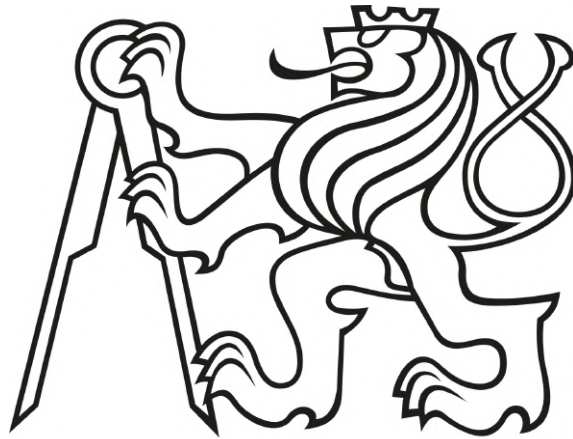


České Vysoké Učení Technické v Praze

Strojní fakulta

Ústav letadlové techniky



Aplikace fotovoltaických článků v kompozitní konstrukci letadel

Application of photovoltaic cells in composite
aircraft structure

DIPLOMOVÁ PRÁCE

Matouš Hrnčír

Vedoucí práce: Ing. Karel Barák

2020

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Hrnčíř** Jméno: **Matouš** Osobní číslo: **420485**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávací katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Aplikace fotovoltaických článků v kompozitní konstrukci letadel

Název diplomové práce anglicky:

Application of photovoltaic cells in composite aircraft structure

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) Rešerši současného stavu fotovoltaických článků a jejich integrace do konstrukce
- 2) Návrh technologie výroby kompozitní konstrukce s integrovanými fotovoltaickými články
- 3) Ověřte navrženou technologii výroby na demonstrátoru
- 4) Ověřte účinnost integrovaných fotovoltaických článků

Seznam doporučené literatury:

Beránek, Pavel. Návrh náboje sklopné stavitelné vrtule. Praha, 2017. Bakalářská práce. ČVUT v Praze, Fakulta strojní, Ústav letadlové techniky.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Ing. Karel Barák, ústav letadlové techniky FS


Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) diplomové práce:

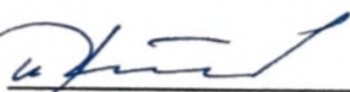
Datum zadání diplomové práce: **24.04.2020**

Termín odevzdání diplomové práce: **07.08.2020**

Platnost zadání diplomové práce:


Ing. Karel Barák
podpis vedoucí(ho) práce


Ing. Robert Theiner, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry


prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Diplomant bere na vědomí, že je povinen vypracovat diplomovou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v diplomové práci.

29.4.2020
Datum převzetí zadání


Podpis studenta

Abstrakt

Tato diplomová práce se zabývá integrací fotovoltaických článků do kompozitní konstrukce s ohledem na využitelnost v konstrukci letadel. Úvodní, teoretická část práce pojednává o využití solární energie v letectví od historicky prvních solárních letounů až po současnost. Dále je vysvětlen princip fotovoltaického článku a jsou uvedeny elektrické parametry, které lze u článků měřit. Rovněž je pojednáno o využitelnosti slunečního záření a je představen vývoj účinnosti různých typů fotovoltaických článků. Druhá část práce je experimentální a zabývá se integrací článku do kompozitu. Prakticky jsou vyzkoušeny dvě různé metody výroby - kontaktní laminace a vakuová infuze. U vyrobených vzorků je spočítán hmotnostní přírůstek vlivem integrace do kompozitu. Závěrečná část práce se zabývá měřením výkonu zalaminovaných fotovoltaických článků a stanovením účinnosti.

