Vol. 6, No. 4, 2013

JSST
Journal of Space Science & Technology

A New Approach to Design an Optimum Launch Window for a Sample Micro-Satellite

M. S. Mohammadi[1*], M. Mortazavi[2] and M. Malekan[3]

1-**3**. Aerospace Faculty and Satellite Research Center of Amirkabir University of Technology
*Postal Code: 4413-15875, Tehran, IRAN
sadeghmm@aut.ac.ir

According to mission requirements in many of space missions, an exact time should be assigned for launch date namely launch window. Among various parameters influencing launch window, in this article a couple of most mission related ones are being researched. First is some constraints on handling satellite power and the second is the imaging mission constraintsfor a remote sensing satellite. Then after this study on mission requirements a conceptual method for launch window estimation is presented and supported by a case study on sample micro-satellite IRSAT.

Keywords: Launch window, Micro-satellite, Imaging, Power generation, Remote sensing

1. PhD Candidate (Corresponding Author)
2. Associate Professor
3. PhD Candidate

Recived: 2011.12.22 , Accepted: 2014.03.03

JSST
فصلنامهٔ علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

جلد ۶ / شمارهٔ ۴/ زمستان ۱۳۹۲
ص. ص ۵۲- ۴۳

ارائهٔ روشی جدید به‌منظور انتخاب پنجرهٔ پرتاب بهینه برای میکروماهوارهٔ نمونه

محمد صادق‌محمدی[۱*]، مهدی مرتضوی[۲] و محمد ملکان[۳]

۱، ۲ و ۳- دانشکده مهندسی هوافضا و مرکز تحقیقات ماهواره دانشگاه صنعتی امیرکبیر

[*]تهران، کد پستی: ۱۵۸۷۵-۴۴۱۳

sadeghmm@aut.ac.ir

در بسیاری از مأموریت‌های فضایی، روز و ساعت پرتاب ماهواره یا همان پنجرهٔ پرتاب باید به گونه‌ای انتخاب شود که الزامات مأموریت برآورده شود. پنجرهٔ پرتاب تابع عوامل زیادی است که در این مقاله برای یک ماهوارهٔ سنجش از دور، از بین آنها دو قید مهم مأموریتی یعنی امکان تولید توان کافی برای ماهواره و امکان انجام مأموریت عکس‌برداری مورد بررسی قرار می‌گیرد. همچنین در این مقاله، روشی جدید به‌منظور انتخاب پنجرهٔ پرتاب مناسب برای میکروماهوارهٔ نمونه IRSAT ارائه شده است.

واژه‌های کلیدی: پنجرهٔ پرتاب، میکروماهواره، عکس‌برداری، تولید توان، سنجش از دور

علائم و اختصارات

حرکت متوسط	n
نیم قطر اصلی مدار	a
زاویهٔ میل مدار	i
خروج از مرکز مدار	e
زاویهٔ گردش از راست گره صعودی مدار	Ω
بازه زمانی	Δh
نماد تغییرات	Δ
شعاع زمین	R_E
هارمونیک دوم جاذبهٔ زمین	J_2
دستگاه اینرسی زمین	ECI
ساعت محلی گره صعودی مدار	MLT
زاویهٔ غلت	Roll
زاویهٔ گردش	Yaw
نرم‌افزار طراحی و تحلیل سیستمی ماهواره	STK

مقدمه

در بسیاری از مأموریت‌های فضایی، شروع مأموریت مستلزم قرارگیری ماهواره در شرایط مطلوب مداری در یک زمان مناسب است و در غیراین صورت گاهی مأموریت قابل انجام نخواهد بود. این نکته بیانگر اهمیت محاسبات مربوط به پنجرهٔ پرتاب است. اگر صفحهٔ مداری ماهواره را به‌صورت صفحه‌ای ثابت درنظر بگیریم که زمین درون آن در حال گردش است، پرتاب باید در لحظه‌ای انجام شود که سایت پرتاب از درون صفحهٔ مداری مورد نظرعبور می‌کند. به‌طورکلی، بازهٔ زمانی مثبت- منفی حول مناسب‌ترین زمان پرتاب مشخص شده را پنجرهٔ پرتاب[۴] می‌نامند [۱]. اگر پرتاب در طول این بازهٔ زمانی کوچک انجام نشود، باید پرتاب ماهواره را تا لحظهٔ عبور مجدد ایستگاه پرتاب از صفحهٔ مداری به تأخیر انداخت. طبیعتاً منظور از پنجرهٔ پرتاب یک بازهٔ زمانی مشخص حول این لحظه است که به

۱. دانشجوی دکتری (نویسنده مخاطب)
۲. دانشیار
۳. دانشجوی دکتری

4. Launch Window

دریافت مقاله: ۹۰/۰۹/۲۲ ، تأیید مقاله: ۹۲/۱۲/۱۲

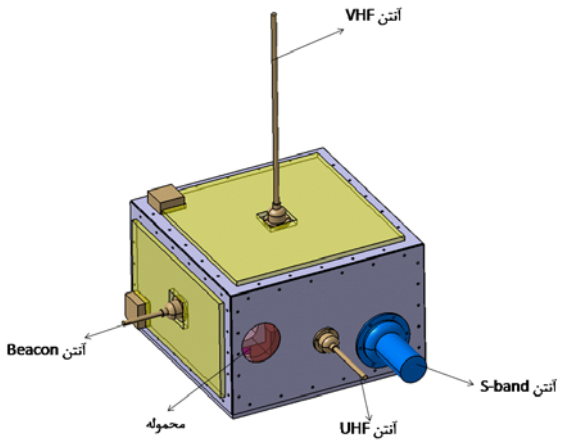
عنوان مثال می‌تواند یک مدت زمان ۵ دقیقه‌ای باشد؛ از آنجا که ماهواره‌بر تا حد معینی قابلیت تصحیح مسیر را دارد، طول این بازه به عواملی همچون کنترل‌پذیری ماهواره‌بر، سوخت کافی و عرض جغرافیایی سایت پرتاب بستگی دارد.

پنجرهٔ پرتاب ماهواره تابع عواملی همچون مدار مورد استفاده در مأموریت مورد نظر، مختصات ایستگاه زمینی، الزامات ماهواره‌بر و حتی شرایط جوی است. اگر ماهواره در مدارهای خاصی مثل مدار خورشید آهنگ قرار نگرفته باشد، نوسان و تغییر المان‌های مداری و به تبع آن تغییر الگوی تابش خورشید به مدار، در طول زمان می‌تواند تأثیراتی بر روی میزان توان تولیدی یا شرایط عکس‌برداری ایجاد کند که می‌تواند انجام مأموریت را به کلی مختل کند. با توجه به توانمندی موجود در پرتاب ماهواره و نیاز مبرم به استفاده از ماهواره‌های سنجش از دور، توجه به پنجرهٔ پرتاب از این نقطه نظر در امکان انجام بسیاری از مأموریت‌ها تعیین‌کننده خواهد بود.

این تحقیق بر روی یک میکروماهوارهٔ نمونه IRSAT- (شکل ۱) با محمولهٔ عکس‌برداری انجام شده است که مشخصات آن در جدول (۱) ارائه شده است.

