

Prof. LUIGI BROGLIO

## Il programma spaziale italiano

ESTRATTO DA «IL PEGASO» N. 110,  
BOLLETTINO BIMESTRALE DELLA  
SCUOLA DI GUERRA AEREA



Anno 1962

## IL PROGRAMMA SPAZIALE ITALIANO

---

*Il Prof. Luigi Broglio ha tenuto nell'Aula Magna della Scuola di Guerra Aerea un'importante conferenza sul contributo dell'Italia alla ricerca spaziale. Ne riportiamo il testo integrale registrato, assieme alle illustrazioni gentilmente messeci a disposizione dall'oratore.*

Lo sviluppo tecnologico ha avuto una importanza grandissima nel volo spaziale, che è incominciato non, come pensavano gli antichi, mettendo un uomo su di un veicolo, ma lanciando un veicolo strumentato guidato con i sistemi di guida e di controllo sviluppati per i missili, e trasmettendo a terra i dati raccolti dalla strumentazione che viaggiava nel cosmo.

Grazie allo sviluppo propulsivo e allo sviluppo elettronico, assieme ai principi fondamentali del volo spaziale, si è arrivati, con il lancio del 1° Sputnik nell'Ottobre del '57 al cosiddetto terzo periodo dell'era spaziale che attualmente stiamo vivendo. In questi 4 anni e mezzo sono stati ottenuti dei grandi risultati. Dal punto di vista scientifico, per esempio, sono state scoperte le fasce di Van Allen, che pure erano state in qualche modo intuite da alcuni teorici prima della loro scoperta effettiva. E' stata fotografata la faccia invisibile della luna, e così via. Dal punto di vista pratico sono stati messi in orbita satelliti di carattere meteorologico che consentono di prevedere le condizioni del tempo e satelliti, per quanto ancora in fase spe-

rimentale, per le telecomunicazioni i quali faciliteranno il collegamento fra i continenti.

Dal punto di vista direttamente militare sono stati messi in orbita satelliti che hanno la possibilità di ricognizione, satelliti di avvistamento che possono dare il punto ai veicoli che portano il deterrente i quali hanno bisogno di un riferimento preciso per poter agire in caso di necessità, con la dovuta precisione.

Tuttavia questi risultati pure molto importanti che sono stati ottenuti in un tempo così breve, rappresentano soltanto un inizio. Per dare un'idea molto grossolana, ma forse sufficiente, di quanto ancora bisogna fare, basti pensare che i veicoli spaziali che noi attualmente adoperiamo sono veicoli che hanno una propulsione continua e quindi possono essere guidati nella loro prima fase di uscita dalla atmosfera terrestre, ma non sono guidati e propulsi in modo continuo nè durante la fase di volo lontano dalla terra, nè durante la fase di rientro nell'atmosfera terrestre.

E' chiaro quindi che noi potremo dire risolto il problema aerospaziale quando potremo disporre di veicoli che potranno essere propulsi, e perciò anche guidati, durante tutte le fasi del loro volo, non soltanto durante la prima sola fase, ma anche durante le altre due fasi; durante il volo lontano dalla terra e durante il rientro nella atmosfera terrestre. Questo problema è ancora lontano da essere risolto: si tratta, così almeno a me sembra, di un problema di propulsione al quale il futuro dell'astronautica è collegato essenzialmente.

Probabilmente tale problema non potrà essere risolto che passando a sistemi di propulsione avanzata, come la propulsione nucleare e la propulsione elettrica. Per sintetizzare in una forma un poco grossolana questi semplici concetti si può dire che l'astronave del futuro sarà probabilmente dotata di tre sistemi di propulsione: un razzo chimico, un razzo nucleare e un razzo a propulsione elettrica. Il razzo a propulsione chimica sarà adoperato nella fase di uscita e di rientro dall'atmosfera, cioè quando l'astronave si trova vicino alla terra e dentro l'atmosfera terrestre. Il razzo a propulsione nucleare verrà usato quando l'astronave si trova fuori dell'atmosfera terrestre ma ancora ab-

bastanza vicino alla terra per risentire fortemente della gravità terrestre. Il razzo a propulsione elettrica verrà usato nelle zone in cui l'astronave è abbastanza lontana dalla terra per non risentire in modo apprezzabile degli effetti della gravità terrestre.

Questi chiarimenti hanno lo scopo di fornire un piccolissimo quadro riassuntivo di quello che è il problema spaziale in questo momento. Relativamente al progresso spaziale italiano, intorno cioè al contributo che il nostro paese ha dato e spera di poter dare, vorrei dire anzitutto che fino alla fine del 1959 la ricerca spaziale era seguita in Italia da vari gruppi di ricercatori che agivano isolatamente. Tuttavia questa loro attività ha contribuito a risolvere alcuni problemi di base collegati con il volo spaziale. In quel periodo di tempo, nel 1959, si è manifestato un movimento di opinioni fra gli studiosi e gli scienziati, i quali prospettavano l'opportunità di agire in senso collettivo in questo campo. Così, sotto la spinta dell'opinione di questi uomini di studio, verso la fine del 1959, presso l'ente di ricerca più importante che esista in Italia, cioè il CNR, venne costituita una commissione per le ricerche spaziali. Ebbe così inizio il primo lavoro organizzato, un lavoro cioè che rendeva il nostro paese partecipe alla ricerca spaziale, non più attraverso piccoli gruppi isolati, ma attraverso un programma di carattere nazionale.

Questa commissione venne subito fortemente appoggiata dalle forze armate e in particolare dall'A.M. attraverso il Comitato razzi e missili e venne stipulata una convenzione fra la Commissione di ricerche spaziali e il Comitato razzi e missili stesso per un primo programma. Venne stabilito un primo stanziamento che ebbe inizio nel Luglio del '60. Da allora quindi è incominciato questo lavoro organizzato. Praticamente quello che è stato fatto e quello che si vuol fare, si può, per ragioni di esposizione, dividere in due parti: i programmi passati, cioè i programmi che vanno dal Luglio del '60 fino ad oggi e i programmi futuri.

Quando si parla di programmi passati non si intende parlare di programmi realizzati, bensì di programmi per i quali le difficoltà di carattere scientifico, tecnico e organiz-

zativo, siano già state sostanzialmente superate. Si tratta di problemi che continuano ancora a porsi, ma in un certo senso come normali ricerche ed esperienze, senza il carattere dell'eccezionalità.

Per semplificare l'esposizione riferirò su tre argomenti distinti. Il primo argomento è il programma di razzi sonda di alta quota per l'esplorazione della ionosfera. Il secondo riguarda le ricerche teoriche connesse ai problemi del volo spaziale, mentre il terzo è relativo ai laboratori che anche qui, con uno sforzo concorde degli enti universitari e dell'Aeronautica, sono stati realizzati per potenziare le ricerche svolte con i veicoli spaziali.

#### *I razzi sonda*

Il primo argomento è questo: si tratta del programma di razzi sonda. La possibilità di esplorare l'atmosfera mediante normali palloni termina intorno ai 60-70 Km. D'altra parte i satelliti artificiali messi in orbita dai russi e dagli americani hanno permesso qualche esplorazione della atmosfera a quote superiori ai 50 Km. Rimane quindi una zona tra i 70-80 Km. e 250-300 Km. intorno alla quale si hanno pochissimi dati. D'altra parte questa zona è molto importante dal punto di vista pratico perchè è proprio la zona nella quale deve avvenire il rientro in atmosfera di un qualunque veicolo spaziale.

