missioni umane, in cui è previsto anche il ritorno del vettore, sarà necessario portare una più grande quantità di propellente, che costituirà gran parte della massa di carico utile all'andata.

Se il combustibile e l'ossidante per la fase di ritorno della missione potessero essere prodotti sul corpo celeste di destinazione, allora la massa totale al lancio da Terra si potrebbe ridurre significativamente.

Il concetto di *in situ propellant production* (ISPP) fa parte di una più grande categoria: *in situ resources utilization* (ISRU). Tale approccio prevede l'utilizzo di risorse indigene per provvedere alle varie necessità, quali il supporto vita di un'eventuale missione umana extraterrestre, la fornitura di energia agli impianti, ed appunto la produzione di propellente *in situ*. Si potrebbe infatti pensare di creare dell'ossigeno per permettere la sopravvivenza di un equipaggio di astronauti su un certo pianeta, oppure di produrre dell'ossidante e/o del combustibile tramite il trattamento di risorse locali. Così facendo si risparmierebbe sui costi di lancio, che sono molto elevati a causa dell'enorme quantità di carico utile da trasportare. Infatti, nonostante si possa sempre pensare di effettuare lanci con il propellente per il ritorno come carico utile, diventa subito evidente come la massa iniziale necessaria (strutturale e di carico utile, quindi di

propellente) aumenti tantissimo, insieme con i costi. Ecco quindi che l'approccio ISPP diventa una chiave indispensabile per effettuare viaggi di ritorno, o anche per consentire spostamenti sul corpo celeste di arrivo.

Questo approccio inoltre può anche ridurre i rischi perché il propellente per il ritorno sulla Terra, e l'eventuale ossigeno per il supporto vita, possono essere prodotti in una missione precedente prima che un vettore con personale umano lasci la Terra (Zubrin, 1996).

È ovvio però che per poter parlare di ISRU, e quindi di ISPP, è necessario avere una conoscenza approfondita del luogo di arrivo/permanenza, nonché dei corpi celesti che possano fare da tappe intermedie di un'eventuale missione spaziale. Non sono solo gli elementi reperibili *in situ* (come ad esempio l'anidride carbonica dell'atmosfera marziana) a dire se il concetto di ISPP può essere sviluppato o meno: bisogna tenere in conto anche la gravità del corpo celeste, determinata dalle sue dimensioni; le condizioni in cui si trovano gli elementi chiave (dispersi nell'atmosfera, nel sottosuolo, ghiacciati ai poli, ecc.); come affrontare il problema della produzione di energia elettrica per il funzionamento degli impianti (non tutti i pianeti hanno la fortuna di trovarsi vicini al Sole).

Il primo esempio di risorsa utilizzata *in situ* è di sicuro l'energia solare: questa è sempre reperibile nel nostro Sistema ed è quindi utilizzata in diverse applicazioni, tra le quali la generazione di corrente elettrica per alimentare batterie, *rover* e altre apparecchiature, il riscaldamento e la propulsione elettrica.

Numerosi studi sono stati effettuati per questo tipo di strategia e, anche se ancora in via del tutto sperimentale, essi hanno dimostrato che l'ISRU può sia

ridurre la massa iniziale di lancio, i costi e i rischi associati alle missioni robotiche e umane, sia migliorare o estendere gli obiettivi scientifici e le esplorazioni [4].

Gli obiettivi più facili da raggiungere per l'umanità sono ad oggi lo sfruttamento della Luna e l'esplorazione di Marte. Benché il concetto di ISPP sia applicabile a qualsiasi pianeta nello Spazio (e persino allo Spazio stesso), l'elaborato si focalizzerà per la maggior parte su esempi di utilizzi di tale approccio sul pianeta rosso, il caso probabilmente più studiato ad oggi.

1 ISPP su Marte

Il corpo celeste di maggior interesse per quanto riguarda le missioni interplanetarie è senza alcun dubbio il pianeta Marte, in quanto esso è vicino e presenta caratteristiche molto simili al nostro pianeta.

Con l'approccio ISPP la massa iniziale lanciata da una LEO (Low Earth Orbit) può essere ridotta del 20-45% rispetto al caso in cui si trasporti anche tutto il propellente per la discesa ed ascesa su Marte e il ritorno a Terra. Come si vedrà nei paragrafi successivi, i propellenti verrebbero prodotti sfruttando l'anidride carbonica dell'atmosfera marziana e l'idrogeno portato dalla Terra. Se poi si utilizzasse l'acqua del pianeta, sarebbero possibili riduzioni ancora più grandi [3].

1.1 *Caratteristiche*

L'atmosfera marziana è costituita per la maggior parte di anidride carbonica (95.5%), quindi di azoto (2.7%) e argon (1.6%). Il restante 0.2% è costituito prevalentemente da ossigeno (0.15%), vapore acqueo e monossido di carbonio.

Sembrerebbe dunque naturale tentare di lavorare la grande quantità di anidride carbonica per trasformarla in qualcosa di più utile, per esempio propellente; processando infatti la CO₂ marziana e l'idrogeno è possibile produrre metano/ossigeno. In alternativa è possibile ottenere monossido di carbonio/ossigeno, senza bisogno in tal caso dell'idrogeno, che se trasportato da Terra comporterebbe delle difficoltà di immagazzinamento dovute alle basse

temperature necessarie ed agli enormi volumi dei serbatoi, considerata la sua bassa densità. In alternativa è anche possibile sfruttare la CO₂ marziana direttamente come ossidante per motori a combustibile metallico (Magnesio o Alluminio).

Altra risorsa importante da valutare è la presenza di acqua, ormai accertata, ai poli, nel suolo e in condotti sotterranei. Purtroppo però il prelievo e l'utilizzo di acqua marziana comporta ancora dei problemi, in quanto bisognerebbe incrementare il peso del vettore con gli impianti necessari all'estrazione di acqua e con i sistemi di trasporto. Questi ultimi sono necessari soprattutto se si atterra lontano dai poli, dove è presente l'acqua da prelevare. È invece praticamente inefficiente prelevare l'acqua dall'atmosfera, in quanto questa è presente in piccolissima percentuale e la pressione atmosferica sul pianeta è molto bassa (circa 8-13.3 millibar). Queste condizioni comportano l'utilizzo di moltissima energia per processare una piccolissima parte di vapore acqueo.

1.2 Tipi di propellente

Diverse sono le possibili scelte di ossidante e combustibile. Innanzi tutto bisogna considerare gli obiettivi, a seconda dei quali può essere scelta un'opzione rispetto ad un'altra, quindi la facilità di produzione del propellente scelto. Come si vedrà in seguito, una delle scelte più collaudate, sicure ed efficienti è la scelta di ossigeno e metano liquidi (O₂/CH₄), con $I_{sp} \approx 370$ s. Questo propellente può essere prodotto con un impianto basato sull'utilizzo di un compressore ad adsorbimento (v. par. 1.3.1), un reattore Sabatier (v. par. 1.3.2) ed eventualmente un reattore RWGS (v. par. 1.3.3) o un'unità di elettrolisi ad ossido solido (v. par. 1.3.4). Se si

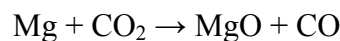
dispone di idrogeno, trasportato dalla Terra o prelevato *in situ*, sfruttando la CO₂ dell'atmosfera oltre al metano è anche possibile produrre combustibili come metanolo (CH₃OH – I_{sp}≈340 s), etilene (C₂H₄ – I_{sp}≈371 s), acetilene (C₂H₂) e una vasta serie di idrocarburi pesanti tramite il processo Fischer-Tropsch, utilizzato sulla Terra per produrre il *syngas*, o gas di sintesi. Il metanolo presenta diversi vantaggi rispetto al metano: la sua massa è costituita al 50% di O₂, quindi l'ammontare di ossigeno richiesto per bruciare una certa quantità di metanolo è minore di quella richiesta per bruciare la stessa quantità di CH₄. Inoltre esso è denso circa il doppio del metano, consentendo l'utilizzo di serbatoi più piccoli per conservarlo, e più leggeri, dato che alla temperatura ambiente di Marte il metanolo si mantiene da solo allo stato liquido. La sua produzione può essere effettuata tramite un compressore ad adsorbimento ed un processo di sintesi (v. par. 1.3.5). Gli idrocarburi pesanti non sono tra le scelte migliori perché, pur essendo molto più densi rispetto alle altre alternative elencate in questo paragrafo, presentano un impulso specifico relativamente basso (I_{sp}≈300 s), e questo li rende non molto adatti ai lanci di ritorno.

L'acetilene necessita invece di una quantità inferiore di idrogeno per essere prodotto, quindi consente di risparmiare molto se si è nella condizione di trasportare l'idrogeno dalla Terra. Tuttavia la sua produzione tramite pirolisi del metano richiede alte temperature che rendono scomoda la sua fabbricazione (>1500 K).

Un'altra possibilità contempla la produzione di monossido di carbonio e di ossigeno tramite elettrolisi della CO₂ marziana in celle a ossido di zirconio, o *zirconia*, stabilizzate con ossido di ittrio (v. par. 1.3.4). Tale scelta però viene in

genere scartata, a causa delle basse prestazioni di tale propellente ($I_{sp} \approx 250$ s) e anche per l'eccessiva fragilità degli elettrolizzatori a ossido di zirconio e le elevate temperature di lavoro di questi (>1000 K).

Un approccio alternativo consiste nell'utilizzare la CO_2 marziana direttamente come ossidante in un motore per razzi o anche per aerei. Questa opzione sfrutta la particolare capacità di alcuni metalli e loro composti di bruciare con la CO_2 (principalmente Mg - $I_{sp} \approx 220$ s per rapporto di massa ossidante/combustibile pari a 1.9 e Al - $I_{sp} \approx 220$ s per rapporto di massa ossidante/combustibile pari a 2.5) [1]. Per il magnesio, per esempio, la reazione è la seguente:



Tali metalli, ridotti in particelle con diametro dell'ordine della decina di micron (particelle più grandi non brucerebbero bene, mentre quelle più piccole si accumulerebbero sulle pareti dell'ugello cambiandone l'area), verrebbero iniettati in camera di combustione tramite un flusso di gas inerte (per esempio azoto), quindi accesi insieme all'anidride carbonica tramite un arco elettrico. Quest'ultima opzione presenta il grosso vantaggio di sfruttare la CO_2 senza il bisogno di un precedente trattamento. In più, se usato come ossidante per razzi, alle basse temperature del pianeta rosso (227 K di temperatura media) il diossido di carbonio liquido è molto semplice da immagazzinare, e costituisce quindi un'ottima possibilità.

Per i metalli utilizzati come combustibile sono possibili due opzioni. La più semplice è il trasporto dalla Terra; in questo caso il sistema di ISPP è ridotto

alla sola acquisizione di CO₂, diminuendo sia il consumo di energia sia la massa del sistema circa dell'80% (Zubrin, 1995).

La seconda opzione consiste nel produrre il combustibile metallico su Marte. Una possibilità consiste nel riciclare parti metalliche del *lander* o altri materiali non più necessari. Varie idee sono state proposte a riguardo da diversi ingegneri.

Un'altra opportunità consiste nel recuperare il combustibile metallico dalle rocce e dal suolo marziani; studi della loro composizione chimica, condotti da numerosi scienziati, hanno dimostrato che le rocce e il suolo sono ricchi di Mg. Esistono inoltre numerosi riferimenti riguardanti l'estrazione di metalli dai minerali marziani [1].