جدول ۱- مشخصات میکروماهوارهٔ IRSAT

وزن	۴۰ Kg
ابعاد	۴۰cm × ۴۰cm × ۲۵cm
ارتفاع مدار	۲۷۰-۴۰۰ Km
زاویه میل	۵۷ درجه
دوره گردش	۹۱ دقیقه
طول عمر عملیاتی	~ ۳۷ روز
شروع مأموریت	۱۵ مهر ۱۳۹۳
محدوده تصویربرداری	ایران



شکل ۱- شکل شماتیک میکروماهواره IRSAT

عوامل مرتبط با مأموریت در وجود دریچهٔ پرتاب

در تعیین پنجرهٔ پرتاب مناسب برای ماهوارهٔ IRSAT در تاریخ‌های گوناگون، دو دسته قید مهم را باید بررسی کرد؛ یکی از این قیود مربوط به امکان تولید توان کافی برای ماهواره است و دیگری نیز بررسی امکان انجام مأموریت‌های مختلف محول شده به ماهواره از جمله مأموریت عکس‌برداری است. به‌طور خلاصه قید توان، طراح را ملزم می‌کند تا شرایط قرارگیری ماهواره در مدار را به‌گونه‌ای محاسبه کند که سلول‌های خورشیدی ماهواره در طول عمر عملیاتی نور کافی را برای تولید توان مورد نیاز جذب کنند. مهم‌ترین قید انجام مأموریت در ماهواره توانایی انجام عکس‌برداری است که با توجه به نامناسب بودن نور شب، باید در شرایط نوری مناسب روز انجام پذیرد.

سایت پرتاب

دانستن موقعیت جغرافیایی سایت‌های پرتاب در انتخاب سایت مناسب برای پرتاب ماهواره مؤثر است. مثلاً با انتخاب سایت‌های پرتابی نزدیک‌تر به خط استوا، برای پرتاب‌های هم جهت با زمین می‌توان بیشترین استفاده را از سرعت زمین در راستای شرق برد.

راستای پرتاب یا همان آزیموت پرتاب، با درنظرگرفتن ملاحظات برد ایمن و با توجه به ممنوعیت پرواز در بالای مناطق معینی از خشکی و اقیانوس، محدود می‌شود. این محدودیت‌ها ناشی از دلایلی مثل امکان سقوط تانک‌های سوخت و استیج‌های موشک و یا در صورت بروز سانحه، سقوط کل محموله بر روی مناطقی است که ایجاد خطر می‌کند. به همین دلیل در هر یک از سایت‌های پرتابی محدودیتی برای آزیموت پرتاب و به تبع آن زاویهٔ میل پرتاب وجود دارد [۲].

سایت پرتاب درنظرگرفته شده به‌منظور پرتاب ماهوارهٔ IRSAT دارای عرض جغرافیایی ۳۸/۲۴ درجه و طول جغرافیایی ۵۲/۱۰ درجه است.

ماهواره‌بر

معمولاً وقتی یک پرتابگر ماهواره می‌خواهد ماهواره‌ای بزرگ (محمولهٔ اصلی) را در مدار قرار دهد، در محفظهٔ حمل بار پرتابگر فضای خالی و ظرفیت باقیمانده‌ای برای محموله‌های کوله‌پشتی[5] وجود دارد که برای پرتاب‌های کم هزینه‌تر مورد استفاده قرار می‌گیرد. ماهواره‌های کوله‌پشتی باید دارای شرایط زیر باشد:

5. Piggy-Back

۱. شکل هندسی ماهواره کوچک باید به‌گونه‌ای باشد که بتواند در فضای مشخص شده تعبیه شود.
۲. وجود ماهوارهٔ کوچک نباید هیچ خطری برای محمولهٔ اصلی ایجاد کند و ترجیح بر آن است که ماهوارهٔ کوله‌پشتی در طول فاز پرتاب تا قرارگیری کامل در مدار غیرفعال باشد.
۳. ماهوارهٔ کوچک باید دارای مداری باشد که آن مدار با مدار محموله اصلی اختلاف زیادی نداشته باشد [۳].

اگرچه پرتاب به‌صورت کوله پشتی تعداد ماهواره‌برهای دردسترس را کاهش می‌دهد، ولی چون معمولاً ماهواره‌های کوچک دارای مدار پائین هستند، احتمال یافتن ماهواره‌بر مناسب وجود خواهد داشت. از طرفی در صورتی‌که ماهواره‌بر سبک باشد، – بدین معنی که پتانسیل حمل فقط یک ماهوارهٔ کوچک را دارد– در این‌صورت تمامی نیازمندی‌های ماهواره توسط ماهواره‌بر تأمین خواهد شد.

ملاحظات توانی و حرارتی

سلول‌های خورشیدی برای تولید توان باید پرتوهای خورشید را با یک زاویهٔ تابش مؤثر دریافت کنند. مدار ماهواره IRSAT به‌علت دارابودن زاویهٔ میل ۵۷ درجه، یک مدار مستقیم است بنابراین بر اثر اغتشاش جاذبهٔ ناشی از عدم تقارن شکل زمین، زاویهٔ صعود از راست این مدار در جهت خلاف گردش زمین و در جهت خلاف چرخش ظاهری پرتوهای خورشید نسبت به دستگاه اینرسی تغییر می‌کند [۴]. تغییرات زاویهٔ صعود از راست این مدار نسبت به دستگاه مرجع اینرسی[۶] با استفاده از رابطهٔ (۱) برابر ۴/۹ درجه در روز است و ماهواره در طول عمر ۳۷ روزهٔ خود ۱۸۱/۳ درجه تغییر زاویهٔ صعود از راست دارد [۴، ۵]. با توجه به جابجایی خورشید نسبت به دستگاه اینرسی به میزان تقریبی یک درجه در روز و در خلاف جهت چرخش مدار [۴]، زاویه خط گره مدار نسبت به خورشید مطابق رابطه (۲)، روزانه به میزان ۵/۹ درجه تغییر می‌کند. با توجه به اینکه با ۱۵ درجه تغییر در زاویه صعود از راست، پرتوهای موازی خورشید نیز ۱۵ درجه مایل‌تر می‌شوند، از آنجا که ۳۶۰ درجه محیط زمین برابر با ۲۴ ساعت است (روز خورشیدی، بنابراین هر ۱۵ درجه تغییر نسبی موقعیت هر نقطه با جهت پرتوهای خورشید معادل با یک ساعت تغییر است. با توجه به توضیحات فوق، برای ۵/۹ درجه تغییر روزانهٔ زاویهٔ خط گره مدار نسبت به پرتوهای خورشید، با توجه به رابطهٔ ۳ ساعت محلی گره صعودی مدار[۷] نیز در هر روز به میزان ۲۳ دقیقه و ۴۸ ثانیه کاهش پیدا می‌کند (تقریباً ۲۴ دقیقه). حال با وجود چنین تغییراتی، الگوی تابش نور نسبت به دستگاه مرجع مداری و به تبع به وجوه ماهواره نیز دائماً در حال تغییر است. از طرفی این سلول‌ها در همهٔ وجوه ماهواره قرار ندارند و سطوح Z+ و Y– فاقد سلول خورشیدی هستند، لذا ساعت پرتاب ماهواره باید به گونه‌ای انتخاب شود که با توجه به الگوی تغییر زاویه تابش آفتاب به صفحه مداری، سایر وجوه ماهواره در بیشترین زمان ممکن خورشید را ببینند. شایان ذکر است، در اینجا فرض شده است که راستای محورهای دستگاه بدنه بر راستای محورهای دستگاه مرجع مداری منطبق است و در آن X+ در سمت بردار سرعت، Z+ به سمت زمین و Y+ تکمیل‌کنندهٔ دستگاه راستگرد است [۴].

$$\dot{\Omega}_{J_2} = -1.5 n J_2 (R_E / a)^2 (\cos i)(1-e^2)^{-2} \quad (۱)$$

$$J_2 = 0.00108263$$

$$\dot{\Omega}_{Sun-Sat} = \dot{\Omega}_{J_2} + 0.98 \quad (۲)$$

$$\Delta\Omega_{Sun-Sat} = \dot{\Omega}_{Sun-Sat} \times day_no.$$

$$\Delta h = \frac{1}{15}\Delta\Omega_{Sun-Sat} \quad (۳)$$

در رابطهٔ فوق n: حرکت متوسط، i: زاویهٔ میل، e: خروج از مرکز مدار و Δh بیانگر بازه زمانی هستند.