Klíčová slova: fotovoltaický článek, solární článek, kompozitní materiál, laminace, účinnost, infusní technologie

Abstract

This diploma thesis deals with the encapsulation of photovoltaic cells into a composite aircraft structure. Introductory theoretical part of the thesis is about the use of solar energy in aviation from the historically first solar aircraft to the present. Furthermore, the principle of the photovoltaic cell is explained and the electrical parameters, that can be measured for the cells, are introduced. The usability of solar radiation is also discussed and the development of the efficiency of various types of photovoltaic cells is presented. The second part of the thesis is experimental and deals with the production of an encapsulated cell into a composite material. Two different production methods are practically tested - hand lay-up and vacuum infusion process. For the produced samples, the weight gain of encapsulated photovoltaic cells is calculated. The final part deals with measuring the performance and efficiency of encapsulated samples.

Key words: photovoltaic cell, solar cell, composite material, encapsulation, efficiency, hand lay-up, vacuum infusion process

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto práci vypracoval samostatně s použitím literárních pramenů a informací, které cituji a uvádím v seznamu použité literatury a zdrojů informací.

Datum:

.....
podpis

Poděkování

Děkuji vedoucímu práce panu Ing. Karlu Barákovi za odbornou pomoc a cenné rady především při praktické části práce. Dále bych rád poděkoval panu Tomáši Bisovi ze společnosti COMPOSIT AIRPLANES spol. s r.o., který mi umožnil v době pandemie, kdy byl přístup do školních laboratoří zakázán, část práce realizovat v prostorách společnosti.

Obsah

Úvod	7
1 Fotovoltaika v letectví	8
2 Historie solárních letounů	10
2.1 Sunrise	10
2.2 Gossamer Penguin	11
2.3 Solar Challenger	12
2.4 Solair I	13
2.5 Sunseeker	13
2.6 Bezpilotní letouny pro lety ve vysokých výškách	14
2.6.1 Program NASA ERAST	14
2.6.2 SoLong	16
2.6.3 QinetiQ Zephyr	17
2.7 Solar Impulse	18
2.8 Současný stav	19
3 Fotovoltaické články	24
3.1 Využitelnost slunečního záření	26
3.2 Elektrické parametry FV článků	28
3.3 Typy fotovoltaických článků	31
4 Integrace FV článků do konstrukce	34
4.1 Povrchová vrstva	37
5 Technologie výroby	38
5.1 Používané materiály	39
5.2 Infuzní technologie	39
5.3 Kontaktní laminace	40
5.4 Prepregová technologie	41
6 Vlastní výroba	42
6.1 Použité FV články	42
6.1.1 SunPower Maxeon™ GEN II	42
6.1.2 Viko cell Mono Series	43
6.1.3 Pájení elektrických kontaktů	43
7 Kontaktní laminace	45

8	Vakuová infuze	50
8.1	Test prosycení	50
8.1.1	Výběr tkanin	50
8.1.2	Průběh testu	51
8.2	Vzorek s ABS destičkou	53
8.3	Vzorky s články Viko cell Mono Series	55
8.4	Vzorky s články SunPower Maxeon	58
8.4.1	Použití netkané textilie	62
8.4.2	Využití dvojitého těsnění a regulace podtlaku	64
9	Souhrn vyrobených vzorků	67
9.1	Vzorky vyrobené pomocí kontaktní laminace	67
9.2	Vzorky vyrobené pomocí vakuové infuze	68
10	Hmotnostní rozbor	70
11	Stanovení účinnosti	73
11.1	Měření simulátorem slunečního záření	73
11.2	Měření venku na slunci	79
12	Solární energie	82
	Závěr	84
	Seznam použité literatury	88
	Přílohy	93

Úvod

Letecká doprava a letectví obecně je jedním z nejdynamičtěji se rozvíjejících oborů. Umožňuje každý den vzduchem přepravit miliony cestujících a miliony tun zboží nebývalou rychlostí na velké vzdálenosti. Avšak vzestup letecké dopravy v posledních letech s sebou nese i negativní aspekty především v podobě znečišťování životního prostředí. I přes to, že efektivita letových pohonných hmot je stále vyšší, roste i objem použitého paliva v důsledku celkového růstu letecké dopravy. Zkoumají se tak nové alternativní možnosti pohonů letadel, jejichž cílem je především snižování emisí skleníkových plynů. Jednou z alternativ může být využití elektrického pohonu.