Supponendo infine di poter estrarre facilmente l'acqua dai poli o dal sottosuolo si potrebbe pensare di trattarla tramite elettrolisi ottenendo così idrogeno e ossigeno liquidi. I problemi legati a tale soluzione sono dovuti allo stoccaggio dell'idrogeno, come sopra citato.

1.3 Tecnologia

Le varie attrezzature dedite alla produzione di propellente *in situ* devono essere affidabili, robuste, compatte ed efficienti sia chimicamente, che elettronicamente. Le macchine devono inoltre poter lavorare alle alte temperature sviluppate dai processi chimici che esse stesse generano.

Nonostante si conoscano svariati processi chimici per trasformare delle risorse in propellente resta comunque una sfida notevole selezionare quello più adeguato, ma soprattutto sviluppare un macchinario robusto che possa operare per

anni in un ambiente ostile come quello marziano. La necessità di operare per periodi così lunghi è dettata dal fatto che solo un impianto di ISPP piccolo e relativamente leggero può atterrare su Marte, ma se tale impianto lavora per un periodo sufficientemente lungo può produrre propellente per una massa totale che supera di molte più volte la propria. A causa inoltre della natura delle orbite della Terra e di Marte attorno al Sole, è vantaggioso lasciare il pianeta rosso dopo due anni che si è partiti dalla Terra: questo implica centinaia di giorni di operatività prima del ritorno.

I macchinari di seguito descritti sono stati tutti quanti sottoposti a numerosi test sperimentali che ne dimostrassero l'efficacia, l'efficienza, la sicurezza e la longevità. Tuttavia i test sono stati tutti effettuati sulla Terra, realizzando le opportune condizioni atmosferiche marziane, quindi essi difettano del fatto di non essere stati collaudati in loco.

Come si vedrà successivamente, tutti i dispositivi di seguito presentati dovranno lavorare a pressioni decisamente più alte di quella dell'ambiente marziano, una scelta saggia di conseguenza potrebbe consistere nell'operare a quote più basse possibili, per esempio in un canyon. Così facendo si avrebbe la sicurezza che la pressione è la più alta possibile e che le dimensioni dei vari componenti di un impianto di ISPP non siano eccessive.

1.3.1 Compressore ad adsorbimento

Questo dispositivo è il primo componente di un macchinario per la conversione dell'atmosfera marziana in idrocarburo/ossigeno. Esso svolge il compito di comprimere il flusso iniziale di anidride carbonica, in modo tale da

processare una maggiore quantità di fluido nell'unità di tempo, consentendo quindi risparmi sulle dimensioni e i consumi di energia della struttura.

Tale compressore presenta il notevole vantaggio di non avere parti rotanti, quindi la sua vita sarà di gran lunga più elevata di un compressore a pale. Esso consta di una superficie rettangolare di materiale adsorbente, in grado di comprimere la CO₂ raffreddandosi e riscaldandosi alternativamente. Il processo di raffreddamento e riscaldamento è ottenuto sfruttando il giorno e la notte: il compressore adsorbe gas a bassa pressione durante la notte, quando le temperature sono basse, e lo rilascia ad alta pressione durante il giorno, in cui le temperature crescono, e bisogna quindi fornire poca energia al compressore perché questo rilasci l'anidride carbonica alla pressione desiderata (solitamente tra 0.27 – 2.67 bar) [22].

1.3.2 Il reattore Sabatier

L'anidride carbonica precedentemente compressa entra in seguito nel

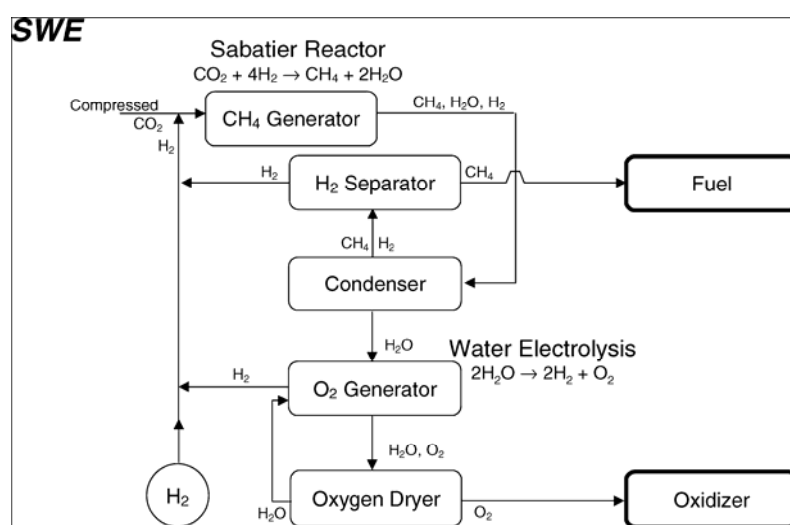
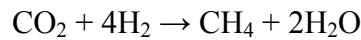


Figura 1: Schema di un impianto di produzione di propellente che utilizza un reattore Sabatier ed un processo di elettrolisi dell'acqua.

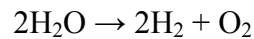
reattore Sabatier, il cui schema è riportato in Figura 1.

Questo combina CO₂ e H₂ (portato da Terra o prelevato *in situ*) fornendo

metano e acqua, secondo una reazione esotermica, che ha formula:



Il CH_4 viene quindi condensato, purificato e mandato in un serbatoio, mentre l'acqua viene sottoposta ad elettrolisi, secondo la formula:



L'idrogeno viene riutilizzato nel processo, mentre l'ossigeno viene conservato.

Con l'utilizzo del solo reattore Sabatier già si produrrebbe sia metano che ossigeno, ma con un rapporto di massa ossidante/combustibile pari a 2. Per ottenere il rapporto di massa ottimale (in genere nel caso ossigeno/metano si ha un rapporto pari a circa 3.7) si potrebbe pensare di produrre più metano e più ossigeno; una volta ottenuta la quantità di ossigeno desiderata si può buttare via l'eccesso di CH_4 . Ciò però comporta un conseguente spreco di idrogeno che, se portato da Terra, si traduce in maggiori costi.

1.3.3 Il reattore *reverse water gas shift* (RWGS)

Tale tipo di reattore è pensato per funzionare insieme al reattore Sabatier e ad un processo di elettrolisi dell'acqua, per fare in modo che venga prodotta la giusta quantità di combustibile e ossidante, in particolare metano e ossigeno.

Il trattamento del diossido di carbonio con questo componente è riassunto e schematizzato in Figura 2. Si estrae dall'atmosfera la CO₂, la si purifica,

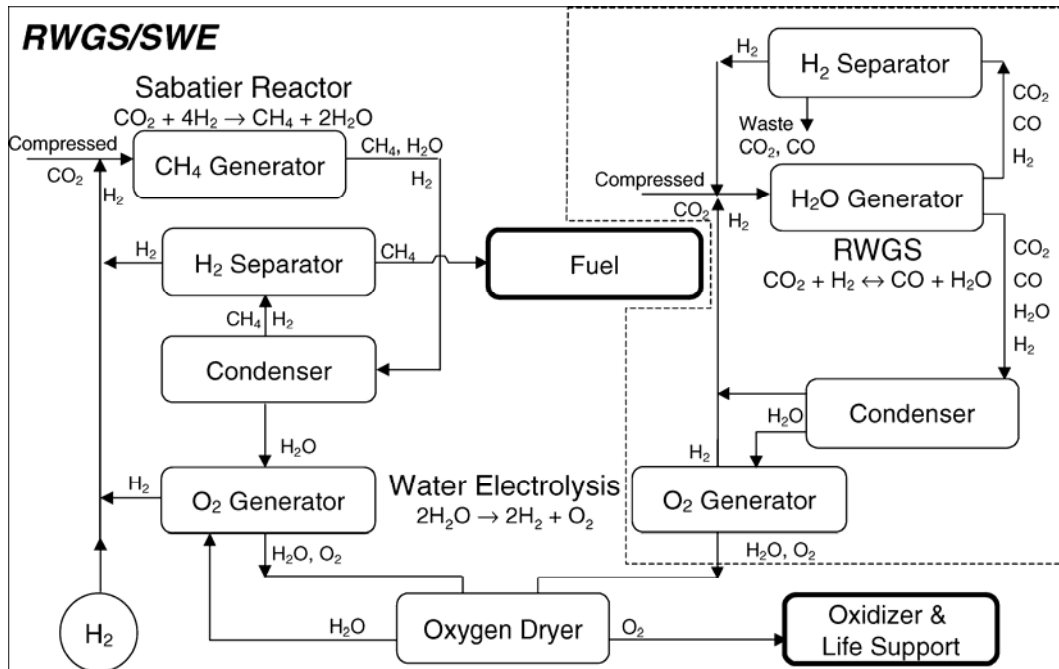
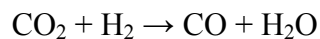


Figura 2: Schema di un impianto di produzione di propellente che utilizza reattori RWGS e Sabatier ed un processo di elettrolisi dell'acqua.

comprime, mescola con idrogeno e si porta il composto nel reattore RWGS, ottenendo come prodotti monossido di carbonio e acqua, secondo una reazione endotermica, che ha formula:



L'acqua in uscita viene sottoposta ad elettrolisi per produrre l'ossigeno extra e riciclare l'idrogeno.

La reazione RWGS è endotermica, e presenta il problema che per avere elevate efficienze di conversione servirebbero temperature elevate, in quanto anche a 1000 °C la costante di equilibrio tende a favorire molto poco i prodotti.

Ragionando in termini di percentuali, si può prendere in considerazione la reazione esotermica WGS – *water gas shift*, la cui formula è ottenuta cambiando il

verso della freccia della reazione RWGS. La WGS permette una conversione del 99% del monossido di carbonio con un singolo passaggio nel reattore.

Un singolo passaggio nel reattore RWGS invece permette conversioni nell'ordine del 10%, avendo in output un misto di H_2 , CO_2 , CO e H_2O . L'idrogeno e l'ossigeno vanno necessariamente riciclati per evitare sprechi, insieme al diossido di carbonio, la CO invece va scaricata (la separazione di questi elementi tuttavia non è semplice). Per ottenere una percentuale più alta di conversione è evidente a questo punto che servono più passaggi della stessa mistura nel reattore, a tal scopo si utilizza appunto un reattore cosiddetto *multi-pass*. Tale soluzione è stata adottata da alcuni ingegneri, che hanno costruito, fatto funzionare e dimostrato l'efficienza di tale macchinario, raggiungendo conversioni migliori del 95% [20].

Dato che la reazione Sabatier è esotermica e quella RWGS è endotermica, è possibile combinarle assieme in modo tale che il calore generato dalla prima possa essere usato per alimentare la seconda.

Regolando opportunamente tali macchinari si può fare in modo che il rapporto ossidante/combustibile sia quello ottimale. Ovviamente è opportuno che tutta l'attrezzatura lavori alla massima efficienza, onde evitare spreco di energia elettrica e di idrogeno, di difficile reperimento [1].

Il reattore RWGS può anche essere utilizzato per la produzione del metanolo.

1.3.4 Elettrolisi a ossido solido

Questo processo è un'alternativa al reattore RWGS, in quanto anch'esso genera ossigeno dal diossido di carbonio sfruttando celle elettrochimiche a ossido solido. In Figura 3 è schematizzato il processo di produzione di metano tramite un reattore Sabatier ed un'unità di elettrolisi ad ossido solido.

