

Gli elaboratori elettronici nel controllo dei voli spaziali (*)

R. PENNACCHI

Ricevuto il 19 Febbraio 1963

RIASSUNTO. — Viene esposta l'organizzazione dei centri di calcolo digitale utilizzati per il controllo dei voli orbitali, in particolare il Goddard Space Center ed il Bermuda Center.

È anche indicato lo schema di calcolo per la determinazione del piano di volo e dei parametri orbitali.

SUMMARY. — The Author exposes the organization of the digital calculation centres utilized for the control of orbital flights, with special regard to the Goddard Space Center and the Bermuda Center.

The calculation scheme, for the determination of the flight plan and of the orbital parameters, is also shown.

1. PREMESSA.

Il problema della realizzazione dei voli spaziali è, forse, la battaglia più estesa nella quale la scienza si sia mai impegnata, nella sua continua sfida all'universo.

Si può dire che tutti i campi della conoscenza vi partecipino con pari importanza: dalla fisica all'ingegneria, dalla biologia all'astronomia, dalla logica alle scienze di organizzazione industriale, alla cibernetica, alle matematiche più elevate.

Ed al centro di questo immenso panorama sta l'uomo, con la sua fragilità fisica, ma sorretto dalle forze formidabili del suo ingegno e della sua volontà.

Ma proprio per la vastità dei problemi che intervengono nella realizzazione dei voli spaziali, mai si sarebbe potuti passare dalla fase degli

(*) Nota presentata al 2° Congresso Internazionale Tecnico Scientifico dello Spazio. Roma, 19-23 Giugno 1962.

studi tecnici ad una effettiva attuazione se l'uomo non avesse avuto al suo servizio non soltanto i mezzi più progrediti per l'esecuzione della parte più materiale dei lavori occorrenti, ma anche quegli esecutori veloci ed infallibili dei lavori più concettuali, che sono i sistemi elettronici per la elaborazione e lo smistamento dei dati.

Non è nostra intenzione trattare qui, in forma teorica, quali siano le tecniche impiegate ed i punti nei quali interviene l'elaboratore elettronico in una organizzazione per lo studio, la progettazione ed il lancio di un veicolo spaziale; vorremmo invece descrivere alcuni esempi di applicazioni concrete che, in questo campo, sono state determinanti nella realizzazione di imprese che hanno stupito il mondo, quali il progetto Mercury il progetto Echo, il progetto Titan, etc.

Il concetto generale di elaboratore elettronico è ormai troppo familiare perché sia necessario ricordare qui, quali siano i suoi fondamenti logici, le sue unità componenti, il suo modo di operare.

Ma per questa specifica applicazione, i mezzi che vengono richiesti alla tecnologia sono di natura affatto particolare: in questo campo quelle soluzioni che, nei sistemi elettronici destinati alle normali applicazioni commerciali o scientifiche, possono apparire come troppo complesse o addirittura avveniristiche, risultano attuali ed indispensabili.

In questo campo, si richiedono sistemi capaci di svolgere le loro funzioni non più limitando le loro elaborazioni a dati provenienti da rilevazioni ed esperienze passate, ma devono essere in grado di operare su un fenomeno fisico che è in atto, e di cui il sistema deve effettuare un costante controllo, anticipando e prevedendone gli sviluppi futuri ed offrendo la possibilità di intervenire nel fenomeno stesso prima ancora che esso sia giunto alla sua conclusione.

È questa la situazione tipica che si presenta nel controllo di un veicolo orbitante intorno alla terra: compito questo tanto più drammatico quando il veicolo trasporti esseri umani.

2. LE FASI DI UNA MISSIONE SPAZIALE.

Per meglio chiarire quali siano i compiti svolti da un sistema elettronico per l'elaborazione dei dati, nel controllo di un volo spaziale, riepiloghiamo qui brevemente le diverse fasi, nel tempo, di un tal genere di missione, prendendo a modello quanto è stato realizzato negli Stati Uniti per il progetto Mercury:

a) *Pre-lancio*. — Comprende un periodo di circa 4 settimane precedenti la partenza del veicolo, ed è dedicato a tutte le operazioni di controllo. Durante questa fase, vengono eseguite tutte le prove necessarie ad ottenere la certezza intorno al perfetto funzionamento di tutti gli elementi e di tutti i componenti della base di lancio, del veicolo e, principalmente, delle apparecchiature di comunicazione e di calcolo che costituiscono il sistema nervoso della intera impresa.

b) *Lancio*. — Va dall'istante di accensione dei reattori fino al momento in cui si può stabilire se il veicolo si sia inserito o no nella orbita prefissata.

