بسمه تعالی

کاربرد نانوتکنولوژی در سیستمهای فضایی آینده

به طور کلی نانوتکنولوژی در یک پروژه گسترده و طولانی‌مدت در حال توسعه و گسترش است، تا درنهایت به یک توانایی عمومی برای طراحی و ساخت محصولات با دقت اتمی منجر شود. بهترین مثال برای کاربرد نظری نانوتکنولوژی تخمین‌های زده‌شده در جدول ۱ می‌باشد. یکی از اهداف استفاده از این فناوری مدرن کردن سیستمهای فضایی گذشته است. با استفاده از این پارامترهای جدید بدست آمده به وسیله نانوتکنولوژی در ساختار فضاپیماهای کنونی توانایی آنها جهت انجام ماموریتهای فضایی که تاکنون انجام آنها ممکن نبوده با هزینه‌ای مناسب بدست می‌آید. یکی از این مزیتها تولید مواد با نسبت استحکام به چگالی بالا می‌باشد. خصوصیات برخی از این مواد در مقایسه با مواد قبلی در جدول ۲ آمده است. یکی از مهمترین نتیجه استفاده از این مواد در صنعت فضایی می‌تواند این باشد که راکتهای فضایی می‌توانند بسیار کارآمدتر و با صرفه‌تر از نظر هزینه نسبت به راکتهای کنونی ساخته شدند. از نکات جالب توجه در این مورد نیز نزدیک شدن برخی از تصورات خیالی بشر مانند آسانسورهای فضایی یا کلونی‌های فضایی بسیار بزرگ (شهرهای فضایی برای اسکان مردم) به واقعیت است. توسعه نانوتکنولوژی و کاربرد آن می‌تواند این تصورات را یک گام از خیال به سمت واقعیت نزدیکتر سازد.