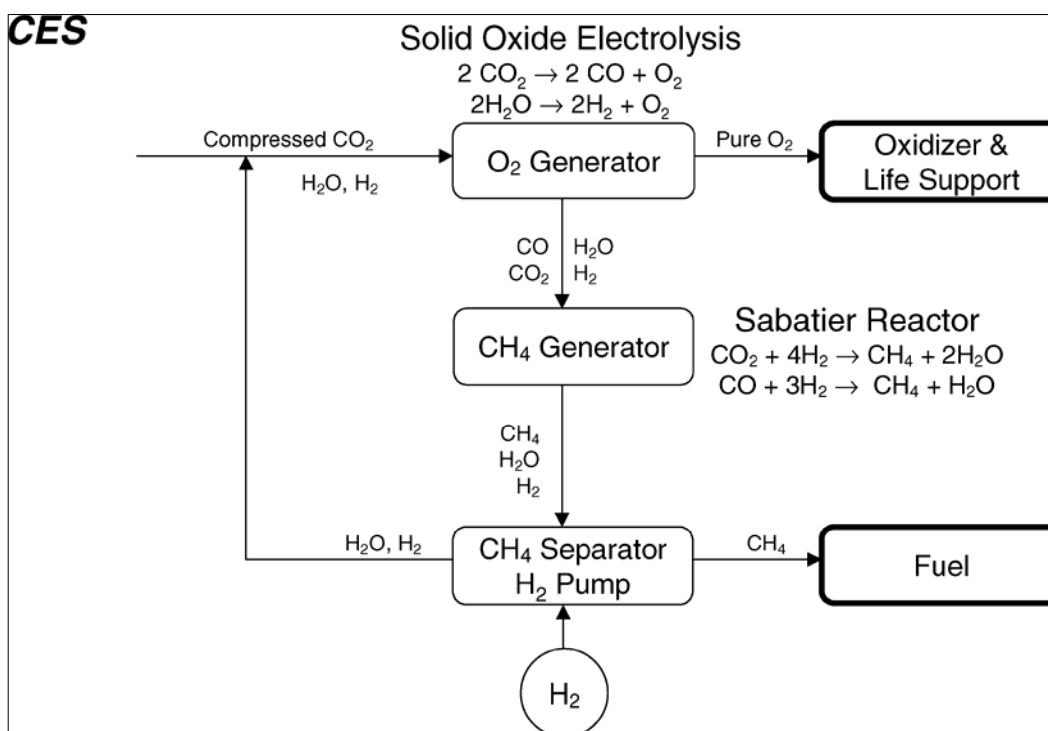
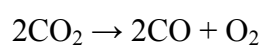


Figura 3: Schema di un impianto di produzione di propellente che utilizza un reattore Sabatier ed un processo di elettrolisi ad ossido solido.

Un conduttore di ioni di ossigeno, come l'elettrolita a ossido di zirconio stabilizzato con ossido di ittrio (*yttria-stabilized zirconia electrolyte*), viene inserito tra due elettrodi porosi, per esempio di platino, per formare una cella di elettrolisi. Il diossido di carbonio viene separato in monossido di carbonio e ossigeno secondo la reazione:



L'ossigeno viene poi portato elettrochimicamente dal catodo all'anodo.

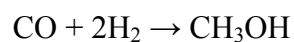
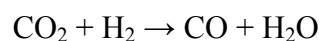
Tale processo ha il vantaggio di produrre ossigeno puro al 100%, dal momento che il processo di trasporto nell'elettrolita è allo stato solido [10].

Diversamente che nei reattori Sabatier e RWGS, questo processo non necessita di altri composti chimici per funzionare. L'elettrolisi a ossido solido inoltre produce ossigeno e monossido di carbonio nel corretto rapporto stechiometrico per la combustione in un motore a razzo.

1.3.5 Sintesi del metanolo

Un'altra opzione riguardo ai propellenti possibili su Marte contempla la produzione di metanolo (CH₃OH). Questo ha il vantaggio di avere un rapporto di combustione di massa ossidante/combustibile ottimale pari a circa 1.4, con $I_{sp} \approx 340$ s, ma anche con un rapporto unitario (bruciando quindi con miscela ricca) la riduzione dell'impulso specifico è del solo 6%.

Il processo completo per ottenere tale combustibile, che sfrutta anche un reattore RWGS, è piuttosto complesso. Tuttavia esso può essere approssimato dalle seguenti reazioni simultanee:



La prima reazione, già analizzata in precedenza, è endotermica, la seconda invece è fortemente esotermica. Analogamente quindi al caso del reattore Sabatier, è possibile combinare le due reazioni in modo tale che l'una alimenti l'altra.

Il problema di tale processo è che esso necessita di pressioni piuttosto elevate (normalmente in un impianto terrestre di sintesi di metanolo le pressioni

sono dell'ordine dei 300 bar, per mantenere un certo livello di produzione), che si traduce in elevata energia richiesta per l'utilizzo di un compressore meccanico necessario per raggiungere pressioni elevate. Inoltre dato che su Marte tale dispositivo opererebbe sui 50 bar, l'efficienza di conversione si aggirerebbe intorno al 65%. Per questi motivi il metanolo (allo stato liquido utilizzato come combustibile), seppure offra diversi vantaggi rispetto al metano, non è la scelta migliore [15].

1.3.6 Il *water vapor adsorption reactor* (WAVAR)

Questo dispositivo, sviluppato dall'Università di Washington, serve ad estrarre l'acqua dall'atmosfera marziana. Esso si basa sul fenomeno dell'adsorbimento attraverso dei setacci molecolari di zeolite, un minerale con una struttura cristallina regolare e microporosa caratterizzato da una enorme quantità di volumi vuoti interni al cristallo. La struttura molecolare della zeolite è rappresentata in Figura 4.

Il processo di acquisizione e lavorazione dell'acqua è il seguente. L'atmosfera viene dapprima filtrata e successivamente, con l'ausilio di una ventola, fatta passare attraverso un

letto di zeolite 3A, dove 3A indica le dimensioni del setaccio molecolare (in questo caso il setaccio è grande abbastanza per far passare la CO₂ ma non l'H₂O). L'acqua viene trattenuta dalla zeolite, che quindi la elimina dal flusso. Una volta

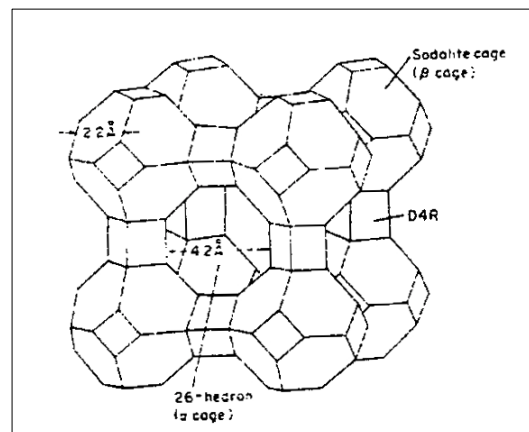


Figura 4: Struttura molecolare della zeolite 4A, del tutto simile alla zeolite 3A.

che il letto è saturato, il vapore acqueo adsorbito viene desorbito tramite riscaldamento per irradiazione di microonde, raccolto, fatto condensare e conservato sotto forma di ghiaccio. Il flusso di atmosfera deumidificato viene scaricato dal letto di zeolite nell'ambiente tramite un'altra ventola. In Figura 5 è schematizzato il processo di lavorazione dell'atmosfera.

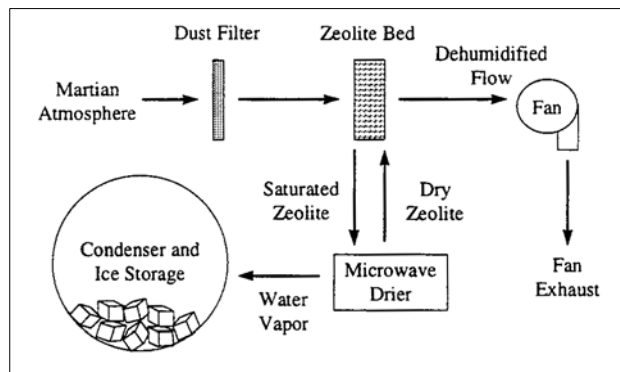


Figura 5: Il processo WAVAR.

Il dispositivo è molto semplice, ma il problema relativo alla sua applicazione riguarda il fatto che l'atmosfera marziana è molto rarefatta. Inoltre, come sopra accennato, essa presenta una scarsissima percentuale di umidità. A titolo di esempio, supponendo di avere un'estrazione di acqua del 100%, per ottenere 1 kg di acqua bisognerebbe processare $5 \times 10^5 \text{ m}^3$ di atmosfera [19]. Il processo presenta dunque due grossi svantaggi. Il primo consiste nella necessità di un impianto che sia il più grande possibile, nei limiti consentiti dalle dimensioni del vettore che lo può trasportare e del budget di cui si dispone. Il secondo invece riguarda il consumo di energia, che di sicuro è alto. Ciò conferma la scarsa efficienza del dispositivo cui si è accennato al paragrafo 1.1.

1.4 Applicazioni

I vari tipi di propellente così prodotti possono essere utilizzati per varie applicazioni. La più utile è di sicuro la propulsione dei veicoli atti a uscire dalla sfera di influenza di Marte. La scelta sul propellente è vasta, e a seconda della

missione è possibile selezionare di volta in volta l'opzione più vantaggiosa, sia dal punto di vista propulsivo che da quello economico. In genere metano e metanolo sono i combustibili migliori per i vettori.

Per quanto riguarda i propellenti con impulso specifico più basso, utilizzi interessanti possono essere l'alimentazione degli *hopper* (alternativa ai *rover*), veicoli che similmente ai grilli, da cui prendono il nome, saltano da un punto all'altro del pianeta, percorrendo una distanza variabile da salto a salto (dall'ordine delle centinaia di metri all'ordine dei chilometri), utilizzando la propulsione per razzi. Per questo tipo di veicolo potrebbe essere utile un propellente che non contempra la necessità di rifornimento da Terra (come invece sarebbe nel caso dell'idrogeno), quindi per evitare tale limitazione e rendere la vita di un *hopper* teoricamente infinita su Marte una scelta ottimale potrebbe essere quella di monossido di carbonio/ossigeno (CO/O₂). Come precedentemente affermato, tale opzione non sarebbe adatta per un ritorno sulla Terra, dato il basso impulso specifico, ma per uno spostamento di pochi chilometri è ideale. Secondo alcuni studi su questo tipo di veicolo l'*hopper* dovrebbe avere direttamente con sé un impianto di produzione di propellente e delle celle solari per alimentarlo (il peso dell'impianto costituirebbe circa la metà del peso del razzo a vuoto) [7]. Ovviamente più propellente sarà presente al momento del lancio più il salto dell'*hopper* sarà lungo, ma più tempo ci vorrà per produrlo.

Inoltre, come accennato in precedenza, portandosi dalla Terra una riserva di metalli polverizzati, o riuscendo ad estrarli *in situ*, è possibile utilizzare dei motori CO₂-*breathing*, consentendo quindi l'utilizzo di aerei [14]. Quest'ultima alternativa però ha lo svantaggio che la bassa pressione di Marte porta a scarsa

spinta, o – in modo equivalente – a largo consumo specifico di combustibile o a grandi dimensioni di presa d'aria e ugello.