زاویهٔ بتا زاویه‌ای بین بردار خورشید–زمین و صفحهٔ مداری ماهواره است. اگر خورشید و بردار نرمال صفحهٔ مداری هر دو در یک سمت صفحهٔ مداری باشند زاویهٔ بتا مثبت و در غیر این صورت منفی خواهد بود [۴]. برای بیشینه‌کردن تابش خورشید به سلول‌های خورشیدی، صفحهٔ Y+ ماهواره حتی‌الامکان نباید در کسوف قرار بگیرد. با توجه به اینکه بردار نرمال صفحهٔ Y+ ماهواره منطبق بر جهت خلاف بردار مومنتم زاویه‌ای ماهواره در مدار است، لذا با فرض صفر بودن غلتش[۸] و گردش[۹]، زاویهٔ بتای مدار با یک علامت منفی برابر با زاویهٔ بتا برای صفحهٔ Y+ ماهواره است. با توجه به تغییر زاویهٔ صعود از راست مدار به میزان ۵/۹ درجه در روز، در بدترین حالت بعد از ۳۰ روز مدار تقریباً ۱۸۰ درجه خواهد چرخید و وجه رو به خورشید مدار و به تبع آن ماهواره عوض خواهد شد. یعنی اگر وجه Y+ خورشید را می‌دید، بعد از ۳۰ روز جای خود را به وجه Y- خواهد داد. اگر بخواهیم صفحهٔ Y+ ماهواره در بیشتر عمر ماهوارهٔ خورشید را ببیند، یا باید از مانور مداری برای چرخاندن وجوه ماهواره به سمت خورشید استفاده کرد، یا باید زمان پرتاب را به گونه‌ای تنظیم کرد که صفحهٔ Y+ ماهواره در بیشترین زمان ممکن در معرض تابش باشد. اما با فرض اینکه مانوری انجام نخواهد شد، بهترین حالت برای بیشینه‌کردن زمان تابش به صفحهٔ Y+ ماهواره این است که مدار به گونه‌ای انتخاب شود که زاویهٔ بتای اولیهٔ صفحهٔ مداری (برابر با منفی

6. ECI (Earth Centered Inertial)
7. MLT (Mean Local Time of Ascending Node)
8. Roll
9. Yaw

زاویهٔ بتای صفحهٔ Y+ ماهواره) صفر درجه بوده و با گذشت زمان بر مقدار عددی آن افزوده شود. این بدین معناست که فرض کنیم صفحهٔ Y+ ماهواره در کسوف است و دقیقاً همان زمانی‌که از کسوف خارج می‌شود به‌عنوان زمان قرارگیری ماهواره در مدار درنظر می‌گیریم. با این کار شرایط نوری این وجه ماهواره که دارای سلول خورشیدی است، به تدریج بهتر خواهد شد. در این حالت راستای تابش پرتوهای خورشید باید بر بردار نرمال صفحهٔ مداری عمود باشد (زاویه بتای مدار صفر باشد). برای رسیدن به این وضعیت و باتوجه به تاریخ تعیین شده برای پرتاب، زاویهٔ صعود از راست مدار با استفاده از شبیه‌سازی مدار و موقعیت خورشید، برابر ۱۹۵/۸ درجه محاسبه می‌شود [۵].

در مدار فوق زمان محلی گره صعودی ۱۲ ظهر و در آن روز ظهر شرعی (زمان محلی نصف‌النهار شامل نقطه‌ای که خورشید دقیقاً عمود بر آن می‌تابد) در ساعت محلی ۱۱:۴۰ صورت می‌گیرد. علت این تفاوت در این است که مدار، نصف‌النهار ظهر شرعی را در نقطه‌ای پایین‌تر از استوا قطع می‌کند و به علت زاویهٔ میل مدار، تا زمان رسیدن ماهواره به استوا طول جغرافیایی و زمان محلی ماهواره نیز تغییر کرده است.

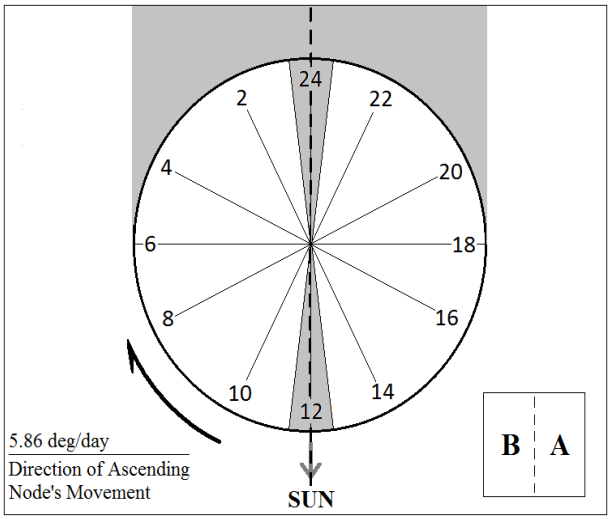
برای اینکه بتوان ماهواره را در چنین مداری قرار داد، باید محاسبه کرد که ایستگاه پرتاب در چه ساعتی از صفحهٔ مدار عبور می‌کند. با توجه به اختلاف ساعت محلی سایت پرتاب با گره فرود ماهواره و همچنین شبیه‌سازی چرخش زمین، زمان عبور ایستگاه پرتاب از صفحه مدار ساعت ۲۲:۰۰ به وقت تهران است (زاویهٔ میل مدار و عرض جغرافیایی تهران درنظر گرفته شده است).

با قراردادن ماهواره در این مدار، صفحهٔ Y+ برای مدت ۳۰/۲۵ روز خورشید را می‌بیند. در ۷ روز انتهایی عمر بالستیک ماهواره که صفحهٔ Y+ خورشید را نمی‌بیند و با توجه به تغییرات زیاد المان‌های مداری در این بازه زمانی، امکان برنامه‌ریزی مؤثر برای انجام مأموریت وجود ندارد.