Oproti automobilovému průmyslu, který se vydává jasným směrem elektrifikace, je situace u letadel složitější. To je dáno především základní skutečností, že energetická hustota baterií, které poskytují energii pro pohon elektromotorů, je stále mnohem nižší než energetická hustota fosilních paliv. Proto je vytrvalost elektromotorů obvykle výrazně nižší než u motorů spalovacích a letoun tak není schopen udržet se ve vzduchu bez nutnosti přistání po delší časové období.

Určité řešení k prodloužení elektrického pohonu letounu je sběr energie z prostředí při samotném letu. Vhodným prostředkem pro akumulaci energie může být využití solární energie prostřednictvím fotovoltaických článků, které jsou instalovány na povrch letounu, zejména pak křídel.

Tato práce se bude zabývat procesem integrace solárních článků do kompozitní konstrukce. Cílem práce je navrhnout a ověřit vhodnou technologii výroby integrovaného solárního článku do kompozitu a zajistit, aby tato integrace negativně neovlivňovala výkon článku a s tím související výkon letounu.

1 Fotovoltaika v letectví

Fotovoltaický jev, na jehož principu fungují solární články, byl poprvé pozorován v roce 1876. V následujících dekádách bylo učiněno mnoho pokusů o sestrojení fotovoltaických článků, ale jejich účinnost se pohybovala pouze kolem 1%. Až v roce 1954 vynálezci G. L. Pearson, Daryl Chapin, Calvin Fuller vyrobili první článek založený na monokrystalickém křemíku s účinností cca 6%, který předznamenal současnou podobu solárních článků. Jejich význam se zprvu projevil zvláště v kosmonautice, kde se začaly používat jako zdroj energie pro vesmírné družice. [1]

V sedmdesátých letech dvacátého století se začaly objevovat první pokusy o využití FV článků v letectví. Američané Robert J. Boucher a jeho bratr Roland ze společnosti Astro Flight se pokoušeli vyvinout bezpilotní elektrický letoun, který by byl poháněn energií ze Slunce. K tomu mělo sloužit 4096 FV článků umístěných na křídle o rozpětí 10 metrů. Dálkově ovládaný letoun nesoucí název Sunrise I poprvé úspěšně vzlétl 4. listopadu 1974 v jižní Kalifornii. Posléze, v zimních měsících, uskutečnil řadu tří až čtyř hodinových testovacích letů, než byl zničen při písečné bouři. O rok později přišel Boucher s nástupcem, vylepšeným letounem Sunrise II, který měl být schopný dosáhnout výšky téměř 23 km. Ve výšce 5 km však selhal systém řízení, což zapříčinilo strukturální selhání draku. Projekt Sunrise se přesto stal prvním úspěšným projektem, kde bylo Slunce využito jako hlavní zdroj energie pro pohon letounu. [2]

V následujících letech se podařilo zvýšit účinnost FV článků. Ta vcelku rychle vzrostla z původních 6% na 14% a v dnešní době se pro dobře dostupné technologie daří dosahovat účinnosti běžně okolo 20%. [3] Vzhledem k výzkumu v této oblasti a novým technologiím se dá očekávat růst účinnosti i nadále.

Schopnost letounu udržet se ve vzduchu bez nutnosti přistání po delší časové období je klíčovým tématem a cílem výzkumu jak v oblasti civilního letectví, tak i v oblasti bezpilotních vzdušných prostředků, které tak mohou sloužit k různým civilním i vojenským účelům. Vznikají tak projekty malých bezpilotních leteadel (SUAS - Small Unmanned Aerial Systems). Ty jsou nejčastěji poháněny elektrickým motorem, který je vhodný pro jejich snadné použití a zároveň umožňuje sníženou hladinu hluku, což je pro vojenské a bezpečnostní účely nezbytné. Za účelem prodloužit elektrický pohon takových letounů a setrvat déle ve vzduchu při plnění různých misí je nutná akumulace energie do baterií. Ty totiž nedodávají energii pouze elektromotorům, ale také různým avionickým, monitorovacím nebo měřicím systémům, které jsou na letoun instalovány pro účely konkrétních úkolů a misí. Vhodným prostředkem pro akumulaci energie se jeví využití solární energie prostřednictvím fotovoltaických článků, které jsou na letoun instalovány.