Alternativamente, sempre sfruttando quest'ultima opzione, si può aumentare la spinta dei motori a razzo: sono stati effettuati degli esperimenti che dimostrano che delle particelle di Mg bruciano nella CO₂, anche a pressioni basse come 10 millibar, rendendo possibile l'uso di motori *ramjet* su Marte come ausiliari degli endoreattori.

Altri esperimenti sono stati condotti per calcolare le prestazioni di *turbojet* sul pianeta rosso; questi hanno evidenziato che tali motori presentano prese d'aria e ugelli molto grandi, unitamente al fatto che la presenza di compressore e turbina aumenterebbe il peso. Inoltre la turbina vedrebbe presto l'accumularsi di carbonio sulle pale, il che ne diminuirebbe l'efficienza fino all'arresto del motore. Ciò porta a scartare l'opzione di motori *turbojet* sul pianeta rosso.

1.4.1 Un esempio di calcolo

A titolo di esempio basilare, senza particolari pretese di completezza e di precisione, ma per fornire un impatto visivo dei vantaggi della tecnologia ISPP, si evidenzia quanto segue.

Immaginiamo di lavorare su una missione *sample return*, che consiste nell'arrivo sul pianeta di destinazione, nel prelievo di una piccola quantità di campioni di rocce trascurabile rispetto alle masse dei veicoli (all'incirca 1 kg di materiale) e nel ritorno sulla Terra.

Per sviluppare un po' di calcoli, ipotizziamo di avere un vettore che parta da una orbita a quota km 200 s.l.m. (LEO - Low Earth Orbit) con un primo sparo

e percorra una traiettoria iperbolica fino a Marte; da qui un secondo sparo circolarizzerà l'orbita attorno al pianeta rosso su una LMO (Low Mars Orbit) anch'essa a km 200 dal suolo marziano; nei calcoli quindi si trascurerà il consumo di propellente necessario alla discesa. Dopo la raccolta dei campioni, un'ulteriore serie di spari riporteranno il vettore sulla LMO e da qui alla LEO. Si suppone di trascurare la presenza di atmosfera, che il vettore sia monostadio, che il propellente sia metano (I_{sp} circa pari a 370 s).

Per il calcolo dei Δv necessari si utilizzano quindi le equazioni fondamentali della meccanica orbitale, mentre per il calcolo delle masse necessarie si utilizza l'equazione di Tsiolkovsky

$$\Delta v = I_{sp} \cdot g_0 \cdot \ln(M_i/M_f)$$

nella forma inversa

$$M_i = M_f \cdot \exp(\Delta v / (I_{sp} \cdot g_0))$$

Sono stati analizzati tre casi possibili: il primo trasportando da Terra tutto il propellente necessario alla missione, il secondo facendo rifornimento di solo combustibile sul pianeta, portando da Terra il solo ossigeno, il terzo caso rifornendo *in situ* sia metano che ossigeno. Si suppone che gli impianti di produzione del propellente siano già presenti, insieme all'idrogeno necessario alla produzione del metano, e funzionanti. Si è assunto infine che la massa finale del vettore sulla LEO sia di 1.000 kg, comprendendo questa sia la massa strutturale che la massa di carico utile. È evidente che, stante la linearità dei rapporti tra la massa iniziale e quella finale, il risultato può essere applicato a qualsivoglia massa, moltiplicando semplicemente per il fattore necessario. È altresì chiaro che

nel caso di esempio non si è considerata la variazione della massa strutturale conseguente alle diverse quantità di propellente necessaria nei tre diversi casi.

I risultati dell'esercizio sono riportati nel grafico in Figura 6.

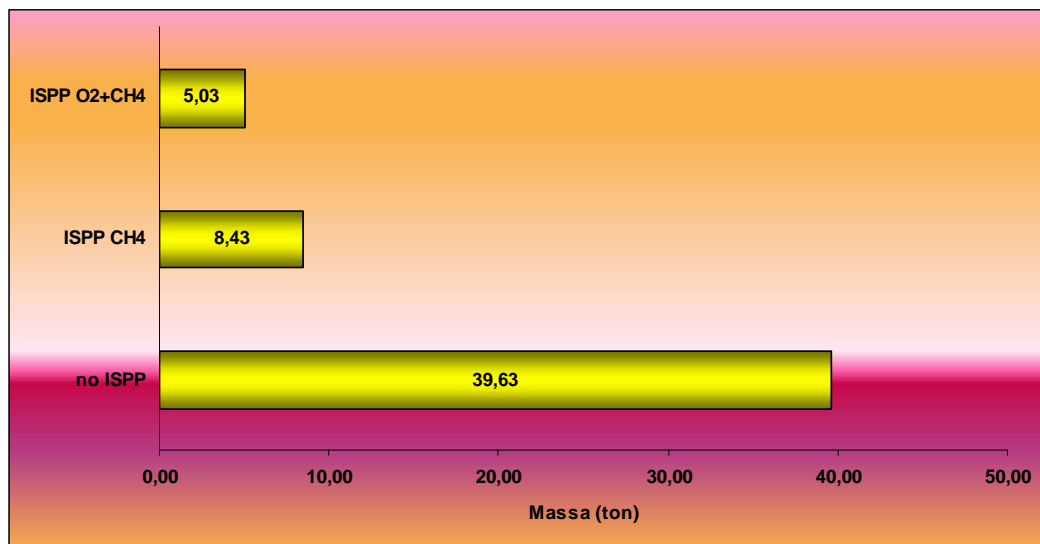


Figura 6: Masse di propellente necessarie alla missione *sample return* nei casi in cui si producesse *in situ* ossigeno e metano, solo metano, o se non si usasse la strategia ISPP.

È dunque evidente il vantaggio in termini di dimensioni e di costi che derivano dall'adozione di questo approccio.

I risultati sarebbero stati analoghi nel caso in cui si fosse scelto un altro tipo di combustibile, come metanolo, etilene o monossido di carbonio. Infatti, avendo deciso di trascurare gli effetti della densità del combustibile sulla massa strutturale, si è adoperata l'equazione di Tsiolkovski nella sua forma più semplice, che non considera il coefficiente strutturale (rapporto tra massa strutturale e somma della massa del propellente e della stessa massa strutturale), coefficiente che – in pratica – tiene conto appunto dell'effetto della densità del combustibile sulle dimensioni dei serbatoi e quindi sulla loro massa.

2 ISPP sulla Luna

Il grande vantaggio dello sfruttamento della Luna come risorsa consiste nel fatto che il nostro satellite si trova a soli 3 giorni di viaggio dalla Terra ed oltretutto è ben conosciuto.

È ovvio dunque come si possa sfruttare tale risorsa per diversi scopi: può essere un laboratorio naturale per la scienza interplanetaria, un posto da cui osservare l'universo, una fonte di materiali e di energia o un luogo dove imparare a vivere e lavorare nello Spazio.

Esperti stimano che il costo del propellente prodotto sulla Luna potrebbe essere molto basso, pari fino all'1% del costo derivante dal portare la stessa quantità di propellente sulla Luna dalla Terra (Duke, 1998).

Un ulteriore utilizzo del nostro satellite potrebbe essere quello di fungere da 'stazione di rifornimento', o meglio da base di lancio nel caso in futuro fossero presenti colonie. Ciò implica ovviamente la presenza preliminare sulla Luna di strutture idonee alla produzione di propellente e al lancio di vettori.

2.1 Caratteristiche

La Luna è ricca di risorse: è stata infatti accertata la presenza di ghiaccio ai poli in quantità notevole (oltre 3×10^{10} tonnellate per ogni polo) nelle zone in ombra permanente [8].

La regolite, la miscela di polveri sottili e di detriti rocciosi prodotta dagli impatti dei meteoriti, è la seconda fonte di materiali lunari: essa infatti è ricca di

ossidi di ferro, presenti questi ultimi specialmente nell'ilmenite (FeOTiO_2), che costituisce circa il 15-33% della regolite lunare [16]. Inoltre nella regolite si trovano un'enorme varietà di materiali metallici, soprattutto sotto forma di silicati e ossidi di ferro.

Sempre riguardo alla presenza di acqua, è stato accertato che nella regolite si trovi circa lo 0.3-1% di H_2O [16].

2.2 Tipi di propellente

Data l'accertata presenza di acqua sulla Luna, la scelta più naturale al momento consiste nell'estrarre l'acqua ed elettrolizzarla per ottenere il propellente H_2/O_2 liquido.

Per quanto riguarda la regolite è possibile estrarre solamente ossigeno dall'ilmenite. Bisognerebbe dunque portare dalla Terra l'idrogeno o qualsiasi altro combustibile che bruci con l'ossigeno e non abbia un impulso specifico troppo basso, operazione questa non vantaggiosa; mentre è possibile estrarre ghiaccio tramite diversi procedimenti, alcuni dei quali verranno di seguito illustrati, quindi riscaldarlo ed elettrolizzarlo, ottenendo sempre idrogeno/ossigeno.

D'altra parte, se si estraessero dalla regolite i vari metalli (tra i quali ferro, titanio, alluminio, magnesio e silicio), questi potrebbero essere utilizzati come combustibile insieme all'ossigeno. Purtroppo però il trattamento della regolite al fine di ottenere i metalli non è semplice: la regolite è un composto omogeneo di diversi metalli, quindi una prima difficoltà si riscontra in un'efficiente separazione del metallo d'interesse. Nonostante si possieda la tecnologia necessaria (alcuni metodi sono più conosciuti ed efficienti degli altri) si incorre inoltre nel problema

dell'assenza di atmosfera lunare, che crea problemi di lubrificazione e raffreddamento dei macchinari, che quindi diventano molto costosi in quanto devono essere progettati in maniera diversa rispetto ai loro corrispettivi terrestri. Tali dispositivi peraltro consumano parecchia energia per estrarre il metallo dalla regolite, in particolare la lavorazione del titanio [26]. Infine sono stati effettuati esperimenti in laboratorio atti a calcolare gli impulsi specifici dei propellenti metallo/ossigeno, interamente prodotti *in situ*. Tali esperimenti però hanno fornito risultati deludenti: l'impulso specifico massimo è di circa 300 s per il gruppo alluminio/ossigeno.

2.3 Tecnologia

Per estrarre l'acqua lunare dai poli e dalla regolite possono essere utilizzate svariate attrezzature. Si può pensare di trivellare il suolo per estrarne in seguito l'acqua oppure di riscaldare le calotte polari tramite delle microonde e quindi ricavarne acqua. Una volta ottenuto il ghiaccio è facile scioglierlo e tramite un processo di elettrolisi (alimentato a energia solare), convertirlo in idrogeno e ossigeno, utilizzabili come combustibile e ossidante. Di seguito verranno elencate alcune delle idee più brillanti adatte a tale scopo, ognuna delle quali presenta vantaggi (buona efficienza, mobilità, costi ridotti) e svantaggi (sistema fisso, manutenzione frequente necessaria).