Questo intervallo di quote tra i 70 e i 250-300 Km. è quindi il regno del razzo sonda. Il razzo sonda ha anche il vantaggio di dare dei risultati sperimentali che si riferiscono pressochè contemporaneamente alle condizioni dell'atmosfera secondo una sezione all'incirca verticale, cosa che il satellite non può fare. La tecnica usata per queste ricerche è quella delle nubi di sodio. Si tratta di far lanciare dal razzo sonda una nube che viene ottenuta facendo bruciare della «termite». In questo modo si vaporizza il sodio metallico e si ottiene una emissione continua di sodio metallico atomizzato. La nube contiene anche delle piccole quantità di litio che è però emesso in modo discontinuo,

ad intervalli. Si ha così l'emissione di una nube di sodio continua dentro la quale ci sono delle piccole nubi di litio.

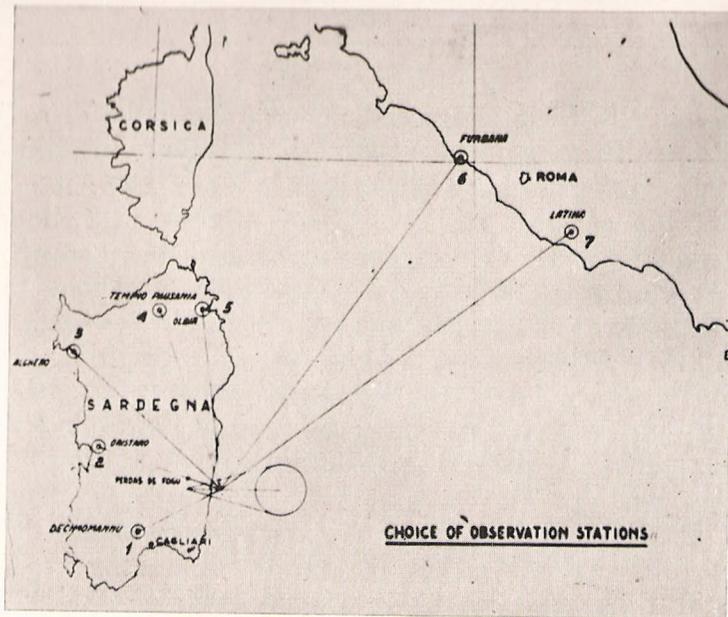
Naturalmente la nube si espande e si sposta; lo spostamento è collegato con la distribuzione dei venti nella ionosfera; l'espansione e la deformazione della nube è invece collegata con la legge della densità: naturalmente più si va in alto e più l'espansione, a parità di altre condizioni, è grande perchè la densità è minore. La forma di espansione del sodio è pressochè cilindrica, il tipo di espansione del litio è invece pressochè sferico. La nube al sodio serve per lo studio dei venti, le nubi al litio servono per lo studio della densità.

Per lo studio di questi problemi furono scelte delle stazioni (fig. 1) e le misure vennero ottenute attraverso fotografie della nube (fig. 2). Si tratta essenzialmente di sette stazioni delle quali cinque stabilite in Sardegna ad una distanza ottimale di circa 100 Km. Due stazioni invece sono state collocate sul continente per avere la possibilità di fotografare in condizioni di luce diverse da quelle della Sardegna.

I lanci sono stati divisi in tre serie; una prima serie in Gennaio, una seconda in Aprile e una terza in Settembre. L'unico lancio del Gennaio ha avuto lo scopo fondamentale di vedere se tutta l'organizzazione, e in particolare le stazioni di rilevamento, funzionava; se la sensibilità delle pellicole era quella adatta, ecc.

Tenuto presente che soltanto nel Luglio del 1960 si sono avuti i primi stanziamenti (le difficoltà di carattere burocratico hanno allungato un po' i tempi) e che il primo lancio è avvenuto nel Gennaio 1961, ci si rende conto che per questo lancio siamo partiti completamente da zero. Fra l'altro è stato necessario costruire una piccola base, diversa da quella militare, a distanza da essa di 15 Km. Tutto questo è stato fatto in sei mesi.

Per questo primo lancio si pensò di adoperare un razzo di caratteristiche non molto brillanti, il Nike-Cajun, ma di funzionamento molto sicuro (fig. 3). La traiettoria prevista per questo Nike-Cajun ha costituito un problema importante per ragioni di sicurezza, perchè bisogna sgombrare il mare



IL PROGRAMMA SPAZIALE ITALIANO

Fig. 1 - La base di lancio e le sette stazioni di osservazione.

Fig. 2 - Una stazione di rilevamento provvista di quattro camere fotografiche.

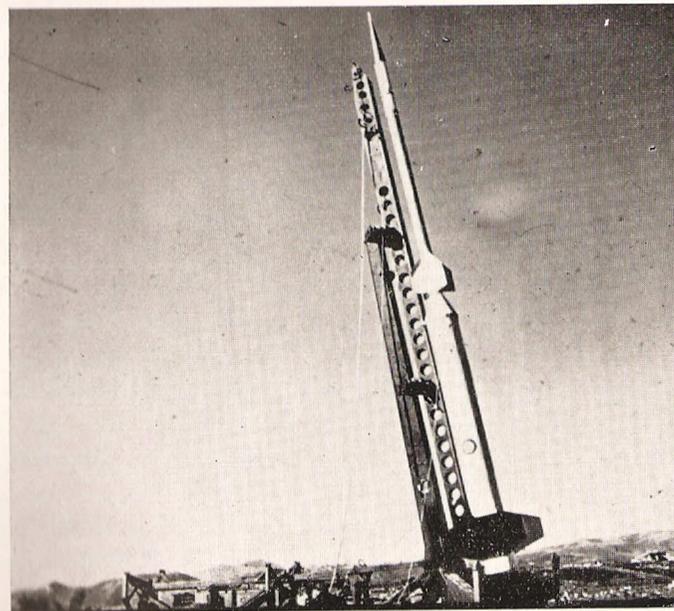
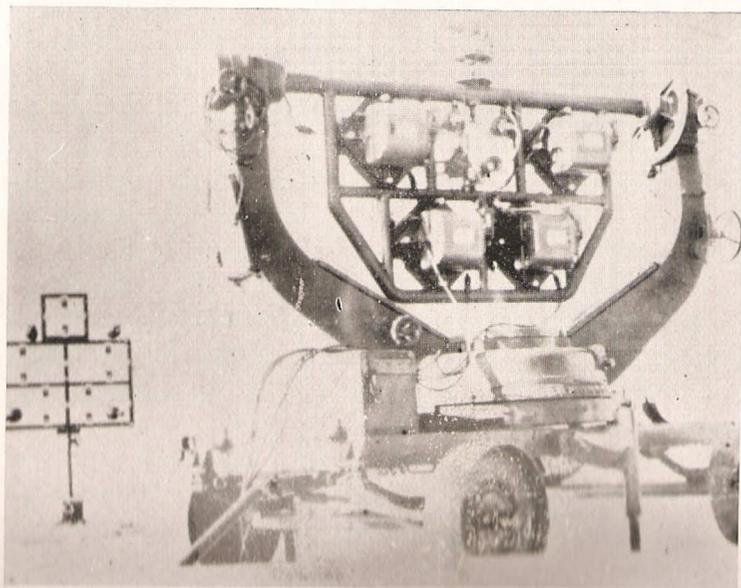
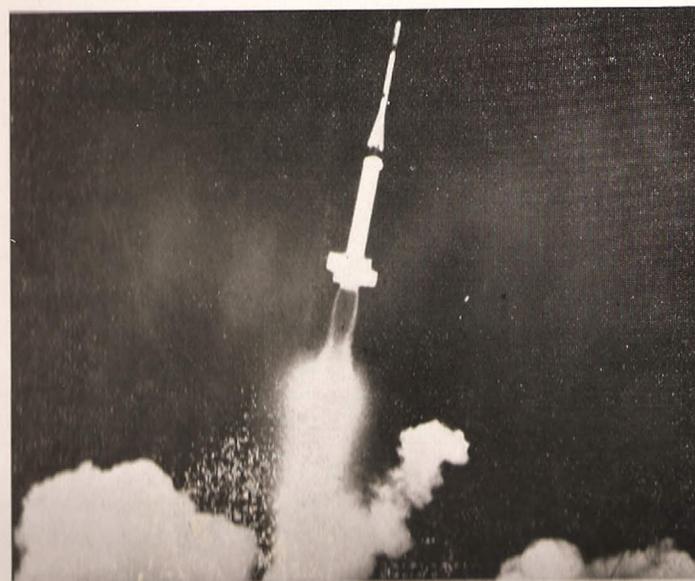