Nel caso del progetto Mercury, dopo il periodo di getto attivo, un sistema elettronico IBM tipo 7090 era in grado di fornire al centro di controllo Mercury di Cape Canaveral una risposta circa la alternativa *go - no go*.

La decisione di Cape Canaveral di continuare o interrompere la missione doveva segnare la fine della fase di lancio.

c) *Interruzione*. — In termini di possibilità, una interruzione della fase di lancio inizia con la segnalazione da parte del sistema elaborante, di una qualche anomalia di carattere cinematico o dinamico e si conclude con un tempestivo azionamento dei retrorazzi.

Naturalmente, possono essere prese decisioni di interruzione a vari livelli: durante l'inizio o alla fine del lancio, secondo il funzionamento dei vari stadi.

In questa fase, il compito principale del calcolatore elettronico è quello di prevedere il tempo ed il punto di impatto in base alle nuove condizioni che si sono verificate.

d) *Orbita*. — Inizia dall'accertamento che il veicolo è entrato in un'orbita accettabile e dura finché non vengono messi in azione i retrorazzi. In questa fase il calcolatore determina le variabili cinematiche del veicolo, le confronta con le analoghe variabili pre-calcolate, determina il probabile punto e tempo di impatto.

e) *Rientro*. — Comprende il tempo che va dall'istante di attivazione dei retrorazzi di frenata fino all'atterraggio (o ammaraggio) della cabina spaziale. Durante tutta la fase il calcolatore definisce la posizione attuale del veicolo e calcola, approssimandolo continuamente, il punto di impatto.

f) *Recupero*. — Questa fase si estende dall'atterraggio del veicolo fino a che l'astronauta (o, in generale, il carico trasportato) non sono stati recuperati.

3. L'ELABORAZIONE DEI DATI NEL PROGETTO MERCURY.

Nel quadro generale dell'organizzazione del progetto Mercury, culminato, com'è noto, con il volo orbitale del Maggiore Glenn, furono affidati alla IBM i compiti inerenti l'elaborazione dei dati, compiti che si precisavano nei punti seguenti:

— sviluppo di un metodo di simulazione per le prove dell'intero sistema e per l'addestramento del personale;

— sviluppo di un sistema automatico per il controllo di efficienza durante il « count down » nella fase di pre-lancio;

— sviluppo e costruzione di speciali apparecchiature da calcolo per la raccolta, l'organizzazione, la trasmissione e l'esposizione in tempo reale dei dati di posizione rilevati dagli apparati sensibili (radars, teodoliti) costituenti la cintura di avvistamento;

— impiego di un sistema integrato per la elaborazione in tempo reale dei dati di rilevamento del satellite durante le fasi di orbita e di rientro;

— trasmissione dei dati ai centri di raccolta per il calcolo delle orbite intorno alla terra, per il loro aggiornamento istantaneo e per la rappresentazione in tempo reale.

L'intero sistema era costituito da una cintura di avvistamento comprendente radars e teodoliti installati in varie basi distribuite intorno alla terra, da un sistema di trasmissione digitale ad alta velocità per convogliare i dati rilevati ai centri di elaborazione, da un sistema di elaborazione costituito da 7090 IBM e 709 IBM installati presso tre centri:

- Mercury Control Center in Cape Canaveral
- Goddard Center in Beltsville
- Bermude Center

Completava il sistema un insieme di apparecchiature per la rappresentazione in tempo reale, destinato a esporre con continuità, in forma grafica e numerica, le risultanze dell'intera missione agli ufficiali della NASA, agli scienziati ed ai tecnici.

Durante tutta la durata della missione, i centri di rilevazione, i centri di controllo ed i centri di elaborazione e calcolo, scambiavano fra loro informazioni, dati e risultati di elaborazioni attraverso quattro linee di trasmissione ad alta velocità (1000 bits al secondo) con messaggi standard di 408 bits, alla cadenza di ogni mezzo secondo durante il lancio, di

ogni 6 secondi durante la fase orbitale e di ogni 3 secondi durante il rientro.

Due sistemi tipo 7090 IBM, installati presso il Goddard Center, costituivano il centro principale di calcolo e di smistamento dei dati.