2.3.1 Estrazione di ghiaccio tramite riscaldamento a microonde

Un impianto fotovoltaico converte luce in elettricità. L'elettricità, portata tramite cavi nella zona perennemente in ombra dei poli, alimenta un generatore di

microonde mobile, atto a riscaldare la regolite contenente ghiaccio. Tramite questa tecnica quindi non c'è bisogno di scavare. Una cupola copre l'area trattata per contenere il vapore acqueo, come illustrato in Figura 7. L'energia delle microonde riscalda e vaporizza il ghiaccio. Questi poi, evaporando dalla regolite, si posa su delle piastre fredde collocate

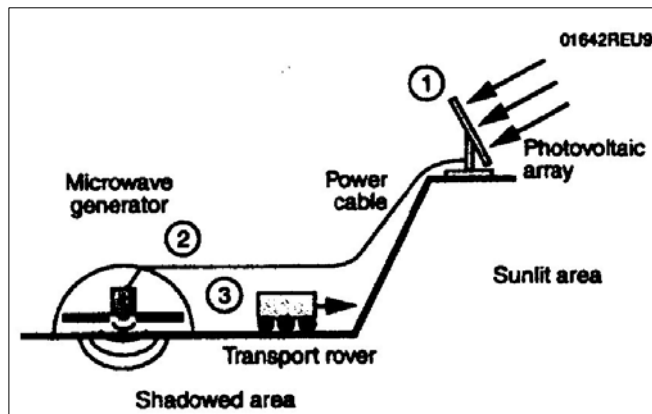


Figura 7: Schematizzazione del sistema di estrazione di ghiaccio tramite riscaldamento a microonde.

subito sopra la superficie, condensando e diventando ghiaccio. Infine un rover alimentato a batterie (precedentemente caricate ad energia solare) o con combustibile, trasporta il ghiaccio prelevandolo dalle piastre e contenendolo in un serbatoio apposito [8].

2.3.2 Estrazione di ghiaccio con il trattamento GPHS-RTG

Il composto ghiaccio/regolite viene prelevato scavando meccanicamente e portato da un rover in un forno, dove viene riscaldato tramite delle unità nucleari GPHS (*general purpose heat source-radioisotope-fueled*), impilate all'interno della parete del forno. Tali unità GPHS sono simili alle RTG (*radioisotope-fueled thermoelectric generator*) usate nella missione Cassini-Huygens: si tratta di piccole scatole compatte contenenti 'scorie radioattive', in sostanza plutonio, il quale, tramite il decadimento di isotopi, genera calore.

Il forno viene dunque sigillato e riscaldato: il ghiaccio si trasforma e si separa dalla regolite. Il vapore derivante da questo processo viene dunque

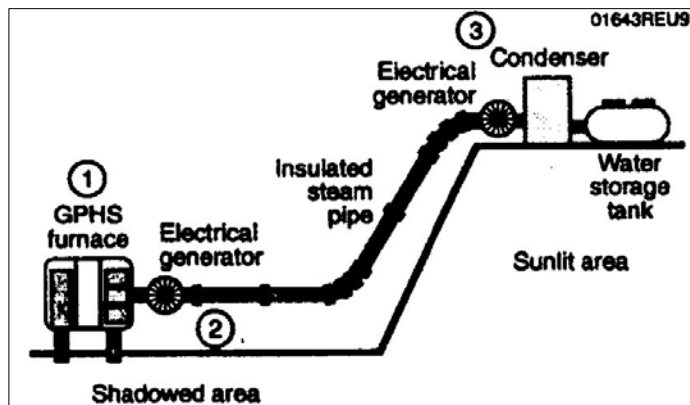


Figura 8: Schematizzazione del sistema di estrazione di ghiaccio tramite il trattamento GPHS-RTG.

raccolto, riscaldato ulteriormente se necessario, e trasportato fuori delle zone d'ombra permanente in un condotto per vapore sigillato ed altamente isolato, come schematizzato in Figura 8. La regolite nel forno viene scaricata per far posto ad altro composto ghiaccio/regolite. Un generatore elettrico a turbina potrebbe essere alimentato dal vapore, prima che quest'ultimo venga condensato, per produrre elettricità per attrezzature di supporto o per riscaldare il condotto stesso [8].

2.3.3 Rimozione di ghiaccio e trattamento fuori dalla zona di ombra permanente

Il composto ghiaccio/regolite viene estratto tramite una draga e trasportato fuori dalla zona d'ombra permanente. Se il composto dovesse essere troppo duro si possono usare piccole esplosioni per rompere il ghiaccio in pezzi più piccoli che possono essere trasportati facilmente fuori della zona d'ombra permanente per il trattamento. Se invece il composto avesse già forma granulare non ci sarebbero problemi a riguardo. In un'area illuminata dal sole il ghiaccio/regolite viene posto in un forno solare (un collettore solare termico passivo e sigillato), atto a

sciogliere il ghiaccio. L'acqua liquida viene dunque raccolta, filtrata per rimuovere eventuali particelle contaminanti, e conservata in appositi serbatoi, come schematizzato in Figura 9. Potrebbe essere utile anche una distillazione dell'acqua, per avere la sicurezza di ottenere un prodotto incontaminato [8].

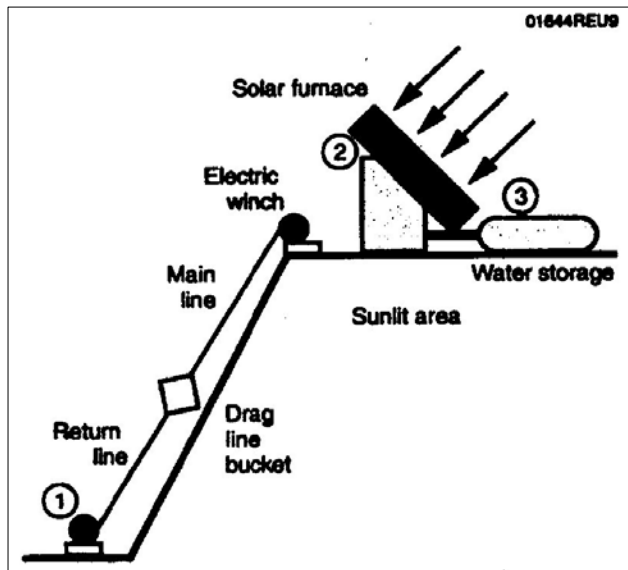


Figura 9: Schematizzazione del sistema di rimozione di ghiaccio e trattamento fuori dalla zona d'ombra permanente.

2.4 Applicazioni

Come si potrebbe fare su Marte, il propellente fabbricato sulla Luna potrebbe essere usato per alimentare *rover*, o per rifornire vettori per il ritorno, consentendo quindi di partire dalla Terra con un peso minore.

Inoltre uno studio approfondito [16] ha considerato lo sfruttamento delle risorse lunari per un periodo di venti anni ed ha evidenziato dei rilevanti risparmi in termini di costi di missione.

L'analisi si focalizza sui trasporti cargo sulla Luna in condizioni di regime: le operazioni base sono già state completate, l'impianto ISPP e le infrastrutture di supporto sono state trasportate e sono già operative presso i siti scelti, una base equatoriale e una polare. Gli impianti ISPP sono posizionati presso la base equatoriale con personale umano; occorre quindi scavare ai poli per poi

alimentare la base equatoriale, con un determinato costo energetico dovuto ai trasferimenti orbitali del materiale e alle necessità di supportare la presenza sulla superficie di due siti tra loro distanti.

La simulazione quindi proietta i dati su un ventennio operativo a regime. La missione è articolata su due veicoli: un Lunar Transfer Vehicle (LTV) nello Spazio, destinato a fare da spola tra Terra e Luna (orbita – orbita), e un Lunar

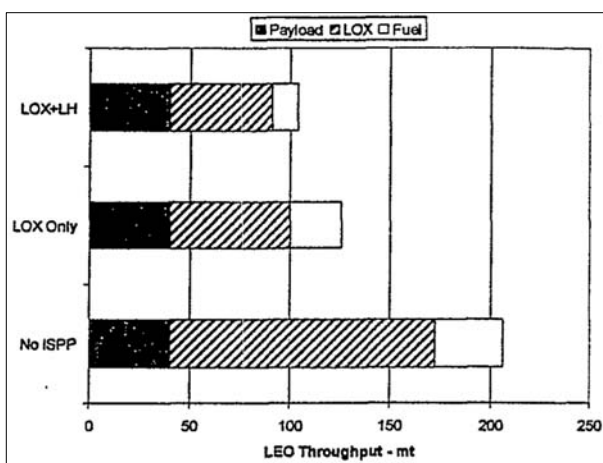


Figura 10: Masse di propellente necessarie alle missioni cargo nei casi in cui si producesse *in situ* ossigeno e idrogeno, solo ossigeno, o se non si usasse la strategia ISPP.

Excursion Vehicle (LEV), di base sulla superficie lunare e destinato ai trasporti tra la base e l'orbita lunare, dove effettua dei rendezvous con il LTV. Entrambi i mezzi fungono quindi sia da trasporto che da serbatoio per il carburante.

Sotto queste condizioni,

effettuate tutte le proiezioni e le considerazioni legate all'utilizzo e all'obsolescenza tecnologica degli impianti, si arriva a determinare che l'utilizzo di impianti ISPP consente un rilevantisimo risparmio sui carburanti necessari al viaggio interorbitale Terra-Luna rispetto alla soluzione di trasportare

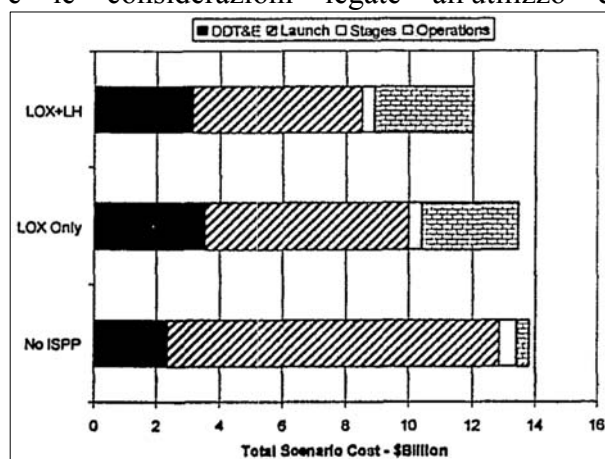


Figura 11: Costi delle missioni cargo nei casi in cui si producesse *in situ* ossigeno e idrogeno, solo ossigeno, o se non si usasse la strategia ISPP.

propellente da Terra. Questo risultato conferma le risultanze di svariati studi precedenti che identificano i benefici sulla massa trasportata in caso di utilizzo di ISPP. Se quindi sia l'ossigeno che l'idrogeno possono essere recuperati da depositi d'acqua sulla superficie lunare il risparmio sulle masse e sui costi di missione può essere notevole, come evidenziato nei grafici riportati in Figura 10 e Figura 11.

3 ISPP nel sistema solare

Di seguito vengono esaminati i corpi celesti del nostro sistema solare che presentano combinazioni di risorse ideali per il concetto di ISPP.

3.1 Cerere

Questo pianeta nano, situato nella fascia di asteroidi, subito dopo Marte, ha una superficie che presenta roccia simile a quella tipo-C degli asteroidi (un minerale tipico dei meteoriti con un'alta percentuale di acqua – dal 3 al 22% – ed altri materiali quali silicati, ossidi e solfuri) ma soprattutto è stato dimostrato da osservazioni tramite il telescopio Keck nel 2002 che sotto un sottile strato di regolite e roccia, dell'ordine delle centinaia di metri al massimo, si trovano 2×10^{17} metri cubici di acqua, più della quantità di acqua dolce presente sulla Terra. È ovvio il vantaggio che si potrebbe trarre dall'installazione di impianti di ISPP su questo pianeta, anche perché date le basse temperature la conservazione dell'idrogeno liquido sarebbe comunque più semplice.