ملاحظات مربوط به بازده سلول‌های خورشیدی

نکتهٔ حائز اهمیت در محاسبات فوق این است که شرایط اولیهٔ مدار به‌گونه‌ای فرض شده که در ابتدای قرارگیری ماهواره در مدار زاویهٔ بتا صفحهٔ Y+ تقریباً صفر درجه باشد. این اتفاق در روزهای منتهی به سی امین روز نیز تکرار می‌شود. درصورتی‌که سلول‌های خورشیدی همواره نیازمند یک مقدار حداقلی برای زاویهٔ تابش هستند. برای این منظور باید مقدار اولیهٔ زاویهٔ صعود از راست ماهواره را تغییر داد تا حداقل زاویهٔ بتای مورد نیاز سلول‌های خورشیدی در شرایط اولیهٔ پرتاب برآورده شود. مثلاً اگر حداقل زاویهٔ بتای مورد نیاز ۱۵ درجه باشد، زاویهٔ صعود از راست اولیه بجای ۱۹۵/۸ درجه باید ۱۸۰/۸ درجه باشد. با توجه به اینکه هر یک درجه تغییر زاویهٔ صعود از راست مدار در یک زمان ثابت برابر با یک درجه تغییر طول جغرافیایی خطوط زمینی و برابر با ۴ دقیقه تغییر زمان محلی در تمامی نقاط مدار است، از آنجا که ایستگاه پرتابی در زمان پرتاب باید از صفحهٔ مداری بگذرد، با کاهش ۱۵ درجه‌ای زاویهٔ صعود از راست، زمان‌های محلی نقاط روی مدار و به تبع آن زمان محلی قرارگیری ایستگاه پرتاب در صفحهٔ مدار به میزان ۱ ساعت تغییر می‌کند و در مدار جدید زمان مناسب پرتاب ماهواره ساعت ۲۱ خواهد بود. در مدار جدید ساعت محلی گره صعودی نیز از ۱۲ به ۱۱ تغییر می‌کند؛ این مسئله باعث می‌شود که بازهٔ مجاز تغییر زمان محلی گره صعودی مدار که معادل ۱۲ ساعت بود و ۳۰ روز طول می‌کشید، اکنون به ۱۰ ساعت کاهش پیدا کند (یک ساعت کاهش از طرف گرهٔ صعودی و یک ساعت از طرف گرهٔ نزولی مدار) و ۲۵ روز به طول بیانجامد. یعنی شرایط نوری مناسب برای صفحه صفحه Y+ ماهواره تنها در ۲۵ روز محقق می‌شود.

خلاصه توضیحات ارائه شده دربارهٔ ملاحظات توان در پنجرهٔ پرتاب در شکل (۲) آورده شده است. در این شکل که نمای فوقانی زمین به همراه ساعات محلی آن است، رویداد نمایش داده شده در هر قطاع مربوط به زمانی است که گره صعودی مدار در داخل آن قطاع قرار می‌گیرد. در این شکل موقعیت خورشید و سایه آن و همچنین جهت و میزان چرخش گره صعودی نمایش داده شده است. این شکل با خط چین به دو قسمت A و B تقسیم شده است؛ در قسمت A صفحهٔ Y– مدار و Y+ ماهوارهٔ خورشید را می‌بیند و در قسمت B صفحهٔ Y+ مدار و Y– ماهوارهٔ خورشید را می‌بیند.



شکل ۲- شکل شماتیک ملاحظات توان در ماهوارهٔ IRSAT

ملاحظات مأموریت عکس‌برداری

عکس‌برداری از زمین همواره نیازمند شرایط نوری مساعد است. در روز ۱۵ مهر طلوع آفتاب در تهران در ساعت ۶:۰۴ و غروب آن در ساعت ۱۷:۴۰ اتفاق می‌افتد که البته در آن تاریخ روزها به سمت کوتاه‌تر شدن پیش می‌روند، به گونه‌ای که بعد از گذشت ۳۰ روز، در تاریخ ۱۵ آبان ساعت طلوع آفتاب ۶:۳۱ و ساعت غروب آفتاب ۱۷:۲۳ است. برای اینکه عکس‌برداری با نور کافی انجام شود، ساعت محلی موضع عکس باید حدوداً ۲ ساعت بعد از طلوع آفتاب و ۲ ساعت قبل از غروب آفتاب باشد؛ بنابراین با تقریب خوبی بازه زمانی بین ساعت ۸ صبح تا ۴ بعد از ظهر را به‌عنوان بازه زمانی مناسب عکس‌برداری از فراز ایران درنظر می‌گیریم.

در پاییز روزها رو به کوتاهی می‌روند؛ روز اول دی کوتاه‌ترین روز سال است؛ بنابراین اگر تاریخ پرتاب ماهواره IRSAT در پاییز یا زمستان باشد، از نظر شرایط نوری مناسب برای عکس‌برداری دارای محدودیت‌های زمانی بیشتری هستیم. به‌عنوان مثال در روز اول تابستان در تهران طلوع آفتاب ساعت ۵:۴۹ و غروب آفتاب ساعت ۲۰:۲۴ است. در روز اول زمستان نیز طلوع آفتاب ساعت ۷:۱۱ و غروب آفتاب ساعت ۱۶:۵۵ است [۶]. لذا طول روز اول تابستان ۱۴ ساعت و ۳۵ دقیقه است و طول روز اول زمستان ۹ ساعت و ۴۴ دقیقه. با حذف بازه ۲ ساعته بعد از طلوع و قبل از غروب آفتاب (در این بازه‌ها زاویهٔ تابش نور خورشید به زمین و میزان نوردهی برای عکس‌برداری کافی نیست) در روز اول تابستان تقریباً ۱۰ ساعت و نیم و در روز اول زمستان حدوداً ۵ ساعت و ۴۴ دقیقه ایران دارای نورکافی برای عکس‌برداری است. در جدول (۲) زمان‌های طلوع و غروب آفتاب در تهران برای گزینه‌های احتمالی پرتاب ماهواره ارائه شده است.

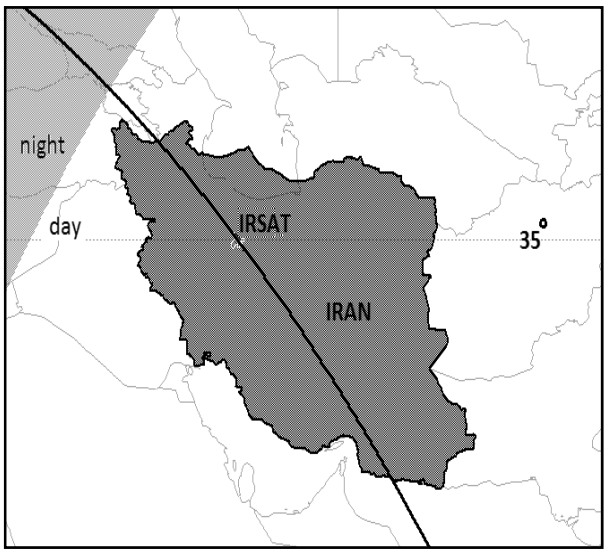
جدول ۲- زمان طلوع و غروب آفتاب در تهران [۶]

تاریخ	طلوع آفتاب در تهران	غروب آفتاب در تهران	طول مدت روز	مدت زمان تقریبی ممکن برای عکس‌برداری
۱۵ مهر	۶:۰۴	۱۷:۴۰	۱۱:۳۶	۷:۳۶
۱۵ آبان	۶:۳۱	۱۷:۰۴	۱۰:۳۳	۶:۳۳
۱۵ آذر	۷:۰۰	۱۶:۵۱	۹:۵۱	۵:۵۱
۱۵ دی	۷:۱۵	۱۷:۰۵	۹:۵۰	۵:۵۰
۱۵ بهمن	۷:۰۳	۱۷:۳۴	۱۰:۳۱	۶:۳۱