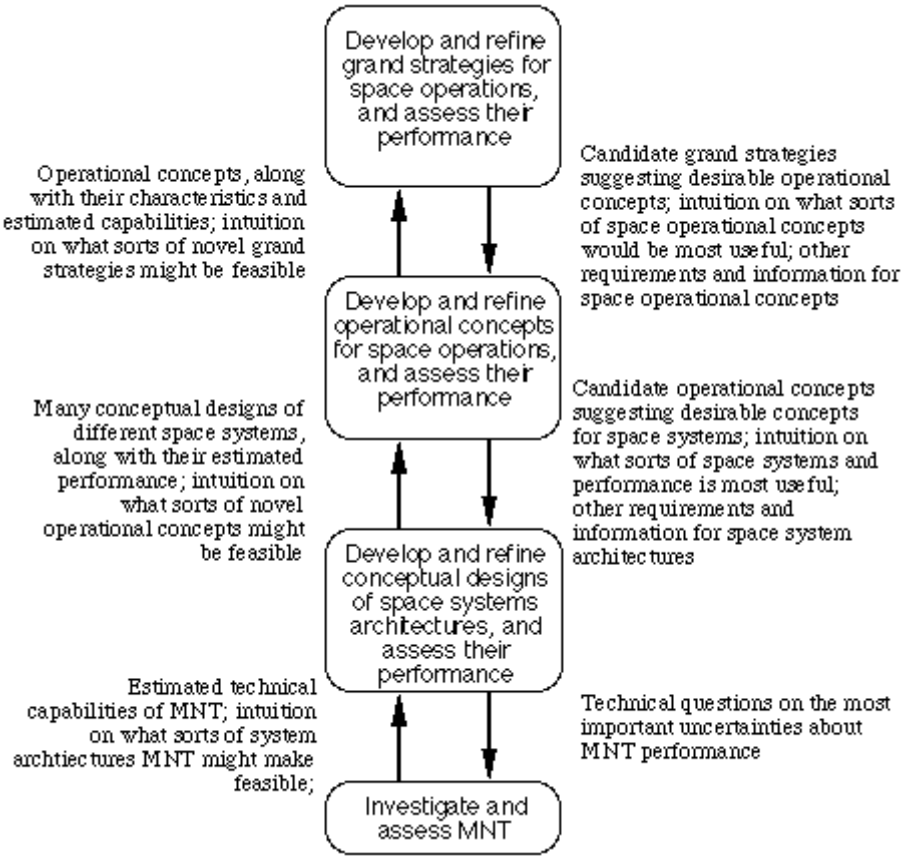
جدول شماره ۱

Parameter	Value	Unit
Product Tensile Strength	5 x10 ^10	Pa
Corresponding Material Density	3,510	kg/m^3
Mechanosynthetic Device Operating Rate	10^6	Hz
Marginal Manufacturing Costs	0.1 - 0.5	$/kg

جدول شماره ۲

Material	Strength (Pa)	Density (kg/m^3)
Aluminum (cold formed)	3.52 x10 ^^{8}	2,650
Steel (cold drawn)	1.240 x10 ^^{9}	7,800
Titanium (cold formed)	9.31 x10 ^^{8}	4,540
Graphite crystals	2.1 x10 ^^{10}	2,200
MNT Structural Material (Diamondoid)	5 x10 ^^{10}	3,510

استفاده از نانوتکنولوژی در صنعت فضایی را می‌توان در قالب روش زیر نشان داد. این متدولوژی یک استراتژی مناسب برای عملی کردن عملیاتهای فضایی با استفاده از نانوتکنولوژی می‌باشد. این اسلوب یک "دور" و گردش را دربر می‌گیرد. یعنی در این سلسله مراحل انسان زمانی می‌توان مرحله بالایی را انجام دهد که مطمئن شده باشد مرحله پایین واقعاً این مرحله جدید را حمایت می‌کند. یعنی درحقیقت این متدولوژی یک پروسه گردشی درست مانند مسئله مرغ و تخم‌مرغ است که کدام اول بوجود آمده‌اند.



در اینجا ما به تحلیل استفاده از نانوتکنولوژی در راکتهای فضایی، کابلهای فضایی (Skyhook) و کلونی‌ها می‌پردازیم.

انتقال از زمین به مدار زمین

وسیله متعارف انتقال بار به مدار زمین، راکتهای فضایی هستند، اگرچه گاهی طرحهای مختلف دیگری نیز مطرح شده‌اند. این طرح‌ها شاید کمی خیالی به نظر برسند اما با استفاده از نانوتکنولوژی می‌توان به عمل کردن آنها نزدیک شد. یکی از این راهها اتصال یک کابل طولانی از زمین به مدار زمین است که محموله‌ها با استفاده از این کابل به مدار انتقال یابند یعنی درحقیقت یک آسانسور فضایی (Sky hook) ایجاد کرد. در اینجا هر دوی این روشها (راکتها و Sky hook) بررسی می‌شوند.

راکتهای شیمیایی

در اینجا ۶ نوع مختلف راکتها برای انتقال محموله به مدار زمین با یکدیگر مقایسه شده‌اند. این ۶ نوع عبارتند از :

۱- راکتهای یک مرحله تا مدار Single Slage to Orbite(SSTO) با برخاست افقی Horizontal take off (HTO) که از چرخها یا ارابه فرود استفاده می‌کنند. [SSTO(H)] ؛

۲- SSTO با HTO که به جای چرخ و ارابه فرود از اسکیت مخصوص استفاده می‌کنند؛

۳- SSTO که از هواپیما در ارتفاع ۸ کیلومتری در سرعت ۱۸۰ m/s پرتاب می‌شوند؛

۴- SSTO که از زمین به صورت عمودی پرتاب می‌شوند (VTO) [SSTO(V)] ؛

۵- راکتهای دو مرحله تا مدار TWo Stay to orbite (TSTO) که از چرخها و ارابه فرود استفاده می‌کنند . [TSTO(H)] ؛

۶- TSTO با پرتاب عمودی از زمین [TSTO (V)].