Questa enorme massa di informazioni poteva essere elaborata in tempo reale dai due sistemi, grazie alla loro elevatissima velocità operativa, di cui può darsi un'ordine di grandezza considerando che il tempo impiegato per effettuare una somma (con addendi di 10 cifre) è di 218 centesimi di milionesimo di secondo.

4. RILEVAZIONE DEL SATELLITE E DELLA SUA ORBITA.

a) *Impostazione generale del calcolo.*

Si suppone esistente un sistema di stazioni di rilevazione. Di queste, però, si considereranno solo quella che si trova alla minima distanza dal punto P_1 rilevato inizialmente.

Il calcolo completo verrà impostato attraverso fasi successive, e cioè:

1. Determinazione del piano dell'orbita;
2. Determinazione dei parametri orbitali.

In questo calcolo preliminare si supporrà che il punto 1° sia molto prossimo al piano π_M contenente l'orbita del satellite.

b) *Determinazione del piano dell'orbita.*

Riferiremo tutti i punti considerati ad un sistema di coordinate cartesiane ortogonali aventi l'origine nel centro della terra (che si indicherà con M) e l'asse Z passante per la stazione di rilevazione S considerata. Siano $(0, 0, \zeta)$ le coordinate di S rispetto al sistema di riferimento prescelto.

Per ciascuno dei punti P_i rilevati, la stazione S misurerà:

= la distanza $\overline{SP_i} = d_i$

= l'angolo φ_i formato fra la verticale in S e la retta $\overline{SP_i}$

= l'angolo φ_i che il piano SMP_i forma col piano $x = 0$.

Indicate con (x_i, y_i, z_i) le coordinate — per ora incognite — del punto P_i rispetto al riferimento fissato, si avrà:

$$d_i = \sqrt{x_i^2 + y_i^2 + (z_i - \zeta)^2}. \quad [1]$$

Inoltre, poiché la verticale in S ha l'equazione

$$\begin{cases} x = 0 \\ y = 0 \end{cases} \quad [2]$$

e la retta \overline{SP}_i ha l'equazione

$$\begin{cases} x_i = \frac{x_i}{z_i - \zeta} (z - z_i) + x_i \\ y = \frac{y_i}{z_i - \zeta} (z - z_i) + y_i \end{cases} \quad [3]$$

si ricava, da una nota formula di geometria analitica,

$$\cos \psi_i = \frac{1}{\sqrt{\lambda_i^2 + \mu_i^2 + 1}} \quad [4]$$

ove è

$$\lambda_i = \frac{x_i}{z_i - \zeta} \quad [5]$$

$$\mu_i = \frac{y_i}{z_i - \zeta}. \quad [6]$$

Ricordando la [1], la [4] si scrive

$$\cos \psi_i = \frac{z_i - \zeta}{d_i} \quad [7]$$

da cui si ricava subito

$$z_i = \zeta + d_i \cos \psi_i. \quad [8]$$

Il piano SMP_i ha l'equazione

$$\begin{vmatrix} x & y & z \\ 0 & 0 & \zeta \\ x_i & y_i & z_i \end{vmatrix} = 0 \quad [9]$$

ossia

$$x y_i - y x_i = 0 \quad [10]$$

e quindi l'angolo fra esso ed il piano $x = 0$ è dato da

$$\cos \varphi_i = \frac{y_i}{\sqrt{y_i^2 + x_i^2}} \quad [11]$$

da cui

$$\cos^2 \varphi_i (y_i^2 + x_i^2) = y_i^2 \quad [12]$$

ossia

$$\cos^2 \varphi_i [d_i^2 - (z_i - \zeta)^2] = y_i^2. \quad [13]$$

Si hanno così le tre equazioni

$$\begin{aligned}x_i^2 + y_i^2 + (z_i - \zeta)^2 &= d_i^2 \\z_i &= \zeta + d_i \cos \psi_i \\y_i^2 + (z_i - \zeta)^2 \cos^2 \varphi_i &= d_i^2 \cos^2 \varphi_i\end{aligned}\quad [14]$$

da cui si ricava

$$\begin{aligned}z_i &= \zeta + d_i \cos \psi_i \\y_i &= d_i \cos \varphi_i \sin \psi_i \\x_i &= d_i \sin \varphi_i \sin \psi_i.\end{aligned}\quad [15]$$

Rilevando successivamente due punti P_1 e P_2 , è allora determinabile il piano π_0 passante per P_1 , P_2 , ed M .