Velké finanční prostředky putují rovněž do projektů solárně poháněných bezpilotních letounů, které létají ve vysokých nadmořských výškách přesahujících 20 km. Cílem je vyvinout bezpilotní letouny, které ve vzduchu vydrží v řádu let bez nutnosti

přistání a budou moci plnit různé telekomunikační, zpravodajské, průzkumné, měřicí a jiné úkoly.

Potenciál využívat solární energii v letectví ukázal švýcarský pilotovaný letoun Solar Impulse, který obletěl v období od března 2015 do července 2016 celou Zemi pouze na solární pohon.

2 Historie solárních letounů

2.1 Sunrise

Projekt Sunrise amerického konstruktéra Roberta J. Bouchera stál na zrodu solárního letectví. Jeho letoun Sunrise I poprvé vzletl v listopadu roku 1974, a i přes následné zimní období, kdy počasí bylo spíše sychravé, zvládl absolvovat několik úspěšných testovacích letů, než byl zničen písečnou bouří.

Dle úvodních výpočtů měl být letoun převážně dřevěné konstrukce schopný dosáhnout výšky 75000 stop, tedy téměř 23 km. Vývoj však provázela řada problémů. FV články dodávané firmou Heliotek byly o 1 kg těžší a zároveň nedisponovaly očekávaným výkonem 600 wattů, ale pouze 450 wattů. Vzhledem k neočekávané vyšší hmotnosti 4096 solárních článků umístěných na horním povrchu křídla o rozpětí 10 metrů (**Obr.1**) musel Boucher umístit přídatnou 1 kg zátěž do motorového prostoru vpředu letounu, aby zajistil potřebnou stabilitu pro let. Hmotnost letounu se tak zastavila na 12,5 kg. Podle upravených výpočtů měl být letoun s touto hmotností schopen dosáhnout výšky 7,5 km v slunečném červenci a 3 km výšky v prosinci.

Některé problémy Sunrise I se podařilo Boucherovi vyřešit vývojem nového letounu Sunrise II. Především se zlepšila účinnost dodávaných solárních článků, které při hmotnosti 2 kg dokázaly produkovat výkon 600 W. První let letounu Sunrise II (**Obr.2**) proběhl v září roku 1975 a další testy ukázaly, že by letoun mohl být schopný v letních měsících zvládat 24 hodinové lety a dosáhnout výšky téměř 23 km. Po několika dalších testovacích letech byl Sunrise II zničen kvůli poruše systému řízení ve výšce 5 km. [2]



Obr. 1: FV články na křídle Sunrise I [4]



Obr. 2: Sunrise II před prvním vzletem [2]

Projekt Sunrise jako první ukázal, že do budoucna lze předpokládat schopnost vytvářet letouny, které budou dosahovat vysokých výšek a realizovat dlouhé vytrvalostní lety pouze na solární energii.

2.2 Gossamer Penguin

Američan Paul MacCready, který byl v mládí zaníceným leteckým modelářem, během svého života realizoval několik letounů s neobvyklým řešením. Za podpory společnosti DuPont se po dvou úspěších s letadly poháněnými lidskou silou zakoukl do problému souvisejícího s využitím sluneční energie. V roce 1980 se svým letounem Gossamer Penguin, který se konstrukčně téměř nelišil od lidskou silou poháněného Gossamer Albatross (s kterým v roce 1979 získal Kremerovu cenu a finanční prémii 213 000 USD za přelet kanálu La Manche z Anglie do Francie), uskutečnil řadu ne příliš dlouhých, leč úspěšných letů.