È stato inoltre evidenziato che al polo nord si trova una grande quantità di idrossidi (OH) in stato gassoso, anche questi passibili di trattamento chimico.

3.2 Europa e altri satelliti di Giove

Dei 63 satelliti di Giove, Europa è il sesto per vicinanza dal pianeta; esso potrebbe essere uno dei corpi celesti più idonei del sistema solare per l'ISPP. Esso infatti ha un'atmosfera estremamente rarefatta (10^{-12} bar) costituita per la maggior

parte di ossigeno molecolare, risorsa utilissima e trattabile, nonostante la scarsa pressione.

La caratteristica di sicuro più importante però è che la superficie di Europa è costituita da ghiaccio, duro come il granito a causa delle bassissime temperature (che possono arrivare anche a 50 K). Diversi modelli sono stati fatti sulla disposizione del ghiaccio sul satellite, uno dei quali prevede uno spessore di poche centinaia di metri di ghiaccio a ricoprire uno spessore molto più grande di acqua liquida, un intero oceano. Molti sono gli studi da effettuare e le sonde da inviare nei pressi di questo corpo celeste per poterlo esaminare e sfruttare appieno, ma è evidente come di sicuro esso costituisca una risorsa eccezionale per la produzione di propellente *in situ*.

Oltre a Europa anche Ganimede e Callisto, due dei grandi satelliti di Giove, presentano acqua sulla superficie, mista però a roccia.

3.3 Titano e altri satelliti di Saturno

Titano presenta un'atmosfera più densa del nostro pianeta, con una pressione superficiale di circa 1,5 bar. Questa è composta di azoto (98.6%) e, più importante, di idrocarburi: metano ed etilene (1.6%) e tracce di idrocarburi più pesanti. Sono state fotografate infatti vere e proprie nuvole di metano sul satellite, e ciottoli di acqua ghiacciata erosi da pioggia di metano sulla sua superficie (missione Cassini-Huygens).

Tale corpo celeste inoltre è composto da roccia e ghiaccio e presenta nei crateri generati dagli impatti di asteroidi dei laghi di idrocarburi, prevalentemente metano, la cui presenza è stata confermata nel 2007. Anche Titano dunque

costituisce una risorsa eccezionale, in quanto il metano presente allo stato liquido non necessita di essere processato ed è possibile estrarre il ghiaccio con svariati processi.

Oltre Titano, anche i satelliti Giapeto, Rea ed Encelado, tutti di dimensione nettamente minore rispetto al più grande satellite di Saturno, presentano una vasta superficie di materiali adatti al trattamento, in particolare ghiaccio. Iperione invece presenta sempre ghiaccio, ma in un sottostrato di materiale scuro.

3.4 Satelliti di Urano e di Nettuno

I tre satelliti più grandi di Urano sono Umbriel, Titania e Oberon. Essi presentano caratteristiche simili tra loro. La superficie di Umbriel è formata prevalentemente da ghiaccio, mentre quella di Titania e Oberon circa per metà da ghiaccio e metà da composti organici. Questi due satelliti inoltre presentano sulla superficie dei geysers di CO₂, risorsa che potrebbe essere sfruttata sia per la generazione di energia elettrica, problema quest'ultimo di notevole importanza, sia di propellente.

Tritone infine, il satellite più grande in dimensioni di Nettuno è formato al 55% di azoto allo stato solido, per il 15-35% di ghiaccio e per il restante 10-20% di ghiaccio secco (CO₂ allo stato solido), con tracce di metano e monossido di carbonio. Anche questo corpo celeste dunque è utile per la produzione di propellente.

3.5 Altri corpi celesti

Spesso molte comete ricche di ghiaccio e metano allo stato solido passano nei pressi della Terra, altresì numerosi sono gli asteroidi che circolano nel nostro sistema solare sulla cui superficie è presente la regolite, ricca di numerosi elementi.

Tali corpi celesti, oltre che una meta, potrebbero essere una tappa intermedia. Nella progettazione di una missione potrebbe essere opportuno esaminare la presenza e la distanza dalla traiettoria di uno di questi corpi celesti, del quale si dovrebbero necessariamente conoscere i materiali disponibili; si potrebbe dunque prendere in considerazione l'eventualità di sostare su tale corpo celeste per fabbricare del propellente. Come già più volte ricordato, sarebbe così possibile partire dalla Terra con una massa iniziale minore.

È naturale che una serie di calcoli e valutazioni siano propedeutici al fine di attuare tale opzione, ad esempio potrebbe non convenire atterrare sul corpo celeste in quanto il Δv richiesto per l'atterraggio potrebbe annullare il vantaggio dovuto alla produzione di propellente *in situ*.

3.6 Spazio

È noto che lo Spazio non è completamente vuoto. Specialmente quando si è nell'orbita bassa di un pianeta si possono trovare numerosi elementi chimici, anche se molto rarefatti. Prendendo in considerazione la Terra per esempio, in un'orbita a 300 km di altitudine è possibile trovare piccole quantità di idrogeno, elio, ossigeno atomico e molecolare, azoto e argon. Si potrebbe pensare dunque di utilizzare un largo collettore conico che, similmente ad una presa d'aria, raccolga

questi elementi descrivendo la sua orbita attorno alla Terra, così facendo si potrebbero raccogliere chili di ossigeno atomico al giorno [29].

Questo discorso è valido in generale per una qualsiasi missione spaziale, ovviamente però ha le sue limitazioni: non sempre si sa che elementi si possono raccogliere, il diametro del collettore conico dovrebbe essere comunque molto grande (dell'ordine almeno della trentina di metri), e probabilmente sviluppare un simile dispositivo, insieme a tutti i componenti per produrre propellente, costerebbe non poco.

Questa alternativa tuttavia potrebbe meritare in futuro un ulteriore approfondimento.

4 Micro-tecnologia

La miniaturizzazione dei componenti di un sistema di ISPP comporta l'utilizzo di macchinari in scala molto ridotta (dell'ordine dei cm), che presentano al loro interno dei micro-canali, ovvero condotti di diametro inferiore al millimetro, attraverso i quali scorrono gli elementi da convertire. Questo tipo di tecnologia offre diversi vantaggi.

In primo luogo permette di alleggerire e ridurre le dimensioni dell'intero apparato, dal momento che tutti gli elementi dei tradizionali processi chimici vengono miniaturizzati, inclusi scambiatori di calore, reattori e separatori.

Per fare in modo che la portata di fluido si conservi rispetto ad un sistema di ISPP con tecnologia convenzionale è necessario far passare gli elementi da trasformare in un numero maggiore di micro-canali: ecco dunque che entra in gioco il concetto di parallelizzazione. La struttura a micro-canali infatti consiste di celle contenenti gruppi di micro-canali in parallelo.

L'utilizzo di più macchinari in parallelo offre due vantaggi significativi. In primo luogo un impianto di produzione di propellente *in situ* costruito con la tecnologia a micro-componenti è facilmente adattabile alle necessità mediante la replica di elementi base (micro-reattori Sabatier o RWGS per esempio): a seconda del numero di elementi base presenti nel sistema è possibile rendere la produzione di propellente tanto rapida quanto quella operata dalla tecnologia convenzionale, e anche più. Un insieme di diversi micro-componenti inoltre crea ridondanza: in

caso di rottura di un solo micro-reattore per esempio non si avrebbe la rottura dell'intero sistema, consentendo comunque alle conversioni di avvenire.

L'impilaggio di diversi micro-canali permette la costruzione di efficienti micro-reattori *multi-pass*, incrementando le prestazioni senza dover "pagare" in termini di peso o di energia.

Inoltre, un fluido che passa in micro-canali (dell'ordine delle centinaia di micron) facilita scambi di calore e trasferimenti di massa più rapidi, quindi conversioni migliori. Le forze idrodinamiche, di superficie e interfacciali inoltre sono maggiori di quelle gravitazionali in scale così ridotte, permettendo a tale tecnologia di essere ottima per uso spaziale, dove spesso si opera a gravità minore di quella della Terra (come nel caso di Marte), o anche a gravità zero, se ci si trova nello Spazio [3].

Ottimi risultati sono stati ottenuti dai numerosi test condotti sul funzionamento di prototipi di micro-reattori sviluppati per la produzione di propellente su Marte [3], qualificando la micro-tecnologia come un valido strumento per risparmiare peso ed aumentare la sicurezza di un sistema.

4.1 Micro-tecnologia per sistemi di ISPP su Marte

La maggior parte degli esperimenti sui micro-componenti per la produzione di propellenti *in situ* sono stati effettuati pensando ad una loro applicazione sul pianeta rosso. Diversi anni di studi e di ricerche hanno visto venire alla luce diversi tipi di componenti miniaturizzati: un compressore termochimico, dei reattori catalitici e un condensatore/separatore di fase.

Il compressore termochimico (Figura 12), che sfrutta il fenomeno dell'adsorbimento, è analogo al compressore descritto nel paragrafo 1.3.1. Esso si occupa di prelevare, comprimere e liquefare la CO₂ marziana. È stato sperimentalmente dimostrato che i coefficienti di trasferimento di massa sono grandi più del doppio rispetto a quelli di un compressore termochimico convenzionale [4].

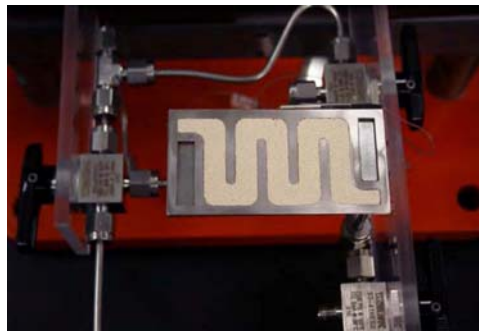


Figura 12: Compressore ad adsorbimento a micro-canali.

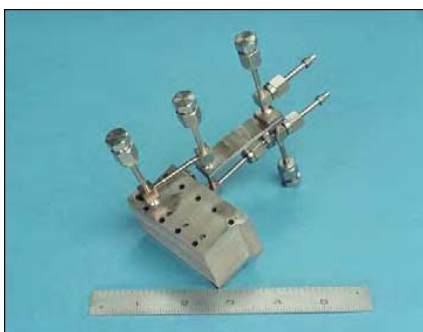


Figura 13: Micro-reattore RWGS.

un sistema di normali dimensioni, permettendo conversioni migliori. Combinando inoltre i due reattori tra loro, come spiegato nel paragrafo 1.3.3 ed illustrato in Figura 16, è possibile ridurre ulteriormente la massa dell'intero sistema.

I due reattori catalitici, il RWGS (Figura 13) e il Sabatier (Figura 14), analoghi a quelli descritti nei paragrafi 1.3.2 e 1.3.3, costruiti in miniatura permettono di avere un controllo migliore sul calore di quanto sia possibile in



Figura 14: Micro-reattore Sabatier.



Figura 15: Micro-separatore di fase.

Il separatore di fase (Figura 15), miniaturizzato anch'esso, si occupa di prelevare l'H₂O proveniente dai due reattori e di separare il vapore acqueo dall'acqua liquida.