همه این طرح های مختلف در فضاپیماها با قابلیت استفاده مجدد از فرود افقی استفاده می‌کنند (شاتل) بنابراین دارای بال و ارابه فرود هستند . بالها و چرخها متناسب با شرایط بازگشت و فرود وسیله طراحی می‌شوند. مگر در طرحهایی که برخاست آنها نیز به طور افقی انجام می‌گیرد. مثلاً در نوع اول

[SSTO(H)] طراحی بالها و چرخها باید متناسب با برخاست وزن خالص حدود ۵۰۰ تن طراحی شود. اما طرحهای مختلف می‌تواند مقدار بار حمل‌شده را افزایش دهد. (به جدول ۳ نگاه کنید). ابتدایی‌ترین هدف استفاده از مزیتهای نانوتکنولوژی استفاده از مواد جدید با نسبت استحکام به چگالی بالا در طرح این مدارپیماها می‌باشد بدون اینکه ساختار اصلی آنها تغییر یابد. این کار وزن بدنه، بالها، دم، چرخها و سیستم پیشران را کاهش می‌دهد. البته این کار فقط برای برخی از سیستمها مثلاً سیستمهای کاملاً ساخته‌شده از تیتانیوم ممکن است عملی باشد. برخی دیگر از تجهیزات مثلاً تجهیزاتی که برای زندگی سرنشینان حمل می‌شود ممکن است از این قاعده مستثنی باشند. اما به طور کلی با استفاده از این موارد جدید می‌توان از وزن فضاپیما کاست و درعوض بر وزن بار حمل‌شده اضافه کرد. به طور مثال در وسایل TSTO می‌توان از جرم مرحله اول کاست و به جای آن به جرم بار حمل‌شده در مرحله دوم اضافه کرد. این جرم مجموع وسیله و بار حمل‌شده و نسبت آنها در جدول ۳ آمده است، که مقایسه‌ای بین فضاپیماهای ساخته‌شده از مواد متعارف (عموماً تیتانیوم) و مواد جدید حاصل از نانوتکنولوژی انجام گرفته است که این نتیجه را بدست می‌دهد که یک SSTO برپایه نانوتکنولوژی دارای نسبت جرم بار به جرم خالص فضاپیما حدود ۸ می باشد.

جدول شماره ۳

Architecture Titanium/ Diamondoid	"Dry, Empty Vehicle Mass"	Payload Mass	Mass Ratio	"Payload to Dry, Empty Mass Ratio"	Cost per kg to Reference orbit
1) SSTO(H)	92.5 / 16.5	-32 / 44	-6.4% / 8.79%	-35% / 267%	NA / $5.19 / $375
2) SSTO-SL	57.3 / 10.5	9.8 / 56.6	1.96% / 11.33%	17% / 541%	$29k / $3.91 / $185
3) SSTO-AL	54.3 / 9.5	17.0 / 61.8	3.40% / 12.36%	31% / 653%	$16k / $3.54 / $153
4) SSTO(V)	57.4 / 9.4	4.8 / 52.5	0.96% / 10.50%	8% / 540%	$59k / $4.26 / $185
5) TSTO(H)	107.8 / 20.4	17.0 / 49.5	3.40% / 9.90%	16% / 243%	$31k / $4.55 / $412