Tale piano, che contiene l'orbita ellittica del missile, avrà l'equazione

$$\begin{vmatrix}x & y & z \\x_1 & y_1 & z_1 \\x_2 & y_2 & z_2\end{vmatrix} = 0\quad [16]$$

con x_1, y_1, z_1 e x_2, y_2, z_2 forniti dalle [15] per $i = 1, 2$, ossia

$$\alpha x + \beta y + \gamma z = 0\quad [17]$$

con

$$\begin{aligned}\alpha &= y_1 z_2 - y_2 z_1 \\ \beta &= x_2 y_1 - x_1 y_2 \\ \gamma &= x_1 y_2 - x_2 y_1.\end{aligned}\quad [18]$$

c) Determinazione dell'orbita del satellite.

Individuato il piano π_0 contenente l'orbita del satellite, è possibile, rilevando un terzo punto P_3 , determinare l'orbita stessa.

Consideriamo, infatti, un secondo sistema di riferimento $M(x', y', z')$ avente come piano

$$z' = 0\quad [19]$$

il piano π_0 , come asse y' ($x' = z' = 0$) la retta passante per il centro della terra M e per il punto I di intercettazione (che si suppone contenuto in π_0 ed avente le coordinate x_I, y_I, z_I e come asse x' ($y' = z' = 0$) la normale in M alla retta MI (e contenuta in π_0).

Se le tre rette x' , y' , z' hanno in $M(x, y, z)$ le equazioni

$$\frac{x}{l_1} = \frac{y}{m_1} = \frac{z}{n_1} \quad \text{per l'asse } x' \quad [20]$$

$$\frac{x}{l_2} = \frac{y}{m_2} = \frac{z}{n_2} \quad \text{per l'asse } y' \quad [21]$$

$$\frac{x}{l_3} = \frac{y}{m_3} = \frac{z}{n_3} \quad \text{per l'asse } z' \quad [22]$$

dalle condizioni sopra indicate si ricava:

1) per l'asse y'

$$\begin{aligned} l_2 &= k_2 x_I = \cos \widehat{y'x} \\ m_2 &= k_2 y_I = \cos \widehat{y'y} \\ n_2 &= k_2 z_I = \cos \widehat{y'z} \end{aligned} \quad [23]$$

che impongono il passaggio della [21] per I ;

2) per l'asse z'

$$\begin{aligned} l_3 &= k_3 \alpha = \cos \widehat{z'x} \\ m_3 &= k_3 \beta = \cos \widehat{z'y} \\ n_3 &= k_3 \gamma = \cos \widehat{z'z} \end{aligned} \quad [24]$$

che impongono la normalità al piano π_0 :

3) per l'asse x'

$$\begin{aligned} l_1 l_2 + m_1 m_2 + n_1 n_2 &= 0 \\ l_1 l_3 + m_1 m_3 + n_1 n_3 &= 0 \end{aligned} \quad [25]$$

che impongono la normalità alle due rette y' e z' .

Dalle [25] si ricava

$$\begin{aligned} l_1 &= k_1 (m_2 n_3 - m_3 n_2) = \cos \widehat{x'x} \\ m_1 &= k_1 (l_3 n_2 - l_2 n_3) = \cos \widehat{x'y} \\ n_1 &= k_1 (m_3 l_2 - m_2 l_3) = \cos \widehat{x'z}. \end{aligned} \quad [26]$$

Ciò posto è facile determinare le formule di trasformazione che permettono il passaggio dal sistema $M(x, y, z)$ al sistema $M(x', y', z')$.

Infatti è

$$\begin{aligned} x &= x' l_1 + y' l_2 + z' l_3 \\ y &= x' m_1 + y' m_2 + z' m_3 \\ z &= x' n_1 + y' n_2 + z' n_3 \end{aligned} \quad [27]$$

e, inversamente

$$\begin{aligned} x' &= l_1 x + m_1 y + n_1 z \\ y' &= l_2 x + m_2 y + n_2 z \\ z' &= l_3 x + m_3 y + n_3 z \end{aligned} \quad [28]$$

È ovvio, come si ricava dalle [24], che se un punto considerato giace sul piano π_0 , per esso sarà $z' = 0$.

Consideriamo ora, nel piano π_0 , il sistema di riferimento $M(x', y')$.