Nejprve pomocí energie v instalovaných bateriích a později již jen pomocí FV článků umístěných na panelu nad trupem letounu. Vzhledem k problémům s hmotností letounu musel být pilot co nejlehčí, proto tuto roli MacCready svěřil svému teprve 12letému synovi Marshallovi. Toho později nahradila Janice Brown, učitelka s pilotním průkazem a hmotností kolem 45 kg. Ta při veřejném letu 7.srpna 1980 uletěla během 14 minut vzdálenost asi 3 km. I přes mnoho problému (absence křidélek – problémy s bočním větrem, turbulencí, špatná říditelnost), kterými letoun disponoval, se Gossamer Penguin stal prvním pilotovaným solárním letounem v historii. [2]



Obr. 3: Letoun Gossamer Penguin pilotovaný učitelkou Janice Brown při demonstračním letu pro média v srpnu 1980 [5]

2.3 Solar Challenger

Společnost DuPont byla dostatečně povzbuzena letem Gossamer Penguin a rozhodla se sponzorovat další, mnohem ambicióznější projekt. Úkolem týmu okolo MacCreedyho bylo sestrojít pilotovaný letoun poháněný solární energií, který dokáže přeletět kanál La Manche. Tak vznikl Solar Challenger.

Solar Challenger byl jednomístný hornoplošník s robustnější konstrukcí, konvenčním uspořádáním ocasních ploch s mohutnou VOP i SOP, které byly z velké části pokryty FV články. Rozpětí křídla bylo 14 metrů. Důležité bylo použití profilu křídla s co nejdělsí rovnou částí, protože v té době se solární články vyráběly pouze jako pevné a ploché jednotky a bylo složité je připevnit na zakřivený profil, aniž by to nepůsobilo vysoký nárůst odporu. To byl problém například u prvních solárních letounů Sunrise, kde byl použit zakřivený profil Eppler 387 a instalované FV články zvýšily odpor letounu téměř dvojnásobně.

Pro letoun Solar Challenger byl vyvinut profil Lissaman-Hibs 8025, který má rovný povrch na 85 % své hloubky, jak je patrné z **Obr.4**, a tudíž byl vhodný pro integraci solárních článků. Těch bylo na letoun připevněno celkem 16 128. Výsledkem bylo několik desítek testovacích letů a 7. července 1981 Solar Challenger úspěšně absolvoval přelet kanálu La Manche dlouhý 5h 23min z Corneille-en-Verin Airport ve Francii do Manston Royal Air Force Base v Anglii. [2]



Obr. 4: FV články na křídle Solar Challenger [5]



Obr. 5: Letoun Solar Challenger při testovacím letu v květnu 1981 [5]

2.4 Solair I

Zatímco tým okolo MacCreadyho pracoval v Kalifornii na vývoji svého letounu Solar Challenger, německý konstruktér Gunter Rochelt vymýšlel v Mnichově vlastní letoun na solární energii rovněž s ambicí přeletu kanálu La Manche. Jeho letoun Solair I vycházel z konceptu švýcarského letoun Aviafiber Canard 2FL, který měl nekonvenční kachní uspořádání vodorovných ocasních ploch.

Mohutně působící křídlo letounu o rozpětí 16 metrů Rochelt osadil čtvercovými fotovoltaickými články o rozměrech 8,5 cm x 8,5 cm. Vzhledem k vysokému zakřivení horní plochy křídla s profilem Wortman FX 63-137 musel FV články instalovat do několika rovných segmentů a zbývající prostory vyplnil silikonem a vybrousil tak, aby dosáhl co nejčistějšího aerodynamického tvaru. [2]

Celkem bylo na letounu umístěno 2499 solárních článků, které poskytly výkon 1800 W. Pro bezpečný vzlet byla instalována nikl-kadmiová baterie s kapacitou 0,4 kWh. I přes řadu změn a optimalizací se Rocheltovi nepodařilo vzlétnout bez použití energie ze záložní baterie a souboje o prvenství v přeletu kanálu La Manche zcela na solární energii se se svým letounem nemohl účastnit. Nejdelší let zaznamenal v srpnu 1983, kdy byl letoun ve vzduchu 5 hodin a 41 minut. [3]



Obr. 6: Letoun Solair [2]



Obr. 7: Letoun Sunseeker [6]

2.5 Sunseeker

V roce 1986 zahájil Američan Eric Raymond práce na vývoji letounu Sunseeker. Jeho cílem bylo vytvořit letoun, se kterým by byl schopen přeletět během několika letů Spojené státy americké za použití solární energie.