6) TSTO(V)	70.4 / 14.5	25.0 / 53.5	5.00% / 10.70%	36% / 368%	$14k / $4.17 / $272

کابلهای فضایی

یکی از طرحهای جالب حمل محموله‌ها به مدار زمین استفاده از یک کابل بسیار بلند است که از سطح زمین تا مدار آن کشیده شده است که این طرح می‌تواند برای هر سیاره دیگری غیر از زمین نیز مورد استفاده باشد. محموله‌ها توسط این کابل یا به اصطلاح آسانسور فضایی به مدار منتقل خواهند شد. جرمها با بالارفتن از این کابل انرژی پتانسیل بدست آورده و از مومنتم حرکت‌مداری سیاره نیز مومنتم بدست می‌آورند. این کابلها به طور کلی بسیار بلند هستند چنانکه تاثیر جاذبه در نقاط مختلف آنها متفاوت است. یک طرف آنها روی سطح سیاره یا در حالت اصلی روی سطح زمین قرار دارد که تحت تاثیر شتاب جاذبه g ۱ است و یک سر آنها در مدار زمین قرار دارد که کمترین مقدار جاذبه به آن وارد می‌شود. اگر ضخامت کابل در تمام نقاط یکسان باشد تنش وارده بر آن در نقاط مختلف متفاوت خواهد بود زیرا مقدار نیروی وارده بر اثر حمل بار به سمت بالا از سطح زمین به بالا با کاهش شتاب جاذبه کاهش می‌یابد. پس برای حل این مشکل باید کابلهایی به کار برده شود که سطح مقطع آنها از سطح زمین به سمت بالا رفته‌رفته کاهش یابد به طوری که در هنگام حمل بار تنش ثابتی را در سر تا سر طول خود تحمل کند . نسبت سطح مقطع یک کابل فضایی در فاصله r از سیاره به سطح مقطع آن در انتهای کابل روی سطح سیاره با معادله زیر بیان می‌شود :

$$\frac{A(_r)}{A(r_p)} = \exp[\frac{\delta}{\sigma}[Gm_p(\frac{1}{r_p}-\frac{1}{r}) + r_p(\varpi_p^2-\varpi_s^2)(r_p-r) + \frac{\varpi_s^2(r_p^2-r^2}{2})]$$

که در این معادله $A(r)$ سطح مقطع کابل در شعاع r از مرکز سیاره است و $A(r_p)$ سطح مقطع کابل در شعاع خود سیاره (روی سطح سیاره) می‌باشد. دیگر پارامترها عبارتند از : r_p شعاع سیاره، δ چگالی مواد سازنده کابل، σ تنش کششی، w_p نرخ چرخش سیاره، w_s نرخ چرخش ماهواره (که کابل در مدار به آن متصل می‌شود)، w_o نرخ گردش مداری ماهواره. در حالت ایده‌آل برای $w_s=w_o=w_p$ بهترین طول

ممکن کابل یک سوم شعاع سیاره است. یک پارامتر مهم در طراحی این کابلها نسبت باریک شوندگی یعنی نسبت بین قطورترین نقطه کابل به باریک‌ترین نقطه آن می‌باشد که این نسبت متناسب است با نسبت چگالی به تنش کششی که تعیین این نسبت نیز برپایه خواص مواد سازنده کابل می‌باشد. استفاده از مواد بر پایه نانوتکنولوژی با تعیین مقدار بسیار عملی‌تر این نسبت استفاده از این طرح را به واقعیت نزدیکتر می‌سازد. به جدول زیر نگاه کنید.

Body	Taper Ratio for Synchronous Using Graphite	Taper Ratio for Synchronous Using MNT	Taper Ratio for 1/3 Planet Radius Using Graphite	Taper Ratio for 1/3 Planet Radius Using MNT
Mercury	2.22	1.71	1.42	1.27
Venus	123	25.2	8.32	4.13
Earth	100	21.9	10.1	4.69
Moon	1.3	1.19	1.12	1.08
Mars	2.41	1.8	1.56	1.35
Jupiter	2.8 x10 ^26	5.3 x10 ^17	7.0 x10 ^15	4.1 x10 ^10
Saturn	3.3 x10 ^6	2.3 x10 ^4	17,430	695
Uranus	2,350	182	101	22.1
Neptune	1 x10 ^6	1 x10 ^4	1,092	168