Fig. 3 - Il Nike-Cajun sulla rampa di lancio.

Fig. 4 - Il Nike-Asp, una combinazione di caratteristiche più elevate rispetto al Nike-Cajun, impiegata per i lanci di Aprile e di Settembre.



di fronte al poligono. Dal confronto con la traiettoria reale (e la traiettoria viene calcolata secondo le caratteristiche aerodinamiche di stabilità del razzo nelle nostre gallerie aerodinamiche del Centro Aerospaziale dell'Urbe) si è constatato che il risultato è stato molto soddisfacente. Questi calcoli sono stati eseguiti non solo per ottenere la traiettoria, ma anche per stabilire la correzione che occorre dare al lanciatore per neutralizzare la deviazione dovuta al vento, che è un effetto notevolissimo: si tratta di 80-100 Km. di spostamento del punto di impatto per un vento dell'ordine di 8-10 metri al secondo, un vento cioè molto modesto a terra.

Per i lanci dell'Aprile e per quelli del Settembre abbiamo adoperato un razzo di caratteristiche più elevate rispetto al missile adoperato per il primo esperimento: si è trattato di una combinazione Nike-Asp. Il *booster* del Nike e il secondo stadio dell'Asp (fig. 4). Questo razzo presenta caratteristiche più elevate, ma è meno sicuro. I 3 lanci tuttavia hanno conseguito pieno successo.

Dalla NASA mi scrissero che questi esperimenti hanno segnato una data memoranda nel settore delle esperienze nell'alta atmosfera. La ragione è questa: per la prima volta si è riusciti ad ottenere contemporaneamente due cose. Abbiamo cioè compiuto tre lanci consecutivi (noi effettuiamo un lancio la sera del 19 Aprile, un lancio la mattina del 20 e un altro la sera dello stesso giorno). I lanci con questa tecnica vennero effettuati alla sera e al tramonto perchè è necessario che il sole illumini la nube di sodio ma non vada a sbattere sopra le stazioni di rilevamento e quindi ci sono pochi minuti disponibili, 7-8 al massimo, in vicinanza del tramonto o dell'alba. Per la prima volta dunque si è potuto studiare la fluttuazione delle condizioni dell'atmosfera dovute all'irraggiamento solare.

Il secondo obiettivo raggiunto è il seguente: d'accordo con la NASA, mentre noi lanciavamo dalla Sardegna, gli Americani facevano dei lanci analoghi dalla base di Wool-Stanley in Virginia, anche loro col ritmo sera-mattina-sera. E' stato, quindi, il primo tentativo riuscito di effettuare dei lanci contemporaneamente per avere i primi dati sulla struttura globale dell'atmosfera attraverso delle prove rea-

lizzate contemporaneamente circa allo stesso parallelo, ma alla distanza di molte migliaia di Km. La traiettoria del Nike-Asp è calcolata, come ho detto, attraverso gli studi fatti nei nostri laboratori del Centro Aerospaziale dell'Urbe e anche qui abbiamo trovato una perfetta corrispondenza fra lo studio teorico e la realtà. Devo dire anche che i *booster* che dovevano ricadere sulla terra (il secondo stadio cade in mare) sono stati trovati in una zona di poche decine di metri; questo dimostra che le correzioni contro la deviazione dovuta al vento vennero operate giustamente.

Calcolando gli spostamenti, le amplificazioni e l'espansione della nube di sodio (figg.5, 6 e 7) si possono avere nel primo caso dei dati sui venti e nel secondo dei dati sulla densità. Noi abbiamo fatto esperimenti con buoni risultati fino a circa 210-220 Km di quota (figg. 8, 9 e 10). Le diapositive danno un'idea di come si presentino i fotogrammi e di come sia possibile ricavare dei dati molto precisi, perchè si tratta di fenomeni assai vistosi. Un altro problema che dovevamo risolvere era quello di ricavare i dati di cui noi avevamo bisogno, vale a dire i dati relativi ai venti corrispondenti a questi spostamenti e i dati relativi alla densità che praticamente si ottengono tenendo conto che il coefficiente di diffusione è praticamente proporzionale alla densità fotografica della lastra.

Il problema non è semplice: si tratta infatti di ricostruire la forma della nube. Ora siccome la nube non è un corpo solido con degli spigoli, il problema è di trovare i punti omologhi dei vari fotogrammi, cioè i punti dei fotogrammi che corrispondono allo stesso punto reale della nube.

Gli americani adoperano un sistema molto perfezionato, ma anche molto costoso, che consiste praticamente in una specie di planetario dove riproiettano i fotogrammi cercando per tentativi questi punti omologhi. Noi invece abbiamo elaborato un metodo analitico che praticamente non costa niente e con il quale abbiamo operato questi calcoli molto rapidamente. Si tratta di operazioni che qualche volta richiedono mesi e anche anni di lavoro. Con grande sorpresa dei nostri amici americani, ho avuto il piacere di presentare qui a Firenze alla riunione del COSPER (l'organo



Fig. 5 - Un esperimento compiuto in Settembre. Si noti nella parte più bassa della nube di sodio, l'effetto di uno « sciar », cioè di una variazione violenta della direzione del vento

Fig. 6 - Qui lo spostamento dovuto al vento che agisce a bassa quota è molto accentuato. Si noti l'espansione della zona superiore dovuta alla diminuzione dei valori della densità