Konstrukce letounu splňovala podmínky kluzáků s velmi dobrým klouzavým poměrem 35 a její hmotnost byla pouze 45 kg. Po instalaci solárních článků, baterie, převodového motoru a vrtule se hmotnost vyšplhala na 89 kg a klouzavý poměr byl 30.

Během léta 1990 uskutečnil Raymond přelet USA. K tomu potřeboval celkem 21 letů a 125 hodin ve vzduchu. Jeho nejdelší let měřil kolem 400 km. [3]

2.6 Bezpilotní letouny pro lety ve vysokých výškách

2.6.1 Program NASA ERAST

V 90. letech se předmětem zájmu na poli využití solární energie v letectví staly bezpilotní letouny, které budou schopny vykonávat dlouhé vytrvalostní lety ve vysokých výškách.

Po úspěchu letounu Solar Challenger poskytla americká vláda finance společnosti AeroVironment Inc., aby mohla studovat proveditelnost dlouhodobého solárního letu ve vysoké nadmořské výšce. Výzkum byl součástí projektu NASA ERAST (Environmental Research Aircraft Sensor Technology) a v jeho rámci nakonec vznikly 4 generace letounů.

Jejich cílem bylo během dne naakumulovat pomocí solárních článků dostatek energie pro záložní baterie, které by poskytovaly energii i v noci a zároveň přes den vystoupat do vysoké výšky, čímž by letoun získal potřebnou potenciální energii, o jejíž část by během noci vždy přišel. Tak by mohl létat celé týdny až měsíce a sloužit k provádění široké škály atmosferických i pozemských misí (sledování bouře, vzorkování atmosféry, spektrální zobrazování pro monitorování zemědělských a přírodních zdrojů, monitorování potrubí, přenosové platformy pro telekomunikační systémy atd.). [7]

Prvním byl **Pathfinder (Obr.8)**, lehký, solárně poháněný, dálkově pilotovaný letoun, koncepčně spíše samokřídlo. Solární články pokrývající většinu povrchu horního křídla o rozpětí 30 m poskytovaly energii pro elektrické motory letadla, avioniku, komunikaci a další elektronické systémy. Rovněž pro záložní bateriový systém, který poskytoval energii po dobu několika hodin, což umožňovalo let po i setmění, ne však přes celou noc.



Obr. 8: Bepilotní letoun Pathfinder [8]

Pathfinder byl v roce 1997 testován na Havaji a při jednom ze svých letů stanovil výškový rekord solárních letadel na 21 800 metrů. Během těchto letů Pathfinder nesl dva lehké zobrazovací přístroje, které poskytovaly informace o pozemských a pobřežních ekosystémech ostrova. [8]

V průběhu roku 1998 byl letoun Pathfinder upraven do konfigurace **Pathfinder Plus**. Původní křídlo bylo modifikováno, byla nahrazena jeho střední část, která byla dvakrát delší než původní a zvýšila tak rozpětí na 37 metrů. Nová středová část byla osazena účinnějšími křemíkovými solárními články, které dokázaly využít téměř 19% sluneční energie na užitečnou elektrickou energii k pohonu motorů, avioniky a komunikačních systémů. Původní FV články měly účinnost okolo 14%. Maximální potenciální výkon byl zvýšen z přibližně 7 500 W na 12 500 W. [8]

Nové technologie testované na letounu Pathfinder Plus byly využity pro třetí letoun evoluční řady bezpilotních vzdušných prostředků poháněných solárními panely - **Centurion (Obr.9)**. Koncepce zůstávala stejná, tvarem se vycházelo z letounu Pathfinder Plus, ale konstrukce byla navržena tak, aby efektivněji přenášela působící zatížení. Došlo ke zvětšení křídla a zvýšení jeho rozpětí na 62 m a letoun měl být schopen nést 45 kg přístrojů pro sběr dat a 270 kg různých senzorů, telekomunikačních a zobrazovacích zařízení až do výšky 24 400 m. [9]