کلونی‌های فضایی

جرارد اونیل نخستین کسی بود که پیشنهاد اسکان دادن مردم را در ایستگاههای بزرگ فضایی که آنها را "کلونی" نام نهاد را مطرح کرد. به طوری که هر کلونی ۲۰ میلیون نفر را در خود جای دهد. این کلونیهای اونیل استوانه‌هایی بزرگ با کلاهکهای کروی بودند که به طور مداوم می‌چرخیدند تا شتاب جاذبه کاذبی را در اندازه استاندارد g ۱ در سطح خود فراهم کنند. اونیل پیشنهاد کرده بود تا آنها از فولاد ساخته شوند که چنین کلونیهایی ممکن بود تا ۳/۲ کیلومتر شعاع و ۳۲ کیلومتر طول داشته باشند.

حداکثر شعاع کلونیهای فضایی

حداکثر شعاع کلونی اونیل به وسیله تنش که بر سطح آن وارد می‌شد و چگالی مواد سازنده آن

محدود می‌شد به طوری که $R< \frac{\text{تنش وارد بر سطح}}{gp}$ که g شتاب جاذبه کاذب در دیواره‌ها و ρ چگالی مواد سازنده است. برای طراحی چنین کلونی‌هایی که بخواهد مردم را در فضا اسکان دهد در نظر گرفتن ضریب ایمنی ۵۰٪ لازم و ضروری می‌باشد. همچنین یکی از اهداف در طراحی این ایستگاههای فضایی به دست آوردن شتاب $۹/۸ \ m/s^2$ در سطح داخلی آنهاست. با توجه به این پارامترها شعاع چنین ایستگاهی با استفاده از ماده تیتانیوم به ۱۴ کیلومتر محدود می‌شود و در نهایت اگر ضریب ایمنی را در نظر نگیریم حداکثر به ۳۲ کیلومتر خواهد رسید. استفاده از مواد بر پایه نانوتکنولوژی که استحکام کششی در حد $۵ \times ۱۰^{۱۰} \ p_a$ دارند که با توجه به ضریب ایمنی تا $۳/۳ \times ۱۰^{۱۰} \ P_a$ محدود می‌شود امکان رساندن شعاع کلونی را تا $۹/۶ \times ۱۰^{۵} \ m$ یا حدوداً ۱۰۰۰ km می‌دهد. در این شعاع حداکثر استحکام مواد بر پایه نانوتکنولوژی اسکان محافظت از کلونی را در برابر فروپاشی تنها در اثر تنشهای ناشی از شتاب ایجادشده می‌دهد در حالی که فشار اتمسفر داخلی که لازم است ایجاد شود تا مردم بتوانند در آن اسکان یابند هنوز در نظر گرفته نشده است. بنابراین حداکثر شعاع از این مقدار کمتر خواهد شد.

تعیین جرم کلونی

با توجه به استحکام موارد سازنده کلونی و با توجه به حداکثر شعاع جرمها باید طوری طراحی شوند که تنش وارد بر پوسته این استوانه از $۵۰۰۰ \ kg/m^2$ تجاوز نکند. ای تخمین جرم می ان کل جرم اتمسفر آن تقسیم کرد.

جرم ساختمان کلونی

$$M = \frac{2\Pi GR^3}{\sigma - GgR}[(\alpha + 1)(P_A + \Gamma)]$$ است با

P_A اخلی، G از سایر محتویات، α انه و σ تنش

ارده بر سطح می‌باشد. ار α ابر با ۱۰ می‌باشد که نتیجه آن نیاز به

فشار kp_a ۵۰/۸ جو داخلی و G برابر با ۱۶٪ P_A می‌باشد. از آنجا که کل سطح این ساختمان برابر است با : $A = 2\Pi RL + 4\Pi R^2$