In esso i punti P_1 e P_2 avranno le coordinate (x_1, y'_1) e (x'_2, y'_2) date dalle [28]. Consideriamo anche un terzo punto rilevato, avente coordinate (x_3, y_3, z_3) rispetto al sistema $M(x, y, z)$ e $M(x'_3, y'_3, 0)$ rispetto al sistema $M(x', y', z')$.

I tre punti P_1, P_2, P_3 , dovendo appartenere ad una ellisse con fuoco in M , determinano l'ellisse stessa che avrà, rispetto al riferimento $M(x', y', z')$ le equazioni

$$\begin{cases} \sqrt{x'^2 + y'^2} = A x' + B y' + C \\ z' = 0 \end{cases} \quad [29]$$

I coefficienti A, B, C possono ricavarsi imponendo le tre condizioni di passaggio per P_1, P_2, P_3 .

Allora la quota di passaggio del missile sulla verticale di I sarà data dall'intersezione della ellisse [29] con l'asse y' , ossia da

$$\begin{aligned} \pm y' &= B y' + c \\ z' &= 0 \\ x' &= 0 \end{aligned} \quad [30]$$

ossia dai due punti

$$\begin{cases} y' = \frac{C}{1-B} \\ x' = z' = 0 \end{cases} \quad \begin{cases} y' = -\frac{C}{1+B} \\ x' = z' = 0 \end{cases} \quad [31]$$

Scartando il secondo ed indicando con R il raggio della terra (o meglio la distanza IM), la quota cercata sarà

$$z_i = \frac{C}{1-B} - R \quad [32]$$

4. L'ELABORAZIONE DEI DATI IN TEMPO REALE.

In tutte le fasi della missione Mercury, era di vitale importanza che i differenti e numerosi tipi di calcoli richiesti fossero eseguiti con precisione assoluta e resi disponibili istantaneamente, e questa richiesta si imponeva come necessità fondamentale per la sicurezza dell'astronauta ed il successo dell'intero progetto.

Per dare un'idea del volume di calcoli da sviluppare, si pensi, ad esempio, che nei primissimi istanti dell'inserimento del veicolo in orbita era necessario calcolare i parametri dell'intera orbita, allo scopo di decidere se la missione poteva proseguire oppure era necessario interromperla.

Considerando che la rotazione di 180 gradi del veicolo, necessaria per l'azionamento del retrorazzi di freno, richiedeva un certo tempo e che il punto di impatto d'emergenza doveva essere sul mare, si vede facilmente quanto breve era il tempo a disposizione per il calcolo dei parametri orbitali.

Perciò fin dalla fase di lancio, i sistemi 7090 IBM del Goddard Center effettuarono i calcoli necessari a decidere, in ogni istante, l'alternativa *go - no go*, mediante la determinazione dei parametri critici della traiettoria e, nell'eventualità di una interruzione, il tempo di azione dei retrorazzi necessario perché il veicolo potesse ricadere in uno dei punti prestabiliti come zone di recupero.

È noto quali siano le difficoltà di un simile calcolo, soprattutto tenendo conto, che in queste ipotesi, le equazioni del moto devono necessariamente tener conto della variazione della gravità con la quota, della azione di forze aereodinamiche che si sviluppano in condizioni supersoniche e con densità dell'aria variabile, dell'azione del riscaldamento per attrito sui coefficienti di resistenza e di portanza del veicolo.

Si può dire che il calcolo dell'istante di azionamento dei retrorazzi e della relativa durata onde ottenere che il punto d'impatto cadesse in una delle zone prestabilite, fu il maggior lavoro che fu svolto dai calcolatori 7090 IBM del Goddard Center, tanto più che tutto il calcolo doveva essere eseguito nuovamente via via che veniva stabilita una nuova determinazione dei parametri orbitali.

Un altro calcolo che, simultaneamente, doveva essere effettuato era la determinazione sempre più approssimata delle variabili cinematiche, allo scopo di poter migliorare l'esattezza delle previsioni per le acquisizioni future.

I calcoli svolti a questo scopo, erano basati sulla risoluzione numerica di equazioni derivate dalle relazioni fondamentali di Newton. I metodi numerici impiegati consistevano nella integrazione numerica di Cowell per la estrapolazione e la correzione dei parametri orbitali e in correzioni differenziali per l'effetto delle perturbazioni minori.