Obr. 9: Bepilotní letoun Centurion [10]

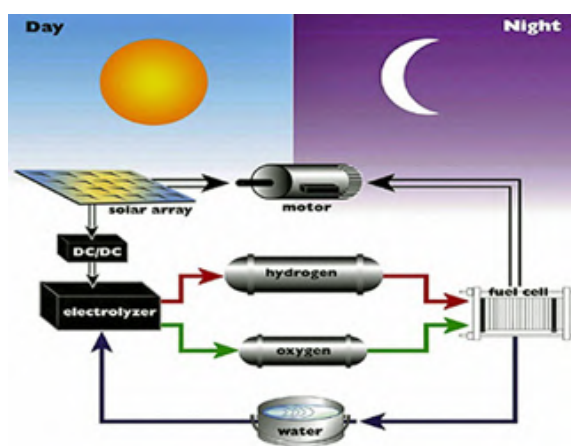
Centurion byl demonstračním prototypem pro další vývoj v řadě bezpilotních vytrvalostních letounů. Lithiová baterie poskytla letounu dostatek energie na let dvě až pět hodin letu po západu slunce, ale pro let přes celou noc to stále nestačilo. [9]

Poslední prototyp série označený jako **Helios** byl zamýšlen jako konečný „věčný letoun“, který měl zahrnovat ukládání energie pro noční lety. NASA si kladla dva

primární cíle: demonstrovat trvalý let v nadmořské výšce 30 480 m a létat non-stop po dobu nejméně 24 hodin, včetně nejméně 14 hodin nad 15 240 m. [9]

Na letoun vyrobený převážně z kompozitních materiálů bylo instalováno 62 000 solárních článků. Ty sbíraly přes den energii k pohonu čtrnácti elektromotorů, které byly namontovány přes celé rozpětí křídla. V případě dlouhodobých misí měl být solárním článkům nápomocen systém akumulace energie založený na palivových článcích, který by poháněl motory a letadlové systémy přes noc.

Předpokladem systému založeného na palivových článcích je to, že kyslík a vodík jsou kombinovány za účelem výroby elektrické energie, tepla a vody. Dokud jsou tyto plyny dodávány, jednotka pokračuje ve výrobě energie (**Obr.10**). [7]



Obr. 10: Systém dodávání energie pomocí solárních a palivových článků [7]



Obr. 11: Pathfinder Plus (vlevo) a Helios (vpravo) [7]

V roce 2001 dosáhl Helios prvního cíle. Poblíž Havaje letěl v rekordní výšce 29 524 m a 40 minut letu absolvoval nad 29 000 m. Druhého cíle, tedy dlouhodobého letu alespoň 24 hodin, však nedosáhl. Při plánovaném testu dne 26. června 2003, kdy byl očekáván 40hodinový let, došlo vlivem turbulence ke strukturálnímu selhání draku a letoun se zřítil do oceánu. [9]

2.6.2 SoLong

Prokázat proveditelnost věčného letu s bezpilotním letounem se podařilo 22. dubna 2005. Alan Cocconi, prezident a zakladatel společnosti AcPropulsion, zvládl prostřednictvím letounu SoLong let trvající 24 hodin a 11 minut pouze pomocí sluneční energie. Díky tomu dokázal, že v zásadě je možné během dne uložit dostatek energie k letu i v temných nočních hodinách. To bylo potvrzeno ve dnech 1. až 3. června 2005, kdy SoLong létal nepřetržitě po dobu 48 hodin a 11 minut. [9]

Letadlo s rozpětím křídla 4,75 m a váhou 12,8 kg bylo vybaveno nejnovější baterií s lithium-iontovými články, které pojmu až 1200 Wh energie. Tu zajišťovalo 76 solárních