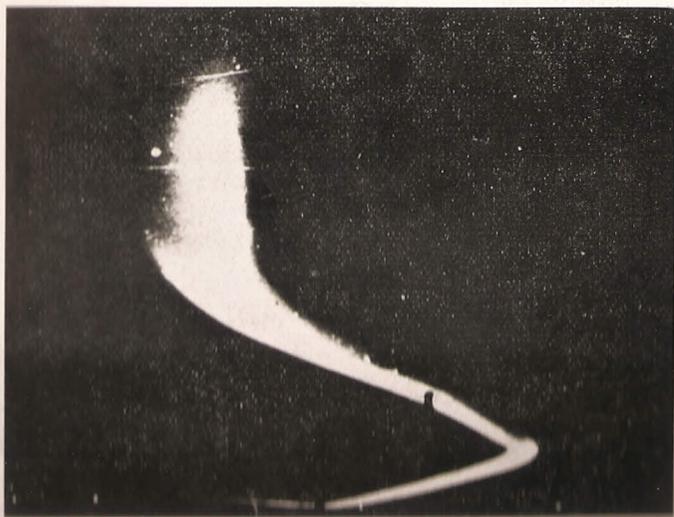


Fig. 7 - Una fase prossima alla traiettoria massima —

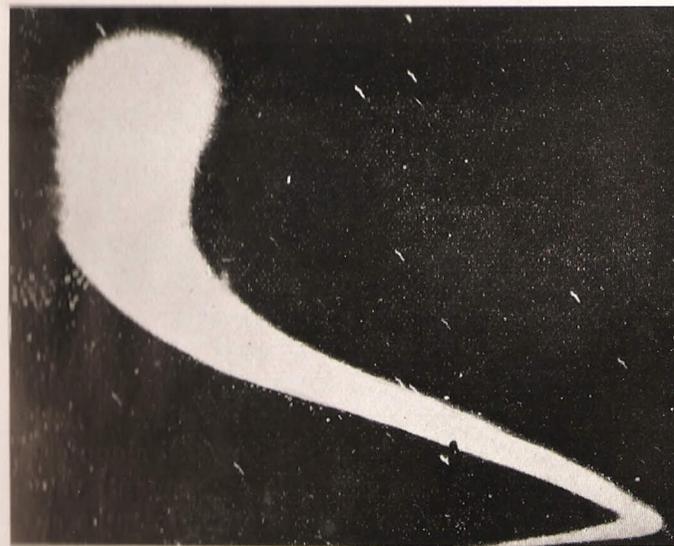


Fig. 8 - La forma della nube è, in questo caso, molto semplice: in genere le forme sono molto complesse per effetto degli « sciar » e della turbolenza.

Fig. 9 - La nube di sodio presenta qui una forma alquanto diversa; il razzo sta già discendendo verso terra. Fig. 10 - la stessa nube ripresa a distanza di tempo.



scientifico del settore spaziale delle Nazioni Unite) i risultati del primo lancio a distanza di soli tre mesi: e questo nonostante molte difficoltà dovute al fatto che per la prima volta ci impegnavamo in queste prove.

Il nostro metodo si presenta molto rapido ed efficace nel senso che la precisione è abbastanza alta. Abbiamo ottenuto dei dati con errori dell'ordine di un metro su cento Km. di quota: il che, per questo tipo di esperimenti, è più che sufficiente. Grazie a questo procedimento, che richiede soltanto un calcolatore elettronico, abbiamo rilevato dati estremamente interessanti. Si suppone che i venti siano essenzialmente orizzontali, si trascurano le componenti verticali e quindi si proietta, in un certo istante, la nube su un piano orizzontale. Per esempio si riproduce la posizione della nube in due istanti diversi, mentre con una linea dritta si indica la traiettoria del razzo in tutti gli istanti: l'andamento del razzo infatti è piuttosto stabile (fig. 11). Gli istanti sono segnati con dei numeri sulla linea dritta, mentre la linea curva rappresenta l'andamento dell'asse della nube in due istanti diversi (linea piena e linea tratteggiata).

La rappresentazione più conveniente per quanto riguarda i venti è quella polare: (fig. 12) ogni vettore rappresenta con la sua lunghezza l'intensità del vento e con la direzione la direzione del vento. Passando dai 90 Km. ai 100, poi ai 105-110 Km. il vettore velocità mantiene una lunghezza pressapoco costante di 10 metri al secondo (260 Km all'ora di velocità del vento: vento quindi abbastanza notevole). Ma ci sono delle inversioni violentissime quasi di 180 gradi: nella zona tra gli 85 e i 105 Km. si hanno 5 o 6 violente inversioni, dopo di che i cambiamenti sono meno radicali.

Esiste quindi una dinamica dell'atmosfera complicatissima che è del più grande interesse dal punto di vista scientifico e anche dal punto di vista pratico, non tanto per i satelliti quanto per i veicoli del tipo X-15.

Dal diagramma comparativo (fig. 13) che confronta l'andamento dei venti in due tramonti su un piano meridiano, si rileva che a bassa quota esistono violentissime inversioni, delle direzioni dei venti (casciare molto forti); ol-

tre questo c'è anche un fenomeno imponente di turbolenza, di vorticosità. In ascisse sono rappresentate le velocità (velocità massima circa 100 m. al secondo) e in ordinate ci sono le quote. Il razzo del 12 Gennaio è arrivato ad una quota più bassa perchè era un Cajun, quello dell'Aprile è giunto più alto perchè era un Nike-Asp.

L'effetto dell'irraggiamento solare è certamente grandissimo.

Comunque la causa di queste variazioni del vento atmosferico è attualmente sotto studio, non essendo infatti ancora bene conosciuta. Un altro dato che abbiamo studiato attraverso alcuni procedimenti di misura piuttosto complessa è la « densità ». Nel diagramma riportato (fig. 14) in ascisse ci sono le quote, in ordinate le densità. La linea tratteggiata è l'aria tipo, e la linea piena è quella che noi abbiamo ricavata dai nostri dati. Per le alte quote, c'è una grandissima differenza fra la densità dell'aria tipo e la densità che noi abbiamo ricavata e questo è pienamente d'accordo con i risultati ottenuti con i satelliti russi. A quota più alta, cioè, la densità non diminuisce con la legge di tipo esponenziale, ma diminuisce con una regressione più lenta; alle alte quote la densità è sette, otto, dieci volte più grande di quella che è prevista dall'aria tipo. Quindi la resistenza che è opposta dall'atmosfera al moto di un satellite artificiale è molto più alta, dieci volte più alta di quella che si potrebbe prevedere semplicemente considerando i dati che vanno fino ai 70-80-100 Km. di quota, i dati cioè ottenuti con i mezzi più elementari.

#### *Le ricerche di carattere teorico*

Per quanto attiene alle ricerche di carattere teorico che stiamo sviluppando posso dire che esse sono condotte da numerosi gruppi di ingegneri e di fisici. In particolare citerò il gruppo di Firenze che si occupa di problemi di astrofisica ed è diretto dal Prof. Righini, Direttore dell'osservatorio di Arcetri; il gruppo che si occupa di problemi relativi alle microonde ed anche di problemi ionosferici che è diretto dal Prof. Carrara; i gruppi di fisici che si occupano di particelle di alta energia dei raggi cosmici che sono

essenzialmente tre: il gruppo di Roma con il Prof. Amaldi; il gruppo di Bologna con il Prof. Puppi; il gruppo di Torino con il Prof. Castagnoli; inoltre: il gruppo che si occupa di problemi di comunicazioni diretto dal Prof. Boella di Torino; il gruppo che si occupa di propulsione che è collegato al Prof. Casci a Roma, il gruppo di biologi che lavora con il Prof. Margaria a Milano e il Gruppo di geofisici che è diretto dal Professore Giorgi. Queste ricerche teoriche e questi lavori sperimentali che hanno portato alla realizzazione di alcune strumentazioni da collocare sui satelliti sono molto complesse e molto vaste e io non posso naturalmente riassumerle qui.