Allo scopo di ridurre gli effetti degli errori dovuti ai radars e per tener conto delle mutevoli caratteristiche atmosferiche, furono applicati pesi statistici ai dati provenienti dalle stazioni di rilevazione. In tal modo, la posizione del veicolo spaziale, relativamente a 18 settori terrestri, fu controllata costantemente e nel modo più completo.

5. IL CONCETTO DI PROGRAMMA MONITOR.

Ma, oltre alla diretta esecuzione dei calcoli un altro e forse più importante compito doveva essere svolto dai sistemi elettronici per l'elaborazione dei dati, ossia il controllo ed il coordinamento di tutti i calcoli che venivano via via eseguiti.

Infatti, in ogni istante, un dato calcolo doveva essere eseguito senza con ciò, sacrificare qualche altro calcolo che avrebbe potuto essere di importanza determinante. Poteva, per esempio, accadere che un improvviso guasto di un'unità di uscita, compromettesse tutto il sistema di calcolo in tempo reale.

Per rendere interamente coordinato, in ogni istante ed in ogni eventualità, l'intero sistema di elaborazione venne studiato e messo a punto un apposito programma: il Monitor.

Il programma Monitor, caricato in memoria assieme ai programmi di calcolo, svolgeva una funzione di supervisione dello svolgimento dei singoli calcoli, coordinandone lo svolgimento secondo l'arrivo dei dati grezzi e la possibilità di emissione dei risultati, e stabilendo situazioni di priorità in base alle condizioni di entrata, di elaborazione e di uscita dei dati disponibili.

Come accade sovente, anche in questo caso la risoluzione di un particolare problema tecnico, ha dato l'avvio ad una metodologia nuova la cui importanza trascende l'applicazione particolare che l'ha promossa.

È stata, in questa occasione, applicata per la prima volta una gerarchia concettuale di programmi di macchina: il programma Monitor che coordina il lavoro da eseguire, i programmi non-Monitor che eseguono il lavoro.

Un così dinamico concetto di programmazione conduce a concepire un sistema per l'elaborazione dei dati come un'organizzazione in sé chiusa ed in grado di autodeterminarsi.

I programmi non-Monitor operano indipendentemente, ricevendo di volta in volta ordini dal Monitor in merito all'avvio dei calcoli, all'indicazione di dove sono disponibili i dati da elaborare e di dove devono essere indirizzati i risultati ottenuti in modo tale che l'elaborazione, può svolgersi in forma del tutto indipendente dalla configurazione del sistema elaborante, e può continuare nonostante improvvise e casuali variazioni di questa.

6. CONSIDERAZIONI GENERALI.

L'importanza ed i principali aspetti della elaborazione elettronica dei dati nei problemi del volo spaziale sono stati qui succintamente esposti nella esemplificazione offerta dal progetto Mercury.

Ma è noto che non è questo l'unico esempio, né il più complesso. Ben altri problemi già presentano la necessità di una soluzione altrettanto efficiente negli studi e nei progetti, la cui meta è quella di passare dalla fase dei voli orbitali a quella, ben più ambiziosa, dei voli terra-luna.

Qui la necessità di calcolo in tempo reale, di raccolta e di smistamento veloce delle informazioni acquisite si propongono sotto una forma assai più ampia e complessa, si da richiedere tecniche e tecnologie, ancora più raffinate, ancora più avanzate.

In questi progetti è necessario inserire un opportuno centro di calcolo nel cuore del veicolo spaziale stesso, e far sì che anche questo sia in collegamento con gli altri centri di calcolo del sistema, così che una ininterrotta rete di messaggi automatizzati comprenda in un unico campo la terra, la luna ed il veicolo spaziale.

Già sono stati realizzati modelli di elaboratori che usufruiscono delle tecniche di micro-miniatuzzazione.

Calcolatori elettronici, come il sistema IBM tipo Titan II, del peso complessivo di 90 libbre e capaci di compiere circa 150.000 operazioni al secondo, sperimentati sotto accelerazioni continue di 20 g. e urti di 100 g., in grado di svolgere il loro lavoro nelle condizioni più disparate.

Su questi calcolatori, integrati da unità di telecomunicazione ad alta velocità, i problemi del volo spaziale trovano la loro soluzione, così che gli astronauti di oggi, ed ancor più quelli che seguiranno, possano disporre di quegli elementi che sono fondamentali per la sicurezza della propria vita e per il successo della propria missione.