می‌توان جرم را با توجه به مواد بر پایه نانوتکنولوژی بدست آورد که در این حالت شعاع استوانه ۴۶۱ کیلومتر می‌باشد. برای مقایسه در همین حالت استفاده از تیتانیوم شعاع را تا km ۶/۶ محدود می‌کند و حداکثر بدون در نظر گرفتن ضریب ایمنی می‌تواند تا ۱۱ کیلومتر افزایش یابد. یک استوانه با شعاع ۴۶۱ کیلومتر به اضافه کلاهکهای کروی با طول کلی ۴۶۱۰ کیلومتر داری سطح برابر با $۱/۲۲ \times ۱۰^{۱۲} m^2$ می‌باشد. نیمی از این سطح برای اسکان دادن جمعیت استفاده می‌شود و بقیه آن با شیشه پوشانده می‌شود. با در نظر گرفتن $۸۷ m^2$ زمین برای هر شخص (با در نظر گرفتن زمین برای کشاورزی) می‌توان در آن حدود ۷۶ میلیارد نفر را جا داد!!

وزن تجهیزات

تجهیزات عبارتند از تمام جرم قرار گرفته روی سطح کلونی به استثناء اتمسفر آن . G حدوداً ۱۶٪ P_A یا p_a ۸۱۲۸ می‌باشد. از آنجا که این بار تحت تاثیر شتاب جانب مرکز $۹/۸ m/s^2$ قرار دارد مقدار این تجهیزات $۸۳۰ kg/m^2$ یا در حالت کلی $۱/۱ \times ۱۰^{۱۶} kg$ ای کل کلونی می‌باشد در حالتی که

ا روی شیشه اهد شد.

جرم اتمسفر

کل ابر با $۳/۵ \times ۱۰^{۱۸} m^3$ ا

اتمسفر درون آن به $۲ \times ۱۰^{۱۸} kg$ می‌رسد. اتمسفر

استفاده کنیم. ا در نزدیکی سطح

انباشته می‌کند. این معادله می استفاده کرد.

$$\rho_0 e^{-\frac{g\rho_0}{2Rp_0}\left[R^2 - r^2\right]} =$$ اتمسفر در شعاع r انه

که ρ_0 اکثر شعاع (انه) و P_0 فشـ اتمسفر روی سطح

انه می‌باشد. ال‌گیری در طول r انه و کلاهکهای کروی در دو طرف، تمام جرم

اتمسفر مورد نیاز را به ما می‌دهد که برابر با $۷/۲ \times ۱۰^{۱۶}$ kg می‌باشد یا تقریباً ۳٪ مقدار موردنیاز برای پر کردن تمام حجم استوانه به طور یکسان. در این حالت حدود ۳۶ کیلومتر بالاتر از سطح، چگالی اتمسفر در حدود ۱٪ چگالی آن روی سطح استوانه خواهد بود.

اگر فشار اتمسفر روی سطح را برابر ۱ اتمسفر و فشار آن در مرکز را یک دوم اتمسفر در نظر بگیریم که با استفاده از تیتانیوم و ضریب ایمنی ۵۰٪ می‌توان استوانه را با شعاع ۱۱۷۰۰ متر طراحی کرد. یک ساختار آلومینیومی با همین شعاع ضریب ایمنی ۱۶٪ و ساختار فولادی ضریب ایمنی ۳۹٪ را خواهد داشت در حالی که ساختار با استفاده از این مواد و با این شعاع تنها می‌تواند تنش ناشی از چرخش را تحمل کند و توان نگهداری تجهیزات و اتمسفر را نخواهد داشت. استفاده از مواد بر پایه نانوتکنولوژی این مشکل را حل کرده و ساختار با این مواد و با همان شعاع با توان حمل تجهیزات و اتمسفر دارای پوسته‌ای با ضخامت تنها ۴ سانتیمتر خواهد بود که دارای ضریب ایمنی ۳۷۸۳ ٪ می‌باشد!./هـ

نویسنده :علی الهام از کمیته مطالعات هوایی دفتر مطالعات همکاریهای فناوری ریاست جمهوری

۸۲/۹/۱۹