Mi accontenterò di fare un accenno invece al lavoro svolto dal gruppo di studiosi che dipende da me direttamente alla scuola di Ingegneria Aerospaziale di Roma. Il lavoro teorico che noi abbiamo svolto riguarda essenzialmente il problema del « rientro », di un'astronave nell'atmosfera. Il problema del rientro è grave perchè noi non possiamo disporre allo stato attuale della tecnica di un sistema propulsivo, che in questo caso sarebbe frenante, quando l'astronave rientra nell'atmosfera, ma siamo costretti a frenare il veicolo con l'atmosfera stessa. Questo è il problema di fondo che è stato risolto dagli americani prima di arrivare al trionfale risultato del Col. Glenn. Quali sono le difficoltà del rientro? Esse constano in questa circostanza: quando attraverso una piccola diminuzione di velocità il satellite viene spostato dalla sua orbita in una traiettoria che interseca l'atmosfera e quindi, per effetto del frenamento atmosferico, esso tende a scendere verso terra, la manovra è estremamente critica perchè l'esistenza stessa dell'astronave e dell'astronauta è minacciata da due pericoli: quello del grande riscaldamento dovuto all'attrito dell'aria e quello della forte decelerazione che l'astronauta può subire.

A questi due problemi si aggiunge quello della guida. Il pilota deve non soltanto far sì che l'astronave non si bruci, non soltanto fare in modo di non essere ucciso dalla decelerazione eccessiva, ma deve anche operare in modo che il suo veicolo vada ad atterrare più o meno in un certo punto della Terra, dove possa essere recuperato. Ora, per quanto riguarda il calore e la decelerazione, se l'astronave

rientra con una traiettoria troppo orizzontale, essa impiega troppo tempo a rientrare, la sua traiettoria è troppo lunga nel tempo, e questo provoca un riscaldamento eccessivo e praticamente accade che, non ostante le protezioni termiche che si possono studiare, il veicolo si comporta come una meteora, cioè sublima. Se viceversa la traiettoria del rientro è troppo verticale, allora la decelerazione è troppo forte e supera i limiti fisiologici di resistenza del pilota e ne mette quindi in pericolo la vita.

Ora per rientrare in modo sicuro, a parte il problema della precisione del rientro, e soltanto per evitare un disastro, bisogna che l'astronauta infili un corridoio che non sia troppo orizzontale, nè troppo verticale. Questo corridoio angolare è molto ristretto: è dell'ordine di  $3^\circ - 3,5^\circ$ , se la velocità di rientro è quella orbitale, cioè se si rientra, come hanno fatto Glenn, Titov e Gagarin, da un'orbita intorno alla Terra. Se poi si dovesse rientrare da una missione, dalla Luna per esempio, allora l'ampiezza di questo valore è ancora diminuita a circa  $2^\circ$ .

Questo ci fa capire l'estrema difficoltà del problema. D'altra parte a questi due si aggiungono i problemi della precisione. Se si considerano diverse combinazioni si vede il grande vantaggio di usare il berillio. Attraverso uno studio tecnologico che ha permesso di superare le notevoli difficoltà di lavorazione e la tossicità, il berillio è ora diventato un elemento fondamentale per le protezioni termiche a mezzo di «pozzo di calore», assorbendo cioè il calore nella struttura. Il berillio infatti ha un alto coefficiente di conducibilità termica e un calore specifico tale da permettergli di immagazzinare in una piccola massa una grande quantità di calore.

Un diverso sistema di protezione termica della capsula che rientra, si ottiene attraverso un sistema di ablazione, cioè attraverso uno scudo protettivo, in genere di *tecron* o di resine che sublimano. Il problema fondamentale è di stabilire il peso di rivestimento ablante di *tecron* che è necessario lasciar sublimare per poter riportare sano e salvo a terra il pilota.

Per quanto riguarda i problemi della precisione del rientro nel diagramma riprodotto (fig. 15) in ascisse è ri-

portata la quota, in ordinate gli angoli della traiettoria. Praticamente il parametro è  $L/D$ , cioè il rapporto portanza-resistenza. Si ammette cioè che il veicolo abbia una certa dose di manovrabilità, cioè possa avere una certa portanza, per esempio perchè la forma della capsula non è simmetrica e può avere una certa incidenza sulla velocità; disponendo di questo si vede se è possibile non superare una certa decelerazione, che in questo caso è fissata in dieci volte la accelerazione di gravità (si ammette cioè che il pilota possa sopportare dieci g). Orbene si vede che è possibile raggiungere le stesse condizioni, cioè 10 g, partendo da angoli iniziali molto diversi che vanno da 0,008 a 0,12 radianti vale a dire circa  $4^\circ$ . Questo significa che anche con piccoli valori della portanza,  $L/D = 0,1 - 0,2$  ecc., è possibile ampliare il corridoio di rientro di circa  $4^\circ$ , il che naturalmente è moltissimo. Ovviamente però la dissimmetria della capsula fa aumentare il peso del sistema: c'è quindi un inconveniente. Questi problemi riguardanti la precisione e la manovrabilità, che sono di estrema importanza, sia per corpi balistici, cioè senza portanza, sia per corpi con veleggiatori, sono allo studio presso il gruppo dei miei collaboratori alla Scuola di Ingegneria Aerospaziale di Roma.

### *Gli impianti sperimentali*

La figura 16 mostra gli impianti sperimentali, ancora da ultimare, che sono stati realizzati presso l'aeroporto dell'Urbe in cooperazione tra l'A.M. Italiana e la Scuola di Ingegneria Aerospaziale di Roma. Questi impianti comprendono tre gruppi di laboratori.

Il primo gruppo è costituito da laboratori di carattere aerodinamico: sono gallerie ipersoniche e supersoniche. Si tratta di un gruppo di impianti molto moderno: infatti noi possiamo qui raggiungere 12 volte la velocità del suono, con una enorme flessibilità del numero di Reynolds, perchè possiamo andare da 100 atm. a circa 1/1000 di atmosfera.

Per dare un'idea dell'interesse di questo impianto, basti pensare che gli impianti europei più moderni, inglesi,

francesi, tedeschi, arrivano al massimo a 6-6,5 Mach. Questo numero di Mach, 12, è molto importante per lo studio dei razzi vettori, ma non è abbastanza alto per studiare i problemi del rientro delle capsule dei veicoli spaziali; infatti la velocità di rientro è intorno ai Mach 20. Questi impianti funzionano già da vari mesi e abbiamo ottenuto dei risultati di un certo interesse.

Un secondo impianto permette invece di arrivare a un numero di Mach intorno a 20. I precedenti impianti possono funzionare con continuità per circa 2 minuti. L'impianto ora detto permette di arrivare a Mach 20, a temperature di ristagno dell'ordine di  $10.000^\circ \text{K}$  e a pressione dell'ordine di 3000 atm. Si ottiene questo praticamente con una scarica di condensatori la quale riscalda e fa aumentare la pressione di un gas contenuto in una camera provvista di un diaframma. Il diaframma si rompe e questo gas caldissimo e ad altissima pressione si espande attraverso un condotto e per qualche millisecondo fornisce un flusso stazionario che permette, con strumentazione adatta, di ricavare i dati che interessano. Ritengo che questo impianto potrà essere di grande importanza per lo sviluppo dei veicoli spaziali a velocità prossima a quella di rientro.