È stato infine elaborato un modello di sistema di ISPP a micro-canali, con reattore combinato RWGS/Sabatier (Figura 16), per analizzare quali sarebbero state le dimensioni finali, il peso e le

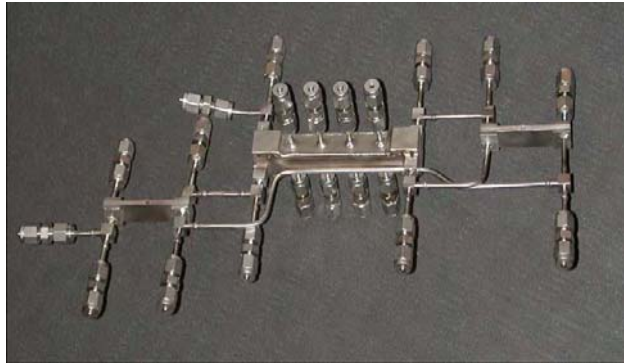


Figura 16: Reattore combinato RWGS/Sabatier.

prestazioni del singolo componente ed utilizzare tali dati per ottimizzare l'intero sistema. Lo studio ha dunque mostrato che la pressione necessaria per il

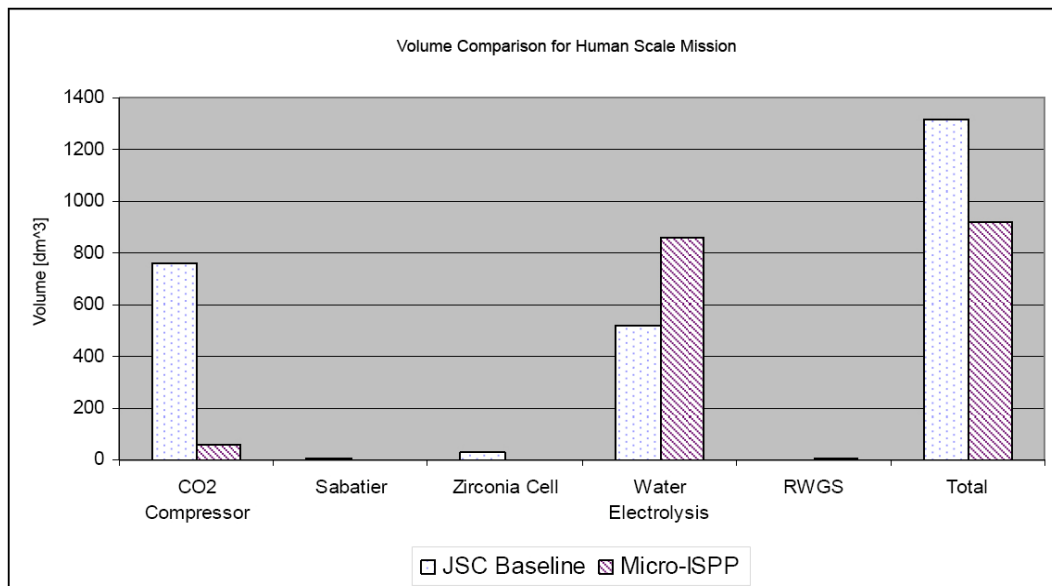


Figura 17: Comparazione dei volumi dei componenti tra un impianto standard ed uno a micro-tecnologia.

funzionamento del sistema è minore rispetto a quella necessaria con tecnologia convenzionale. In termini di volume (Figura 17) e di massa (Figura 18) il micro-sistema è considerevolmente più piccolo e leggero [4].

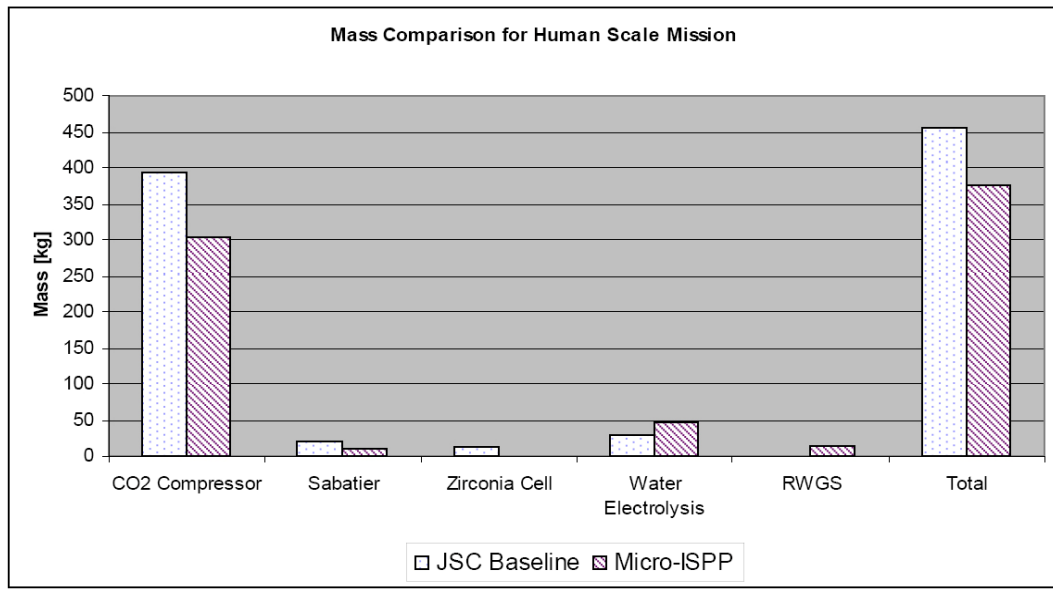


Figura 18: Comparazione delle masse dei componenti tra un impianto standard ed uno a micro-tecnologia.

5 Controllo autonomo di un impianto di ISPP

Verso la fine degli anni '50, il controllo dei veicoli spaziali e dei loro sistemi è sempre stato affidato ad un gran numero di specialisti operanti dalla Terra. Questo ha le sue radici nelle limitate prestazioni e nelle grandi dimensioni dei computer di allora. Infatti, i dati provenienti da degli appositi sensori posti sul veicolo venivano inviati a Terra ed elaborati da degli esperti, che quindi monitoravano l'integrità del sistema e inviavano comandi al vettore, direttamente o tramite gli astronauti. Nel corso degli ultimi 50 anni c'è stato un grande cambiamento, che ha visto l'avvento di computer con tecnologia molto avanzata. L'automazione ha alleviato l'onere del personale di Terra e degli astronauti, ma spesso i compiti eseguiti dai software sono ancora abbastanza rudimentali. Ciò a causa della difficoltà che si riscontra quando si cerca di sviluppare, testare e validare un software che fornisca la funzionalità desiderata. Tuttavia man mano che ci si allontana dal Sistema Solare le esigenze di controllo autonomo sono sempre più pressanti [10].

I gradi di automazione di un impianto di ISPP sono una scelta critica di questa tecnologia, in quanto generalmente il livello di autonomia di un sistema viene determinato quando lo stesso viene progettato. Nelle missioni robotiche, specialmente a grande distanza dalla Terra, è molto utile una macchina che sia in grado di effettuare da sola tutte le operazioni, e di trovare alternative o di riparare se possibile eventuali danni.

Un eventuale equipaggio umano invece deve sempre essere in grado di intervenire sulla strumentazione e di monitorare personalmente il corretto funzionamento di un impianto. Per questo sono necessari dei sistemi autonomi cosiddetti *human-centered*, ovvero progettati per interagire intelligentemente con del personale, vale a dire che il sistema riconosce l'uomo come un operatore intelligente, al quale fornire e dal quale ricevere informazioni. La comunicazione tra uomo e sistema può avvenire manualmente se l'uomo si trova nello stesso ambiente del macchinario, o in maniera remota, come nella quasi totalità delle missioni finora condotte (basti pensare a tutti i satelliti e tutte le sonde spedite fino ad oggi, comunicanti tramite segnali radar).

Per quanto riguarda le missioni robotiche, bisogna considerare che su un corpo celeste le missioni umane vengono effettuate parecchio tempo dopo una sua adeguata esplorazione: dopo aver preso conoscenza delle caratteristiche fisiche del pianeta, numerose sono le missioni robotiche ivi condotte, tra le quali di sicuro l'invio di un impianto di produzione di propellente *in situ*, ove si volesse utilizzare l'approccio ISPP. È evidente a questo punto che non si possa fare affidamento alla presenza umana per la regolazione manuale di tali impianti, per cui è necessario rendere quanto più possibile *autonomo* il sistema.

Autonomo in quanto le attrezzature devono essere in grado di operare non solo in assenza della presenza umana, ma anche nonostante guasti di componenti e degrado dovuto all'operatività. Sebbene sia sempre possibile comandare i macchinari dalle stazioni di Terra, è indiscutibile il vantaggio che deriverebbe dall'avere un controller autonomo in loco. Tale strumento può essere usato per

monitorare un impianto di ISPP per condizioni anomale, per diagnosticare guasti di componenti e fornire soluzioni di emergenza.

Il controller è pensato per operare in tempo reale: analizza costantemente lo stato del sistema di produzione apportando modifiche se necessarie per aumentarne l'efficienza, simulando eventuali danneggiamenti e ricercando la soluzione più adeguata. Questo dispositivo è in grado di risolvere la maggior parte dei problemi derivanti da guasti di componenti senza l'intervento manuale, permettendo di risparmiare sul costo di personale atto al controllo da Terra, e di evitare quindi grandi équipes umane terrestri di supporto.

Per di più il rilevamento di errori e il ripristino da Terra può essere ostacolato dai ritardi di comunicazione associati a periodi di blackout e alla distanza Terra – corpo celeste: più ci si allontana dal nostro pianeta più questo problema è rilevante.

Infine, ma non meno importante, un'altra difficoltà consiste nel predire come l'ambiente varierà durante il periodo operativo dell'impianto di produzione, problema che sarebbe del tutto aggirato da un controller autonomo, in grado di regolare i macchinari per farli funzionare sempre nelle condizioni ottimali.

Notevoli ricerche e lavori sono stati fatti dalla NASA per questo tipo di tecnologia, che può ovviamente essere sfruttata in un qualsiasi campo ingegneristico, aumentando la sicurezza di un qualsiasi apparato sul quale viene installata [10],[11].

6 Generazione di energia elettrica

Benché tale problema non faccia propriamente parte del discorso sulla produzione di propellente *in situ*, ma più sul concetto di ISRU illustrato all'inizio dell'elaborato, è utile fare un breve accenno a quella che è una colonna portante di ogni missione spaziale: la generazione di energia elettrica.

I pannelli solari sono probabilmente la soluzione più adatta: sono efficienti, modulabili e soprattutto fonte di energia pulita. Essi infatti costituiscono un enorme vantaggio nel caso in cui ci si trovi nei pressi del Sole, ma è evidente che non appena ci si allontani dalla nostra stella, in particolare nel sistema solare esterno, si vede rapidamente diminuire tale vantaggio. Da Giove in poi infatti i raggi del sole arrivano molto ridotti in potenza, consentendo di generare l'energia necessaria solo a costo di portarsi dietro larghissime superfici di pannelli solari, che sono pesanti. È chiaro dunque che una fonte di energia alternativa deve essere sfruttata per soddisfare i requisiti di una missione. Altra restrizione dovuta all'energia solare consiste nell'alternarsi del giorno e della notte. Su un pianeta infatti non si avrà una disponibilità di energia durante tutto il giorno, ma in media solo di 8 ore (si escludono infatti l'alba e il tramonto, in cui la potenza dei raggi solari è molto bassa).