با توجه به توضیحات فوق، بهار و تابستان بهترین زمان برای انجام مأموریت عکس‌برداری است، چراکه طول روز در آنها بیشتر است. در فصول پاییز و زمستان نیز ابتدای پاییز و انتهای زمستان نسبت به سایر زمان‌ها شرایط بهتری دارند. همان‌طورکه قبلاً گفته شد، زمان محلی گرهٔ صعودی مدار ماهوارهٔ IRSAT هر روز تقریباً ۲۴ دقیقه کاهش می‌یابد. می‌دانیم ماهواره برای عکس‌برداری از هر عرض جغرافیایی باید بر فراز آن پرواز کند و همچنین واضح است ماهواره در گردش خود به دور زمین، از هر عرض جغرافیایی یک بار در یال صعودی و یک بار در یال نزولی عبور خواهد کرد. با توجه به اینکه زمان محلی نقاطی از دو یال صعودی و نزولی مدار که در عرض جغرافیایی ۲۶ درجه (جنوب ایران) قرار دارند، با یکدیگر ۸ ساعت و ۲۴ دقیقه تفاوت دارند و نیز همین نقاط در عرض ۳۹ درجه (شمال ایران) ۶ ساعت و ۴۵ دقیقه با هم تفاوت زمانی دارند (به علت شکل کروی زمین و کم شدن محیط زمین در عرض‌های بالاتر)، لذا در نیمهٔ دوم سال جز در روزهای آغازین پاییز و پایانی زمستان، با توجه به کوتاه بودن مدت زمان ممکن برای عکس‌برداری (مطابق جدول)، در بازهٔ کوتاه چند روزه‌ای در میانه عمر ماهواره امکان عکس‌برداری از بین می‌رود. برای مثال، اگر ماهواره در روز اول دی ماه به مدار پرتاب شود و در شرایطی قرار گیرد که ماهواره در یال صعودی مدار در ساعات مشرف به غروب آفتاب شمال [جنوب] ایران را ببیند، با توجه به اینکه بازهٔ مناسب برای عکس‌برداری در شمال ایران (اردبیل) به وقت محلی بین ساعات ۹:۳۰ و ۱۵ است [در جنوب ایران (ابوموسی) بین ساعات ۸:۳۲ و ۱۵:۰۴ به وقت محلی] [۶] و نیز با توجه به نرخ تغییرات زمان محلی گره صعودی، پس از حدود ۱۴ روز [۱۶ روز] با توجه به تغییر زمان محلی هر نقطه از مدار به میزان ۵ ساعت و نیم [۶ ساعت و ۲۰ دقیقه]، زمان محلی نقطه‌ای از مدار که در محدودهٔ شمالی [جنوبی] ایران بود در ساعت ۹:۳۰ [۸:۴۰] قرار می‌گیرد و با توجه به اینکه در روز ۱۵ دی طلوع آفتاب در اردبیل [ابوموسی] در ساعت ۷:۳۰ [۶:۳۷] اتفاق می‌افتد، اگر عکس‌برداری را ادامه دهیم در شرایط نوری نامناسب دوساعته بعد از طلوع آفتاب قرار می‌گیریم، لذا دیگر در یال صعودی نمی‌توان از شمال [جنوب] ایران عکس‌برداری کرد؛ از طرفی نقطهٔ متناظر روی یال نزولی مدار ۶ ساعت و ۴۵ دقیقه [۸ ساعت و ۲۴ دقیقه] از نظر زمانی جلوتر است و در این زمان در ساعت محلی ۱۶:۱۵ [۱۷] قرار دارد. با توجه به اینکه در این روز غروب آفتاب در اردبیل [ابوموسی] در ساعت ۱۷:۱۰ [۱۷:۱۴] اتفاق می‌افتد، بنابراین یال نزولی مدار هنوز در بازه ۲ ساعته قبل از غروب قرار دارد و تنها پس از حدود ۲/۵ [۴] روز و کاهش ساعات محلی مدار به میزان یک [تقریباً ۲] ساعت، امکان عکس‌برداری مجدداً مهیا می‌شود. این امکان تا زمانی‌که یال نزولی مدار مجدداً در محدودهٔ نامناسب عکس‌برداری وارد نشده وجود دارد.

با بررسی دقیق‌تر می‌توان تحلیلی نیز برای میزان پوشش‌دهی ایران در عکس‌ها ارائه کرد؛ برای این منظور امکان عکس‌برداری با توجه به مدار ۳۵ درجه (مدار مرکزی ایران که از نزدیک تهران عبور می‌کند) بررسی می‌شود. اگر فرض کنیم که زمان محلی گره صعودی

ماهواره در روز پرتاب در ساعت ۱۲ قرار داشته باشد، در آن روز ماهواره این امکان را دارد که در مدار ۳۵ درجه، ایران را از ساعت محلی ۱۳:۰۷ تا ۱۴:۰۷ به وقت تهران مشاهده کند (به ترتیب زمان محلی مرزهای شرقی و غربی ایران در عرض ۳۵ درجه [۵]). با توجه به کاهش زمان محلی کلیه نقاط مدار به میزان تقریباً ۲۴ دقیقه در روز، ساعات ممکن برای ملاقات ایران به همین میزان کاهش پیدا می‌کند. بنابراین انجام مأموریت عکس‌برداری تا زمانی ممکن است که بازهٔ زمانی عکس‌برداری از ایران (که با توجه به قرارگرفتن در ابتدای پاییز، هر روز به میزان مشخص شده کم می‌شود) در بازهٔ زمانی بین ۸ صبح تا ۴ بعد از ظهر قرار داشته باشد. یعنی ساعت محلی مرزهای شرقی و غربی از این بازه خارج نشود و اگر خارج شد، به هر میزان که از این محدوده بیرون رفته باشد امکان عکس‌برداری سلب خواهد شد. به طور خلاصه شرایط عکس‌برداری وقتی محقق است که ماهواره هرگاه به مدار ۳۵ درجه رسید، هم برفراز ایران حضور داشته باشد و هم در بازهٔ مناسب عکس‌برداری. شکل (۳) بیانگر این موضوع است.