Un terzo impianto, (fig. 17) è un simulatore spaziale. Si tratta di un grande ambiente nel quale si può fare un vuoto quasi completo ( $10^{-8}$  mm Hg) e simulare tutte le altre condizioni del volo spaziale: temperatura di circa  $70^\circ \text{K}$  (circa  $200^\circ \text{C}$  sotto lo zero) e radiazione a spettro solare completo tra limiti abbastanza ampi sia dalla parte dell'infrarosso, sia da quella dell'ultravioletto.

I satelliti che noi possiamo provare qui sono del diametro di 2,80 m. Gli studi che si possono fare sono: lo studio dell'effetto del vuoto sulla strumentazione (per esempio lo studio della evaporazione dei metalli); lo studio dell'equilibrio termico, cioè della bilancia di temperatura quando il satellite è nella zona d'ombra o nella zona illuminata dal sole e gli effetti di questa bilancia di temperatura sul comportamento degli strumenti di misura.

Le gallerie a Mach 20 sono state già completamente costruite e sono attualmente in fase di montaggio al centro dell'Urbe. Il simulatore spaziale è viceversa in costruzione

e ci è stato promesso che ci sarà consegnato il prossimo giugno. Ritengo che riusciremo a montarlo entro giugno o luglio; esso sarà l'unico esistente in Europa e penso che sarà un mezzo molto importante per lo studio della strumentazione dei satelliti che eventualmente lanceremo.

*I programmi futuri*

Per quanto riguarda i programmi futuri ci proponiamo, attraverso la collaborazione che attualmente è in trattative con la NASA, di arrivare a lanciare un satellite del peso di circa 100 Kg destinato a esperimenti scientifici, secondo un'orbita equatoriale. L'orbita equatoriale, da un punto di vista scientifico, ma non soltanto scientifico, è molto importante. Essa non è mai stata realizzata, nè dai Russi nè dagli Americani, per ragioni di carattere logistico.

Gli Americani e i Russi hanno basi su terra che non permettono dei lanci equatoriali. Gli esperimenti che abbiamo intenzione di realizzare e per i quali abbiamo costruito la strumentazione che attualmente stiamo provando a terra, sono essenzialmente delle misure che si riferiscono alla composizione dell'atmosfera ad alta quota e soprattutto vogliamo vedere qual'è l'effetto della longitudine sopra l'andamento della densità, della temperatura, della composizione stessa, ecc.

Inoltre la misura fondamentale che noi vogliamo ottenere (per questo abbiamo realizzato uno strumento che ha un carattere di originalità e non è un semplice accelerometro) è quella della forza totale non gravitazionale che agisce sul satellite. Il concetto è molto semplice: si tratta in sostanza di avere non uno ma due satelliti, uno molto pesante che contiene tutta la strumentazione, e uno sottilissimo esterno al precedente. E' chiaro che, in orbita, il satellite interno si muove soltanto sotto l'influenza della gravità, poichè non subisce alcuna azione superficiale; invece il satellite esterno subisce l'azione della gravità e la azione superficiale, in particolare la resistenza dell'aria.

I due satelliti, uno dentro l'altro, hanno una tendenza al movimento relativo che è impedito e misurato da un si-

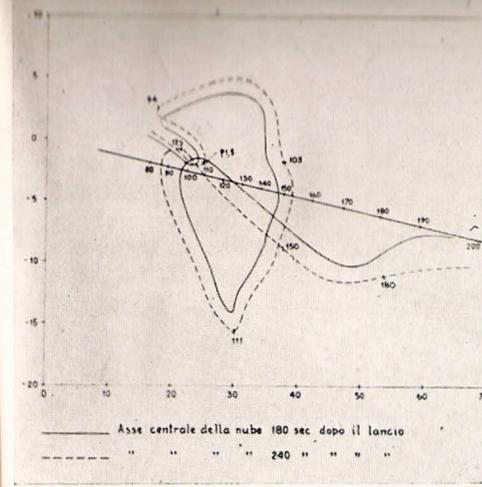


Fig. 11 - La posizione della nube è riprodotta in due istanti diversi, mentre la linea dritta indica la traiettoria del razzo in tutti gli istanti. Fig. 12 - Rappresentazione polare dei venti: ogni vettore rappresenta nella lunghezza la intensità del vento, nella direzione la direzione del vento. La rilevazione si riferisce al lancio del 12 Gennaio. Fig. 13 - Diagramma comparativo che mette a confronto su un piano meridiano l'andamento dei venti registrati al tramonto del 19 Aprile 1961. Fig. 14 - Diagramma relativo alla rilevazione della densità delle alte quote; la densità non diminuisce con la legge di tipo esponenziale ma con una regressione più lenta, cosicchè essa risulta dalle sette alle dieci volte più grande di quella che è prevista dall'aria tipo.

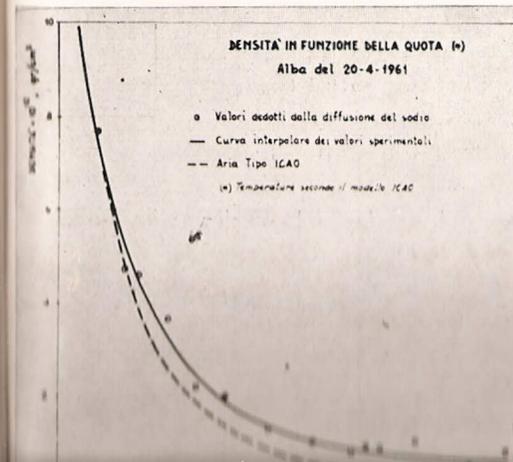
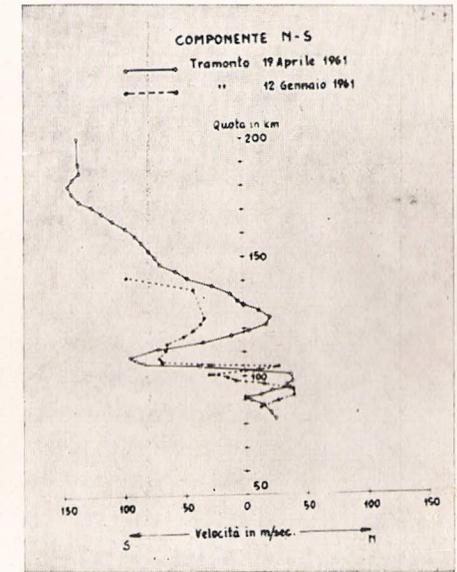
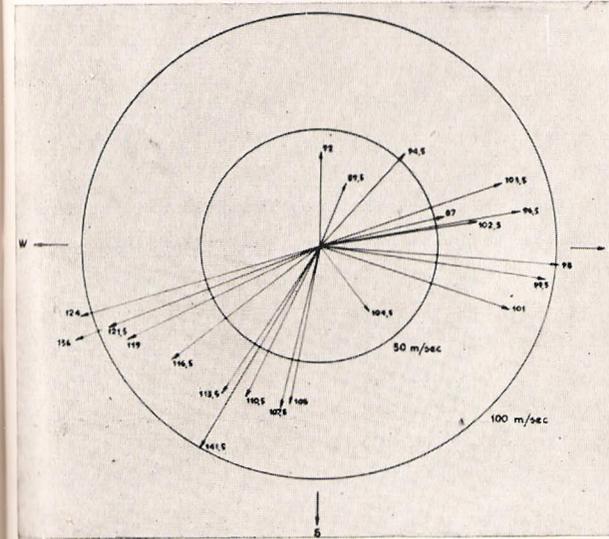
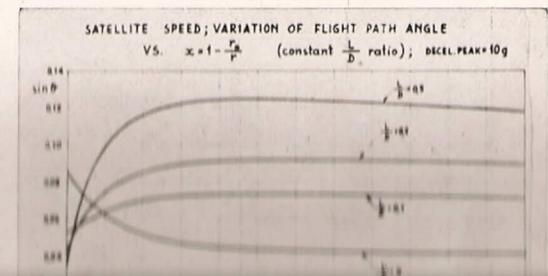


Fig. 15 - Diagramma relativo al problema della precisione del rientro.



