

TRACCIA 1

Il candidato ipotizzi di dover progettare un apparato per misurare la velocità di combustione di un propellente solido per razzi con particolare riferimento alla precisione delle misure ed alla sicurezza nell'utilizzo.

TRACCIA 2

Il candidato descriva a grandi linee un motore per razzi ibrido convenzionale

TRACCIA 3

Il candidato ipotizzi di dover progettare un apparato per misurare la spinta generata dalla combustione di un propellente solido per razzi con particolare riferimento alla precisione delle misure ed alla sicurezza nell'utilizzo.

Prova orale numero 1

Prima domanda

Quali sono i principali componenti di un motore ibrido VFP (Vortex Flow Pancake)

Seconda domanda

Quali sono i principali parametri prestazionali di un propellente solido

Terza domanda

Il candidato legga ad alta voce e traduca il seguente testo in inglese

Most rocket engines are internal combustion heat engines (although non combusting forms exist). Rocket engines generally produce a high temperature reaction mass, as a hot gas. This is achieved by combusting a solid, liquid or gaseous fuel with an oxidiser within a combustion chamber. The extremely hot gas is then allowed to escape through a high-expansion ratio nozzle. This bell-shaped nozzle is what gives a rocket engine its characteristic shape. The effect of the nozzle is to dramatically accelerate the mass, converting most of the thermal energy into kinetic energy. Exhaust speed reaching as high as 10 times the speed of sound at sea level are common.

Prova orale numero 2

Prima domanda

Il candidato descriva le modalità di stoccaggio di propellenti per razzi

Seconda domanda

Il candidato descriva l'utilizzo delle polveri metalliche ai fini della propulsione spaziale

Terza domanda

Il candidato legga ad alta voce e traduca il seguente testo in inglese

A large fraction of the rocket engines in use today are chemical rockets; that is, they obtain the energy needed to generate thrust by chemical reactions to create a hot gas that is expanded to produce thrust. A significant limitation of chemical propulsion is that it has a relatively low specific impulse (I_{sp}), which is the ratio of the thrust produced to the mass of propellant needed at a certain rate of flow.