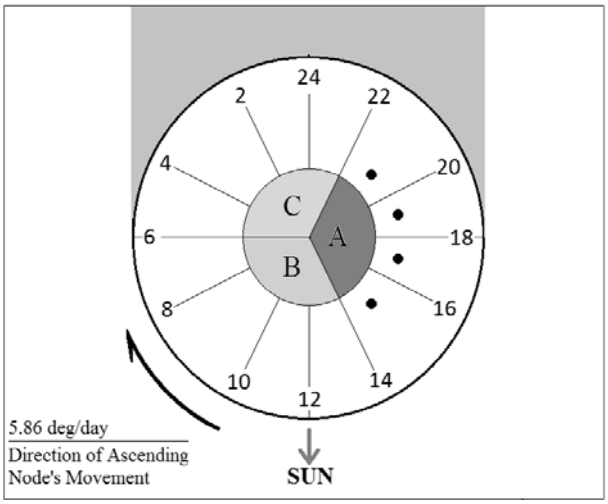


شکل۳- نمایش شرایط مناسب عکس‌برداری

مطابق توضیحات فوق، اگر ماهواره را در روز ۱۵ مهر و در ساعت ۲۲:۰۰ از ایستگاه تعیین شده به مدار پرتاب کنیم، امکان عکس‌برداری از ایران بعد از ۱۱/۵ روز به صورت جزئی و به طور تدریجی بعد از ۱۷ روز به‌طورکامل از بین می‌رود. اما از آنجا که محل‌های تقاطع یال‌های صعودی و نزولی مدار ماهواره با عرض جغرافیایی ۳۵ درجه با توجه به زاویهٔ میل خود ۸ ساعت و ۱۰ دقیقه با یکدیگر تفاوت دارند (زمان محلی بخش صعودی مدار برابر ۸ ساعت و ۱۰ دقیقه قبل از زمان محلی بخش نزولی در همان مدار است)، هر بخشی از ایران (عرض ۳۵ درجه) که در شرایط نامساعد عکس‌برداری قرارگیرد، بعد از تقریباً نیم روز از طرف نزولی مدار قابل رؤیت در شرایط مساعد عکس‌برداری خواهد بود. بنابراین می‌توان استدلال کرد که باوجود قرارگرفتن بخش صعودی مدار در تاریکی، به علت این اختلاف زمانی دو طرف مدار، هیچ گاه امکان عکس‌برداری از یک منطقه برای مدتی از بین نخواهد رفت. اما ساعت محلی بخش نزولی مدار نیز روزانه دستخوش تغییر ساعت به میزان تقریباً ۲۴ دقیقه می‌شود. بنابراین این بخش نیز پس از مدتی به سرنوشت بخش صعودی دچار شده و از طرف صبح محلی به کسوف می‌رود. در این وضعیت بخش صعودی مدار در عرض ۳۵ درجه حدوداً ۸ ساعت عقب‌تر و در ساعات محلی شب قرار دارد. بنابراین با ورود بخش نزولی مدار به شرایط نامساعد عکس‌برداری، هر دو یال مدار در نیمکرهٔ شمالی زمین غروب کرده‌اند و کلیه نقاط مدار باید حدود ۲۰ روز منتظر باشند تا ساعت محلی بخش صعودی مدار در عرض ۳۵ درجه به شرایط نوری مناسب ورود کند. فرایند ورود بخش نزولی مدار به شرایط نامساعد عکس‌برداری بین عرض جغرافیایی شمال و جنوب ایران تقریباً ۲ روز به طول می‌انجامد و پس از تقریباً ۲۰ روز، خروج بخش صعودی مدار از این شرایط نیز به همین مقدار زمان می‌برد. در مدت این ۲ روز عکس‌برداری از ایران به صورت جزئی امکان‌پذیر است.

تا اینجا دو دسته محدودیت مورد بررسی قرار گرفت؛ دستهٔ اول مربوط به الزامات تولید توان بود که به دلیل چرخش گره صعودی مدار و عوض شدن وجه مورد تابش آن، مدت زمان ممکن برای مأموریت ماهواره را به ۳۰ روز از عمر ۳۷ روزه کاهش داد که با درنظر گرفتن بازده سلول‌های خورشیدی، این مدت باز هم کمتر شده و به ۲۵ روز کاهش پیدا می‌کند. اما دستهٔ دوم الزامات مربوط به عکس‌برداری بود که با توجه به شرایط نوری فصل پاییز و مشخصات مدار و عرض جغرافیایی ایران، حدوداً ۴۰ روز امکان عکس‌برداری کامل و جزئی فراهم بوده و ۲۰ روز عکس‌برداری ممکن نیست.

خلاصه مباحث ارائه شدهٔ فوق برای ساده‌تر شدن فهم موضوع در شکل (۴) نمایش داده شده است. با این فرض که زمان مناسب عکس‌برداری بین ساعت ۸ تا ۱۶ است، با توجه به اختلاف ۲ ساعته زمان محلی مدار ۳۵ درجه و مدار استوا، درصورتی‌که گره صعودی مدار در ناحیهٔ A قرار بگیرد در هیچ کدام از یال‌های مدار امکان عکس‌برداری موجود نیست. اگر گره صعودی مدار در ناحیهٔ B قرار بگیرد، عکس‌برداری در یال B ممکن است و اگر در ناحیهٔ C قرار بگیرد، عکس‌برداری در یال نزولی ممکن خواهد بود.

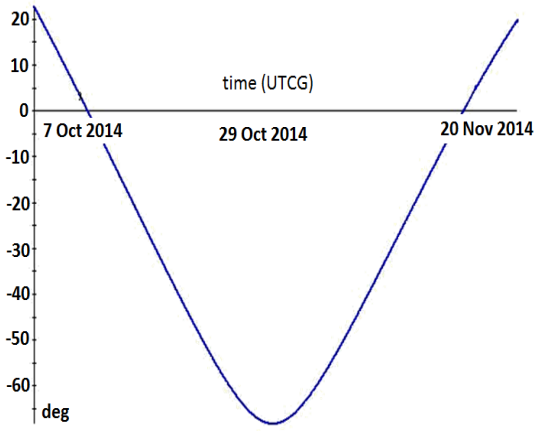


شکل ۴- شکل شماتیک ملاحظات عکس‌برداری در ماهوارهٔ IRSAT

تعیین پنجرهٔ پرتاب با درنظر گرفتن مانور وضعیت ماهواره

یک راه حل برای افزایش تعداد روز مفید برای انجام مأموریت عکس‌برداری توسط ماهواره این است که ماهواره در ساعت محلی حدود ساعت ۲۳:۵۰ به وقت ایستگاه پرتاب به مدار ارسال شود (تعیین ساعت دقیق بامداد تعیین کننده درصدی از مساحت ایران است که در روز اول پس از پرتاب نور کافی را برای عکس برداری احتمالی دارا می‌باشد). با قرار دادن ماهواره در چنین شرایطی تقریباً ۴۰ روز امکان عکس‌برداری از ایران در الگوهای نوری متنوع وجود دارد. این مدت تقریباً برابر عمر بالستیک ماهواره است و می‌توان اینگونه تصور کرد که تقریباً محدودیتی از نظر عکس‌برداری از ایران وجود ندارد. لازم به ذکر است که در این مدار مقدار زاویه صعود از راست برابر ۲۲۵/۸ درجه محاسبه می‌شود.

گره صعودی ماهواره در چرخش خود برای مدتی در محدوده‌ای قرار می‌گیرد که زاویهٔ تابش پرتوهای خورشید به سلول‌های خورشیدی کمتر از حداقل مورد نیاز است. مثلاً اگر حداقل زاویه مورد نیاز ۱۵ درجه باشد، حدود ۵ روز سلول‌های خورشیدی صفحه Y+ ماهواره نور را با زاویه‌ای کمتر از این مقدار می‌بینند. البته ممکن است بتوان با کم کردن استفاده از توان در زیر سیستم‌های ماهواره، در این بازه ۵ روزه نیز بخشی از مأموریت عکس‌برداری را انجام داد. در اینجا پیشنهاد می‌شود که وقتی ساعت محلی گره صعودی ماهواره برابر ساعت ۱۲ شد، ماهواره باید ۱۸۰ درجه حول محور Z بدنه بچرخد تا با تغییر علامت زاویه بتای صفحه‌ی مدار، نور دهی به سلول‌های خورشیدی قطع نشود. شاید بزرگترین تفاوت این مدار با مدار قبلی در این باشد که در مدار قبلی پس از ۳۰ روز سلول‌های خورشیدی صفحه Y+ ماهواره کاملاً در کسوف قرار می‌گرفت، اما در این مدار این اتفاق نمی‌افتد و پس از ۵ روز با یک مانور برای مدت ۳۰ روز توان کافی در دسترس است و برای عکس‌برداری در ۵ روز پایانی نیز با انجام یک مانور دیگر توان مورد نیاز تأمین می‌شود. در این روش تا پایان عمر بالستیک ماهواره امکان عکس‌برداری از ایران (حدود ۴۰ روز) وجود دارد. نمودار تغییرات زاویهٔ بتا برای صفحه مداری مطابق شکل (۵) است که این مقدار برای صفحهٔ Y+ ماهواره با یک علامت منفی صدق می‌کند. در این مدار زمانی که زاویهٔ بتای صفحهٔ مداری تغییر می‌کند باید ماهواره را حول محور Z چرخاند.