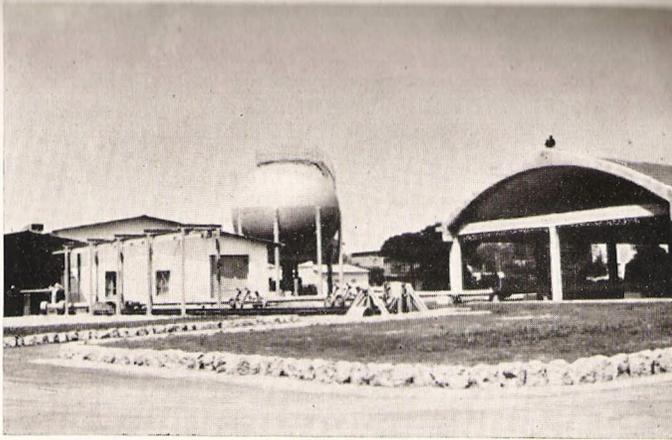


Fig. 16 - Veduta parziale degli impianti sperimentali realizzati presso l'aeroporto dell'Urbe in cooperazione tra l'A. M. italiana e la Scuola di Ingegneria Aerospaziale di Roma.

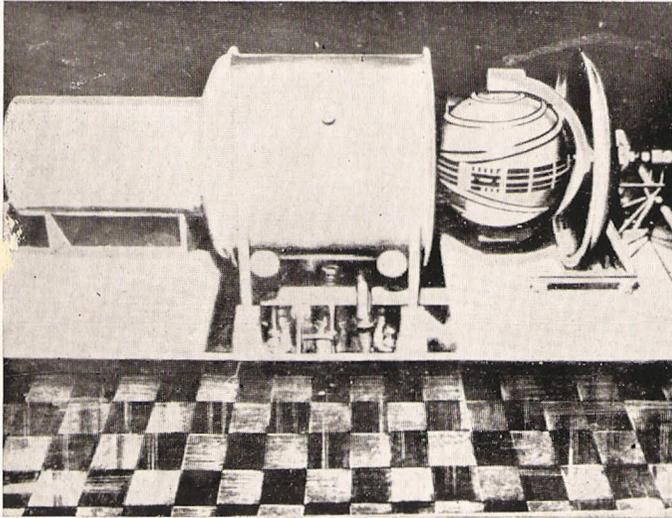


Fig. 17 - Il simulatore spaziale.

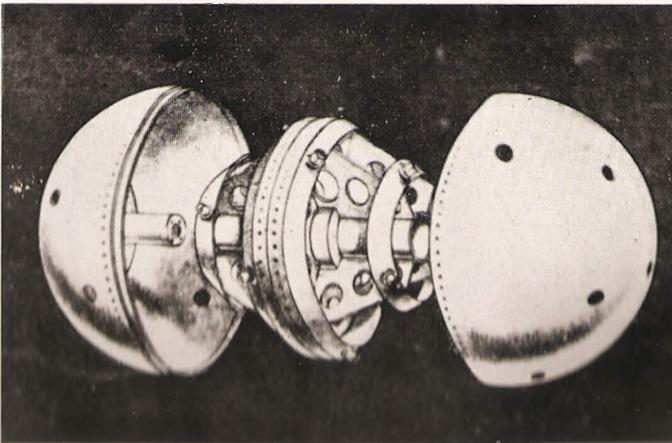


Fig. 18 - Progetto di satellite italiano che dovrà essere situato in un'orbita equatoriale.

stema di collegamento contenente dei trasduttori ad alta sensibilità. La forza non gravitazionale che noi dobbiamo misurare è dell'ordine di 1/10 di grammo a 300 Km. di quota e di circa 3 grammi a 100 Km; si tratta quindi di misurare forze che non potrebbero essere misurate con l'accelerometro; infatti se si confrontano queste forze col peso del satellite risulta evidente che nessun accelerometro è in grado di fornire queste indicazioni.

Verranno inoltre compiuti altri esperimenti di carattere integrativo. Questo tipo di esperimenti permette anche, attraverso un *tracking* del satellite, di ricavare dei dati geodetici poichè, essendo possibile, in questo modo, epurare la forza totale che agisce sul satellite da quella che non è gravitazionale, se l'azione gravitazionale ha delle anomalie (per esempio se l'accelerazione di gravità varia lungo l'equatore) è possibile determinare tali anomalie: il satellite è quindi anche un satellite geodetico.

Il satellite è formato da un tubo centrale a canocchiale, dove la parte interna è collegata alla sfera sottile, il satellite esterno (fig. 18). L'altra parte è collegata alla parte interna la quale porta tre grossi ripiani sui quali sono montati i vari strumenti. Siccome dalla misura della forza intendiamo ricavare la densità, dobbiamo riconoscere i coefficienti di resistenza e quindi è molto importante per questo esperimento avere una forma perfettamente sferica o per lo meno perfettamente simmetrica. Questa misura di densità è anch'essa un poco nuova nel senso che tutte le misure di densità che sono state ottenute con satelliti, sono misure di media: in pratica si misurava la variazione dell'orbita per effetto della densità dell'aria. Si tratta di una misura che corrisponde al valore medio della densità dell'atmosfera lungo l'orbita del satellite. Viceversa noi forniamo il valore della forza locale totale e quindi della densità in quel punto.

Per trasmettere i dati naturalmente occorre un *telemetry* e per non guastare la simmetria della sfera abbiamo adottato un'antenna a spirale la quale trasmette a 135 Mhertz, che è la frequenza del sistema Minitrack.

La collaborazione della NASA a questo progetto è fondamentale se non altro perchè per ricevere i dati abbiamo

bisogno delle stazioni Minitrack che sono stazioni sparse in tutto il mondo e appartengono alla NASA.

Il razzo che noi pensiamo di adoperare è un razzo americano *Scout* (quattro stadi, propellente solido, guida inerziale) (fig. 19) che ha questa capacità di messa in orbita; non adoperiamo un razzo di produzione nazionale non perchè preferiamo razzi americani, ma perchè non sarebbe possibile con la somma messa a disposizione dalla commissione e con il tempo entro il quale noi vorremmo realizzare questo esperimento, sviluppare e mettere a punto un razzo di produzione nazionale.