Un approccio diverso ed altrettanto efficiente è l'utilizzo dell'energia nucleare, questa infatti è valida non solo per la generazione di energia elettrica, ma anche ai fini propulsivi. Il problema connesso all'utilizzo di tale risorsa è essenzialmente politico: vari gruppi ambientalisti hanno più volte espresso il loro

dissenso all'uso di fonti nucleari per eventuali problemi di impatti nell'ambiente terrestre, a prescindere da qualunque grado di sicurezza si possa adottare sui dispositivi. Se però si considerasse di utilizzare questa risorsa nello Spazio, lontano dal nostro pianeta, un eventuale guasto o persino esplosione non nuocerebbe all'uomo. Ecco dunque che se si riuscisse a superare tale difficoltà, il nucleare potrebbe essere una risorsa chiave per la generazione di energia su quei pianeti molto lontani dalla nostra stella.

Inoltre, se si venisse a conoscenza della presenza di un certo fenomeno naturale su un corpo celeste, questo si potrebbe sfruttare. Ad esempio i geysers di CO₂ di Titania e di Oberon, satelliti di Urano, potrebbero essere sfruttati per alimentare le turbine di un impianto di generazione di corrente elettrica.

Infine, obiettivo degli ultimi 50 anni di studi, la fusione nucleare. Tale tipo di energia sarebbe ovviamente la migliore, in quanto pulita e concettualmente semplice. Esperti hanno proposto a riguardo di effettuare delle missioni sui giganti gassosi per cercare di sfruttare la grande abbondanza di elio-3 nell'atmosfera, elemento chiave della ricerca sulla fusione.

Conclusioni

La produzione di propellente *in situ* è un approccio decisamente valido. Esso permette infatti di risparmiare enormemente sui pesi e i costi dei lanci da Terra, rendere le missioni spaziali in un certo senso autonome e soprattutto esso è teoricamente utilizzabile su qualsiasi corpo celeste.

Tuttavia il concetto di ISPP è relativamente recente, e come tale, non si è ancora effettivamente dimostrata la sua validità, in quanto non è stato ancora portato su un corpo celeste un impianto di produzione di propellente, nonostante numerosi siano gli esperimenti condotti a Terra. Esperti hanno espresso dubbi mettendo in discussione il concetto, affermando che nessuna valutazione ha prodotto una dichiarazione inequivocabile dei benefici derivanti dal procedere in una determinata direzione (Stancati, German, Jacobs, Niehoff, 1997), cioè non è stato dimostrato che l'utilizzo dell'ISPP sia conveniente in termini di pesi e di costi in maniera assoluta, ma solo in relazione ad alcune tipologie di missione.

È ovvio oltretutto che si debba procedere per gradi, partendo con l'applicazione di tale approccio sui corpi celesti a noi più vicini, come la Luna e Marte, per poi allontanarsi sempre di più, arrivando idealmente ad effettuare persino viaggi intergalattici.

Gli studi inoltre hanno mostrato come sia vantaggioso avere già sul luogo un impianto di produzione montato e operante, che sia robusto ed efficiente, in modo tale da trovare già del propellente pronto una volta giunti sul corpo celeste di destinazione.

Lo svantaggio di tale strategia risiede nel fatto che è necessaria una conoscenza approfondita del pianeta di destinazione, un'accurata valutazione dei costi e dei tempi di percorrenza delle diverse traiettorie possibili, una totale padronanza delle reazioni chimiche e dei processi necessari ad ottenere il propellente desiderato, ed infine un elevato grado di autonomia.

Bisogna infine prendere in considerazione il problema dell'energia da fornire agli impianti, scegliendo di volta in volta la risorsa adeguata a tale scopo.

Bibliografia

- [1] **Shafirovich, E.; Varma, A.** – “Metal-CO₂ Propulsion for Mars Missions: Current Status and Opportunities” – *Journal of Propulsion and Power*, vol. 24, n° 3, pp. 385-394 – **2008**.
- [2] **Holladay, J.D.; Brooks, K.P.; Humble, P.; Hu, J.; Simon, T.M.** – “Compact Reverse Water-Gas-Shift Reactor for Extraterrestrial In Situ Resource Utilization” – *Journal of Propulsion and Power*, vol. 24, n° 3, pp. 578-582 – **2008**.
- [3] **Holladay, J.D.; Brooks, K.P.; Wegeng, R.; Hu, J.; Sanders, J.; Baird, S.** – “Microreactor Development for Martian In Situ Propellant Production” – *Catalysis Today*, n° 120, pp. 35-44 – **2006**.
- [4] **Brooks K.P.; Rassat S.D.; TeGrotenhuis, W.E.** – “Development of a Microchannel *In Situ* Propellant Production System” – PNNL-15456, Pacific Northwest National Laboratory – **2005**.
- [5] **Sridhar, K.R.; Iacomini, C.S.; Finn J.E.** – “Combined H₂O/CO₂ Solid Oxide Electrolysis for Mars In Situ Resource Utilisation” – *Journal of Propulsion and Power*, vol. 20, n° 5, pp. 892-901 – **2004**.
- [6] **TeGrotenhuis, W.E.; Wegeng, R.S.; Vanderwiell, D.P.; Whyatt, G.A.; Viswanathan, V.V.; Schielke, K.P.; Sanders, G.B; Peters, T.A.** – “The Moon and the Future of NASA” – *Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 40th, Reno* – AIAA Paper 2002-0994 – **2002**.

- [7] **Landis, G.A.; Linne, D.L.** – “Mars Rocket Vehicle Using In Situ Propellants” – *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 38, n° 5, pp.730-735 – **2001**.
- [8] **Siegfried, W.H; Santa, J.E.** – “Use of Propellant from the Moon in Human Exploration & Development of Space” – *Acta Astronautica*, vol. 47, nn° 2-9, pp. 365-375 – **2000**.
- [9] **TeGrotenhuis, W.E.; Wegeng, R.S.; Vanderwiel, D.P.; Whyatt, G.A.; Viswanathan, V.V.; Schielke, K.P.; Sanders, G.B; Peters, T.A.** – “Microreactor System Design for NASA In Situ Propellant Production Plant on Mars” – *AICHE 2000 Spring National Meeting, Atlanta* – **2000**.
- [10] **Gross, A.R.; Sridhar, K.R.; Larson, W.E.; Clancy, D.J.; Pecheur, C.; Briggs, G.A.** – “Information Technology and Control Needs for In-Situ Resource Utilization” – *International Astronautical Congress, 50th, Amsterdam* – **1999**.
- [11] **Clancy, D.J.; Larson, W.E.; Pecheur, C.; Engrand, P.; Goodrich, C.** – “Autonomous Control of an In-Situ Propellant Production Plant” – *reperito sul sito dell’Université Catholique de Louvain (Belgio)* – **1999**.
- [12] **Thunissen, D.; Rapp, D.; Voorhees, C.; Dawson, S.; Guernsey, C.** – “A 2007 Mars Sample Return Mission Utilizing In-Situ Propellant Production” – *Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 37th, Reno* – AIAA Paper 1999-0851 – **1999**.
- [13] **Groshin, S.; Higgins, A.J.; Lee, J.H.S.** – “Powdered Magnesium-Carbon Dioxide Propulsion Concepts for Mars Missions” – *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 35th, Los Angeles* – AIAA Paper 1999-2408 – **1999**.

- [14] **Wickman, J.H.** – “In-Situ Mars Rocket and Jet Engines Burning Carbon Dioxide” – *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 35th, Los Angeles* – AIAA Paper 1999-2409 – **1999**.
- [15] **Green, S.T.; Deffenbaugh, D.M.; Miller, M.A.** – “A Comparison of Five ISPP Systems for a Mars Sample Return Mission” – *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 35th, Los Angeles* – AIAA Paper 1999-2410 – **1999**.
- [16] **Stancati, M.L.; Friedlander, A.L.; Jacobs, M.K.; Rauwolf, G.A.** – “A Cost and Infrastructure-Based Analysis of Lunar and Phobos Propellant Production to Support Nuclear Propulsion for Human Exploration Missions” – *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 35th, Los Angeles* – AIAA Paper 1999-2544 – **1999**.
- [17] **Dorais, G.A.; Bonasso, R.P.; Kortenkamp, D.; Pell, B.; Schreckenghost, D.** – “Adjustable Autonomy for Human-Centered Autonomous Systems” – *Proceedings of the 6th International Joint Conference on Artificial Intelligence (IJCAI), Workshop on Adjustable Autonomy Systems* – **1999**.
- [18] **Mueller, P.J.; Plachta, D.W.; Peters, T.; Whitehead, J.C.** – “Subscale Precursor to a Human Mars Mission Using In Situ Propellant Production” – *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 34th, Cleveland* – AIAA Paper 1998-3301 – **1998**.
- [19] **Grover, M.R.; Bruckner, A.P.** – “Water Vapor Extraction From the Martian Atmosphere by Adsorption in Molecular Sieves” – *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 34th, Cleveland* – AIAA Paper 1998-3302 – **1998**.
- [20] **Zubrin, R.; Kito, T.; Franke, B.** – “Report on the Construction and Operation of a Mars *in situ* Propellant Production Unit Utilizing the Reverse

Water Gas Shift” – *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 34th, Cleveland* – AIAA Paper 1998-3303 – **1998**.

- [21] **Stancati, M.L.; German, D.J.; Jacobs, M.K.; Niehoff, J.C.** – “Mars In Situ Propellant Production: Needs and Technologies” – *reperito sul sito del Lunar and Planetary Institute* – **1997**.
- [22] **Rapp, D.; Karlmann, P.B.; Clark, D.L.; Carr, C.M.** – “Adsorption Compressor for Acquisition and Compression of Atmospheric CO₂ on Mars” – *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 33rd, Seattle* – AIAA Paper 1997-2763 – **1997**.
- [23] **Leifer, S.D.; Frisbee, R.H.; Brophy, J.R.** – “The NASA Advanced Propulsion Concepts Program at the Jet Propulsion Laboratory” – *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 33rd, Seattle* – AIAA Paper 1997-2792 – **1997**.
- [24] **Zubrin, R.** – “The Case for Mars” – *Touchstone Edition* – **1996**.
- [25] **Sullivan, T.A.; Linne, D.L.; Bryant, L.; Kennedy, K.** – “In-Situ-Produced Methane and Methane/Carbon Monoxide Mixtures for Return Propulsion from Mars” – *Journal of Propulsion and Power*, vol. 11, n° 5, pp. 1056-1062 – **1995**.
- [26] **Hepp, A.F.; Linne, D.L.; Landis, G.A.; Wadell, M.F.; Colvin, J.E.** – “Production and Use of Metals and Oxygen for Lunar Propulsion” – *Journal of Propulsion and Power*, vol. 10, n° 6, pp. 834-840 – **1994**.
- [27] **Clark, B.C.** – “Mission and Transportation Applications of In-Situ Propellant Production in the Mars System” – *reperito sul sito dell’Università dell’Arizona (Stati Uniti)* – **1993**.

- [28] **Landis, G.A.; Linne, D.L.** – “Acetylene Fuel from Atmospheric CO₂ on Mars” – *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 29, n° 2, pp. 294-296 – **1991**.
- [29] **Ramohalli, K.; Dowler, W.; French, J.; Ash, R.** – “Some Aspects of Space Propulsion with Extraterrestrial Resources” – *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 24, n° 3, pp.236-244 – **1987**.