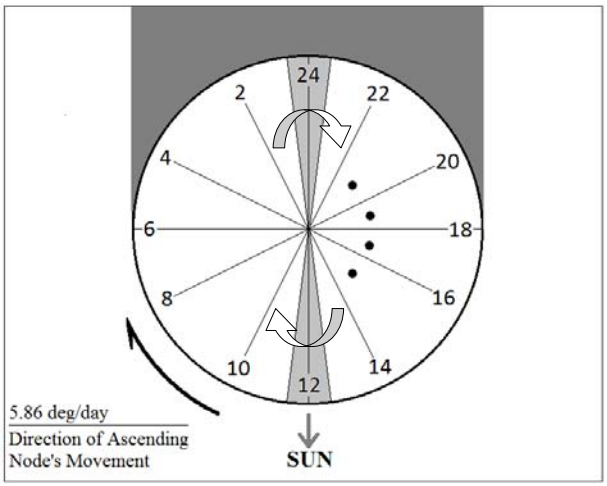


شکل ۵- زاویهٔ بتای صفحهٔ مداری (منفی زاویهٔ بتای صفحهٔ Y+ ماهواره)

طراحی فوق بر اساس بیشینه‌کردن زمان عکس‌برداری انجام گرفت که برای تحقق این موضوع با دوبار مانور چرخش ماهواره، از قرار گیری سلول‌های خورشیدی در کسوف اجتناب شد.

در شکل (۶) به‌صورت مختصر قیود و الزامات توان و عکس‌برداری جمع‌بندی شده است. در این شکل هم مشابه شکل (۲) و (۴)، به‌منظور چرخش گره صعودی مدار نمایش داده شده است و رویداد مربوط به قرارگیری گره صعودی در هرکدام از قطاع‌های زمین مشخص شده است. در این شکل، قطاع خاکستری اطراف ساعت ۱۲ و ۲۴ نمایانگر زاویهٔ بتای نامناسب برای سلول‌های خورشیدی و ناحیهٔ مشخص شده با علامت (•) بیانگر عدم امکان عکس‌برداری در هیچ یک از یال‌های صعودی یا نزولی به دلیل عدم تابش مناسب نور آفتاب است.

فلش‌های موجود در این شکل در دو زمان محلی ۱۲ و ۲۴ نمایانگر موقعیت انجام مانور چرخش حول محور Z است. مطابق توضیحات فوق، در صورت عدم انجام مانور، پس از عبور از این نقاط دیگر توان کافی در دسترس نخواهد بود.



شکل ۶- جمع‌بندی الزامات توان و عکس‌برداری ماهوارهٔ IRSAT

شرایط جوی

زمان پرتاب را باید به‌گونه‌ای درنظر گرفت که شرایط جوی بر روی مراحل پرتاب تأثیر چشمگیری نداشته باشد. شرایط جوی از جمله بادهای شدید به شدت زمان پرتاب را محدود می‌کند. به همین دلیل زمان پرتاب ممکن است به دلیل ناپایداری‌های جوی به تأخیر بیفتد، که این منجر به صرف هزینه و زمان بیشتر می‌شود. البته غالباً شرایط جوی قابل پیش‌بینی است.

انتخاب آرگومان حضیض

با توجه به نتایج شبیه‌سازی‌ها، آرگومان حضیض ماهواره در طول مدت عمر ماهواره حدوداً ۱۳۰ درجه تغییر می‌کند. از آنجا که عمر ماهواره کوتاه است و المان‌های مداری دائماً و با سرعت زیاد تغییر می‌کنند، درنظرگرفتن ملاحظات مدار تثبیت شده برای این مدار ارزشی ندارد. اما با توجه به اینکه آرگومان حضیض مدار موقعیت قرارگیری ارتفاع اوج و حضیض را مشخص می‌کند، برای اینکه بتوان در ارتفاع مناسب از هدف عکس‌برداری کرد، باید همزمان با انتخاب زاویهٔ صعود از راست، زاویهٔ آرگمان حضیض مناسب را نیز تعیین کرد. در تعیین این زاویه باید به تغییرات آن در طول یک ماه و نیم توجه کرد. با توجه با اینکه پرتابگر ماهواره به سمت جنوب شرقی ایران و به سمت نقطهٔ حضیض مدار پرتاب می‌شود، با درنظر گرفتن ساعت پرتاب، مقدار آرگومان حضیض برابر ۱۸۰ درجه انتخاب می‌شود. در این صورت نقطهٔ اوج مدار در روز قرار می‌گیرد که امکان عکس‌برداری مساحت بیشتری از ایران را فراهم می‌کند. با گذشت زمان و تغییر آرگومان حضیض، ارتفاع عکس‌برداری و در نتیجه مساحت پوشش‌دهی ایران تغییر می‌کند.

به‌منظور ارائهٔ الگوی حاضر، شبیه‌سازی‌های متعددی با کمک نرم‌افزار STK[10] [۵] انجام گرفته است. سپس نتایج این شبیه‌سازی‌ها به عنوان ورودی تحلیل‌های مربوط به پنجرهٔ پرتاب به‌منظور ارائهٔ یک الگوی تصویری برای میکروماهواره IRSAT مورد استفاده قرار گرفت.

ارائهٔ الگوی تصویری- مفهومی پنجرهٔ پرتاب

شکل (۷) یک الگوی تصویری مفهومی برای تقریب به ذهن گزینه‌های پیش رو برای پنجرهٔ پرتاب است که توضیحات مربوط به آن در ادامه ذکر شده است:

- مدار A: زمان تقریبی پرتاب ساعت ۰۰:۰۰ به وقت تهران؛ a_1 محل گره صعودی و a_2 محل ملاقات ایران
- مدار B: زمان تقریبی پرتاب ساعت ۲۳:۰۰ به وقت تهران؛ b_1 محل گره صعودی و b_2 محل ملاقات ایران
- مدار C: زمان تقریبی پرتاب ساعت ۲۲:۰۰ به وقت تهران؛ c_1 محل گره صعودی و c_2 محل ملاقات ایران
- مدار D: زمان تقریبی پرتاب ساعت ۲۱:۰۰ به وقت تهران؛ d_1 محل گره صعودی و d_2 محل ملاقات ایران
- هر قطاع در دایره (Delta) زاویه‌ای ۱۵ درجه‌ایست که اختلاف زمان محلی دو سر آن یک ساعت است. زمان لازم برای طی‌شدن هر قطاع توسط گره صعودی مدار تقریباً ۲/۵ روز است. بنابراین زمان محلی گره صعودی مدار پس از ۲/۵ روز تقریباً ۱ ساعت تغییر می‌کند.
- گره صعودی و کلیه نقاط روی هر مدار در جهت ساعتگرد می‌چرخد؛ مثلاً کلیه نقاط مدار A مثل a_1 و a_2 پس از حدود ۲/۵ روز در جهت ساعتگرد چرخیده و در به ترتیب در نقاط b_1 و b_2 قرار می‌گیرند.
- در صورت قرار گیری گره صعودی مدارها در قطاع‌های خاکستری رنگ دایره (دو قطاع اطراف ساعت ۱۲ و ۲۴)، نورکافی برای سلول‌های خورشیدی تأمین نمی‌شود.
- در صورت قرارگرفتن گره صعودی در قطاع‌های دارای علامت (•)، عملیات عکس‌برداری مقدور نیست.
- با رسیدن مدارها به مناطق c_1 یا 'c، مانور ۱۸۰ درجه مداری لازم است.
- برای هر مدار یک کمان خاکستری رنگ کشیده شده که مسیر حرکت گره صعودی از ابتدای آن آغاز شده و تقریباً در انتهای آن پایان می‌یابد. گره صعودی مدار نیز در همین جهت حرکت می‌کند.