La parte più importante di questo programma e, in un certo senso, la più originale dal punto di vista tecnico, è la base di lancio. Uno dei problemi più gravi per l'Europa, e in particolare per l'Italia, per il lancio dei satelliti è quello delle basi di lancio, perchè l'Europa è fortemente popolata ed ha molta terra e poco mare e questa è una condizione svantaggiosa perchè la legge internazionale vigente è quella che sul mare si può sparare quanto si vuole, purchè si avverta, mentre sulla terra non lo si può fare. Il problema perciò è di avere grandi estensioni di mare possibilmente verso Est per poter sfruttare la rotazione terrestre, tanto che in certi progetti di cooperazione europea si è pensato addirittura di portare la base di lancio a Woomera, in Australia; ma per arrivare a Woomera ci vogliono sei mesi solo per il trasporto.

Per risolvere questo problema si è pensato, ed è la parte più costosa del nostro programma, alla costruzione di piattaforme mobili, che sono sostanzialmente una modifica di piattaforme usate per la ricerca degli idrocarburi in mare aperto e che sono costruite da alcune industrie nazionali specializzate (fig. 20). La modifica di queste piattaforme è stata studiata da un gruppo di lavoro che dipende da me direttamente alla Scuola di Ingegneria Aerospaziale di Roma e che è costituito da una trentina di ingegneri, dei quali una decina sono ufficiali effettivi tecnici del Genio Aeronautico e gli altri sono assistenti o professori della Scuola stessa. Le piattaforme funzionano in questo modo: vengono trainate (non hanno la possibilità di muoversi per conto proprio) nel punto di lancio e poi vengono

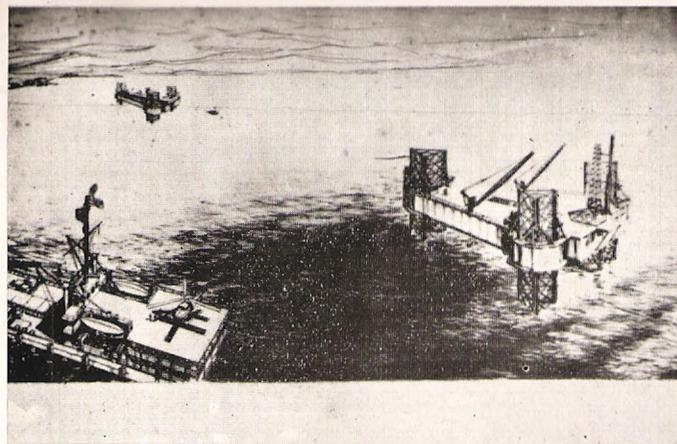


Fig. 20 - Le due piattaforme mobili che saranno costruite per il lancio in mare aperto del satellite equatoriale. La *S. Marco I*, sarà usata per il lancio; la *S. Marco II* porterà la strumentazione per le rilevazioni del volo. Accanto la nave appoggio.

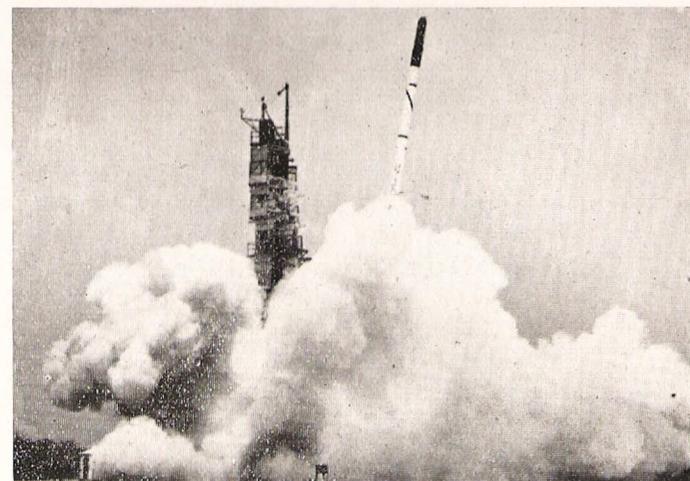


Fig. 19 - Il razzo americano *Scout* che sarà impiegato per la messa in orbita del satellite italiano.



Fig. 21 - La traiettoria e le orbite previste per il lancio del satellite equatoriale italiano.



Il quarto satellite meteorologico americano « Tiros »

*Alcuni tecnici di Cape Canaveral sistemano il satellite meteorologico « Tiros IV » sul razzo vettore a tre stadi « Thor Delta » che lo ha messo in orbita l'8 febbraio 1962. Il « Tiros IV » è quasi identico ai satelliti che lo hanno preceduto: pesa Kg 129,27 ed è a forma di tamburo (106,7 cm di diametro e 48,3 di altezza). Le immagini televisive riprese e trasmesse da questo satellite sono state definite eccellenti dai meteorologi americani*

fissate al fondo dell'oceano mediante delle lunghe gambe retrattili. Questa soluzione presenta notevoli vantaggi, prima di tutto perchè risolve il problema non solo italiano ma anche europeo della base di lancio, cioè di trovare un punto dove ci siano 5 o 6.000 Km. di mare aperto possibilmente verso Est.

In secondo luogo questa soluzione permette anche una grande indipendenza nella direzione del lancio, cosicchè si possono fare lanci per esempio polari, che sono di notevole importanza per tutti i problemi collegati col campo magnetico terrestre, per lo studio di tutti i fenomeni che sono influenzati dal campo magnetico terrestre (per esempio le particelle cosmiche che «sgocciano», come si dice, dalle aperture delle fasce di Van Allen presso i poli), oppure lanci equatoriali che hanno molta importanza dal punto di vista scientifico per quanto riguarda tutte le questioni che hanno una simmetria nell'equatore terrestre o anche lanci di altra natura nei quali si richieda una grande precisione.

Infatti il lancio equatoriale ha un parametro in meno perchè la rotazione terrestre non entra più in conto: per esempio il lancio verso Venere o verso Marte è molto facilitato se il lancio è equatoriale. Queste piattaforme presentano infine il vantaggio di risolvere in modo economico il problema della stabilizzazione, nel senso cioè che non si richiedono i difficili e costosi metodi di stabilizzazione in uso sulle navi. Naturalmente c'è l'inconveniente che bisogna andare su fondali non troppo alti, sulla cinquantina di metri. Tuttavia esistono nel mondo numerosi punti (noi abbiamo fatta una inchiesta abbastanza completa), nei quali la profondità non supera i 50 m, si è fuori dalle acque territoriali dei paesi costieri e nello stesso tempo si ha la possibilità di avere una grande zona di mare aperto di fronte e di poter ottenere una traiettoria comunque inclinata e quindi corrispondente a qualunque esigenza (per esempio per le telecomunicazioni le esigenze sono diverse da quelle scientifiche).

Noi abbiamo considerato molte zone possibili di lancio: una di queste si trova nell'Oceano Indiano (fig. 21), il lancio in questo caso non sarebbe esattamente equatoriale

ma sarebbe un grado a Sud dell'equatore e allora le traiettorie non sarebbero esattamente coincidenti, ma avrebbero una certa oscillazione.

Le due piattaforme saranno messe a disposizione, dopo che avremo effettuato il nostro lancio, di tutti i paesi che saranno interessati alla collaborazione scientifica in campo spaziale, cosicchè noi ci auguriamo che questa tecnica di lancio serva non soltanto per permettere al nostro paese di raggiungere un certo risultato scientifico, ma anche per migliorare le condizioni della cooperazione fra tutti gli scienziati e fra tutti i paesi.

LUIGI BROGLIO