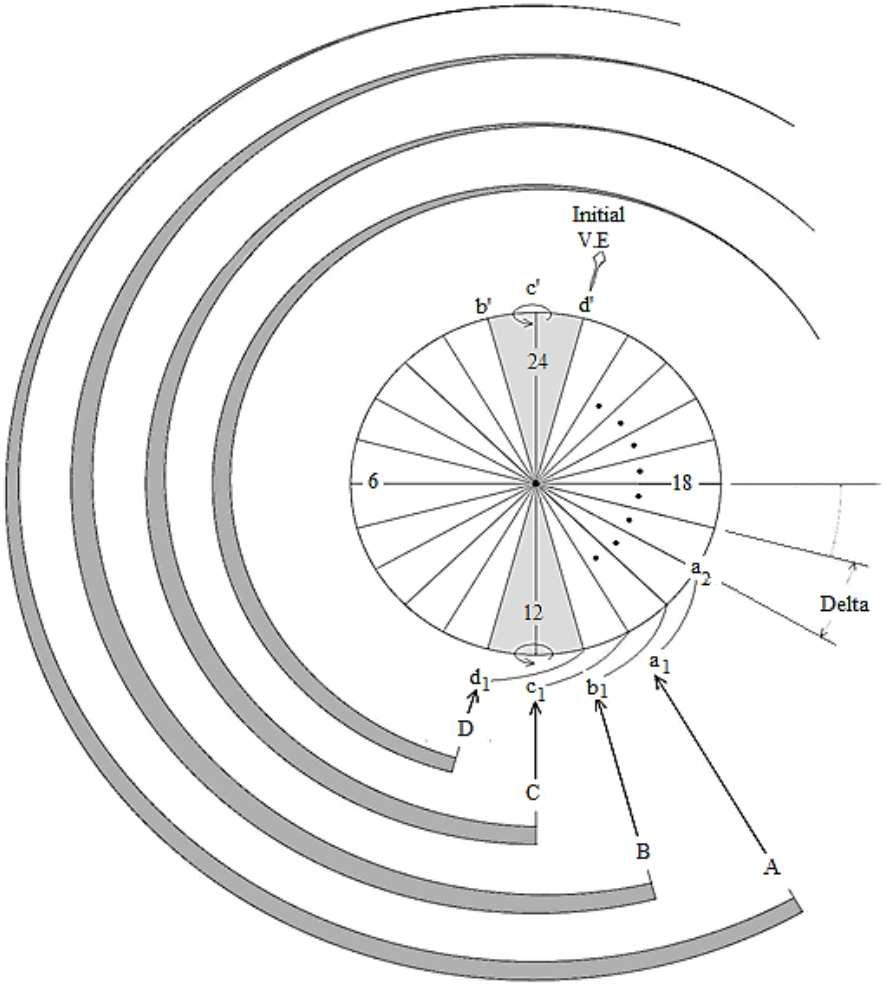
10. Satellite Tool Kit (STK) software

- با توجه به دایره مرکزی اتفاقاتی که برای هر مـدار در طـول عمـر ماهواره (طول کمان هر مدار) می‌افتد قابل شناسایی است.

هر یک ساعت تأخیر در پرتاب ماهواره، نقطهٔ ابتدای مدار را به اندازهٔ یک قطاع در جهت پاد ساعتگرد می‌چرخاند. این مورد برای هر یک ساعت تقدم در پرتاب برعکس است. مثلاً اگر مدار B یک ساعت زودتر پرتاب شود بر مدار C منطبق می‌شود و اگر یک ساعت دیرتر پرتاب شود بر مدار A منطبق خواهد شد.

نتیجه‌گیری

با توجه به مشخصات ماهوارهٔ IRSAT و توضیحات ارائه شده در مقاله، وضعیت A برای پرتاب ماهواره به مدار مذکور پیشنهاد می‌شود. درصورتی‌که ماهواره در این مدار قرار بگیرد باید بتواند حداقل یک بار



شکل ۷- الگوی تصویری گزینه‌های پنجرهٔ پرتاب ماهوارهٔ IRSAT

حول محور z بدنه به میزان ۱۸۰ درجه مانور انجام دهد. با توجه به اطلاعات ارائه شده، برای مأموریت‌های مختلف و شرایط متفاوت با الگوریتم مذکور می‌توان پنجره پرتاب مناسب را به‌دست آورد.

درصورتی‌که ماهواره قبل از منطقه A پرتاب شود، آنگاه به‌منظور تأمین نیازمندی‌های توان باید حداقل یک‌بار در طول عمر عملیاتی ماهواره مانور وضعیت داشته باشد. اما اگر بعد از منطقهٔ A پرتاب شود، دو مانور برای تأمین نیازمندی‌های توان ماهواره باید انجام گیرد.

شایان ذکر است که توضیحات مربوط به عکس‌برداری در این مقاله تنها به بررسی امکان عکس‌برداری مناسب در عرض جغرافیایی مورد نظر پرداخته است؛ اما عکس‌برداری مؤثر از محدودهٔ مشخصی مثل ایران، مشروط به این است که ماهواره این عرض را بر فراز ایران تجربه کند، نه جای دیگر و قطعاً این شرط همیشه برآورده نخواهد شد بنابراین ممکن است در پاره‌ای از اوقات به‌رغم وجود امکان عکس‌برداری از عرض جغرافیایی مورد نظر، خطوط زمینی به گونه‌ای قرار گرفته باشند که فرصت

عکس‌برداری از ایران پیش نیاید؛ محاسبهٔ دقیق زمان‌های عکس‌برداری ارتباطی به مبحث پنجره پرتاب ندارد و پس از انتخاب پنجرهٔ پرتاب، تنها از شبیه‌سازی‌های دقیق به‌دست می‌آید. اما باید دقت کرد که درصورت عدم انتخاب پنجرهٔ پرتاب مناسب، به هیچ‌وجه امکان انجام مأموریت با هیچ کیفیتی وجود نخواهد داشت.

مراجع

[1] Fortescue, P., Stark, J. and Swinerd, G., *Spacecraft Systems Engineering*, 3rd Edition., John Wiley and Sons, England, 2003.

[2] Sidi, M. J., Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach, Cambridge Aerospace Series, 1997.

[3] Capderou, M., Satellite, Orbits and Missions, Springer-Verlag, France, 2005.

[4] Larson, W. J. and Wertz, J. R., Space Mission Analysis and Design, 3rd Edition., Microcosm Press, EI Segundo, California, 1999.

[5] STK (Satellite Tool Kit) Software, V. 8.1.1.

[6] (calendar.ut.ac.ir), Center of Calendar, Geophysics Department, Tehran University (In Persian).