článků o výkonu 225 W. Hnací motor měl maximální výkon 800 W, přičemž minimum pro let bylo 95 W. Letoun byl řízen dálkově z pozemní stanice pomocí GPS. [11]



Obr. 12: Bezpilotní letoun SoLong [11]

2.6.3 QinetiQ Zephyr

Dalším bezpilotním letounem z kategorie HALE (high altitude long endurance) byl Zephyr od britské společnosti QinetiQ. Letoun s rozpětím křídla 18 m vážil pouze 30 kg. Pro výstup do vysoké nadmořské výšky využíval energii ze solárních panelů a v noci naakumulovanou energii z výkonných lithium-sírových baterií.

Zephyr byl poprvé testován v Novém Mexiku v prosinci 2005, přičemž dosáhl letu dlouhého 6 hodin maximální výšky 7 925 m (26 000 ft). Dne 10.9.2007 překročil Zephyr oficiální světový rekord pro nejdelsí let bez posádky, kdy byl ve vzduchu nepřetržitě 54 hodin, přičemž dosáhl maximální výšky 17 786 m (58 355 ft). [9]

V následujících letech vstoupil do financování projektu Zephyr francouzský gigant Airbus a vývoj letounu v současné době pokračuje jako součást programu Airbus HAPS (High Altitude Pseudo-Satellite).

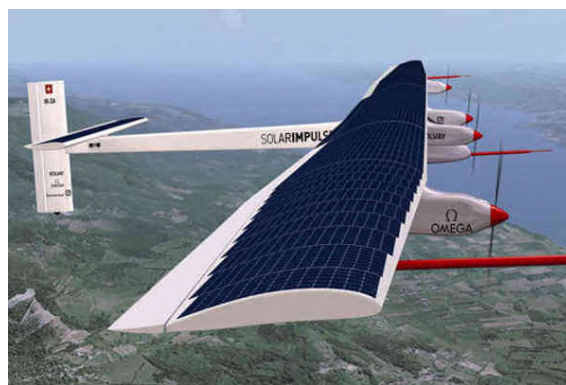
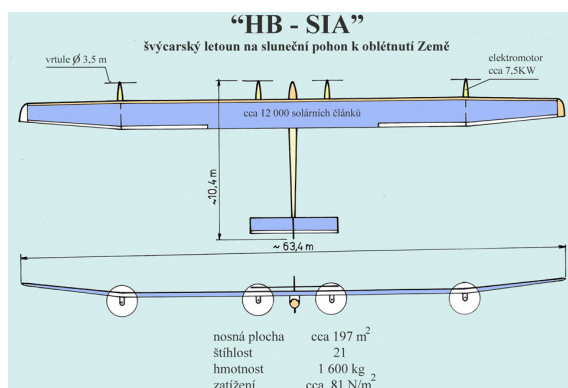


Obr. 13: Zephyr od společnosti QinetiQ při testovacím letu v prosinci 2005 [9]

2.7 Solar Impulse

Asi nejznámějším solárním letounem je Solar Impulse. Jde o švýcarský experimentální projekt pilotovaných letadel se solárním pohonem na dlouhé vzdálenosti a také název dvou provozních letadel projektu. Cílem projektu bylo ukázat, že člověk dokáže obletět Zemi pouze na energii ze slunečního záření bez produkce škodlivých emisí.

První letadlo Solar Impulse, registrované jako HB-SIA, bylo primárně navrženo jako demonstrační s cílem udržet se ve vzduchu po dobu až 36 hodin. Bylo dlouhé téměř 22 metrů s rozpětím křídla 63,4 metrů, což je srovnatelné s Airbusem A340. Pod křídlo byly instalovány čtyři gondoly s lithuim-polymerovými akumulátory a motorem o výkonu 7,5 kW poháněným dvoulistou vrtulí. Další technické specifikace jsou patrné z **Obr.14**. První zkušební let proběhl v prosinci 2009. V červenci 2010 proběhl 26hodinový let včetně téměř devíti hodin nočního létání. [12]



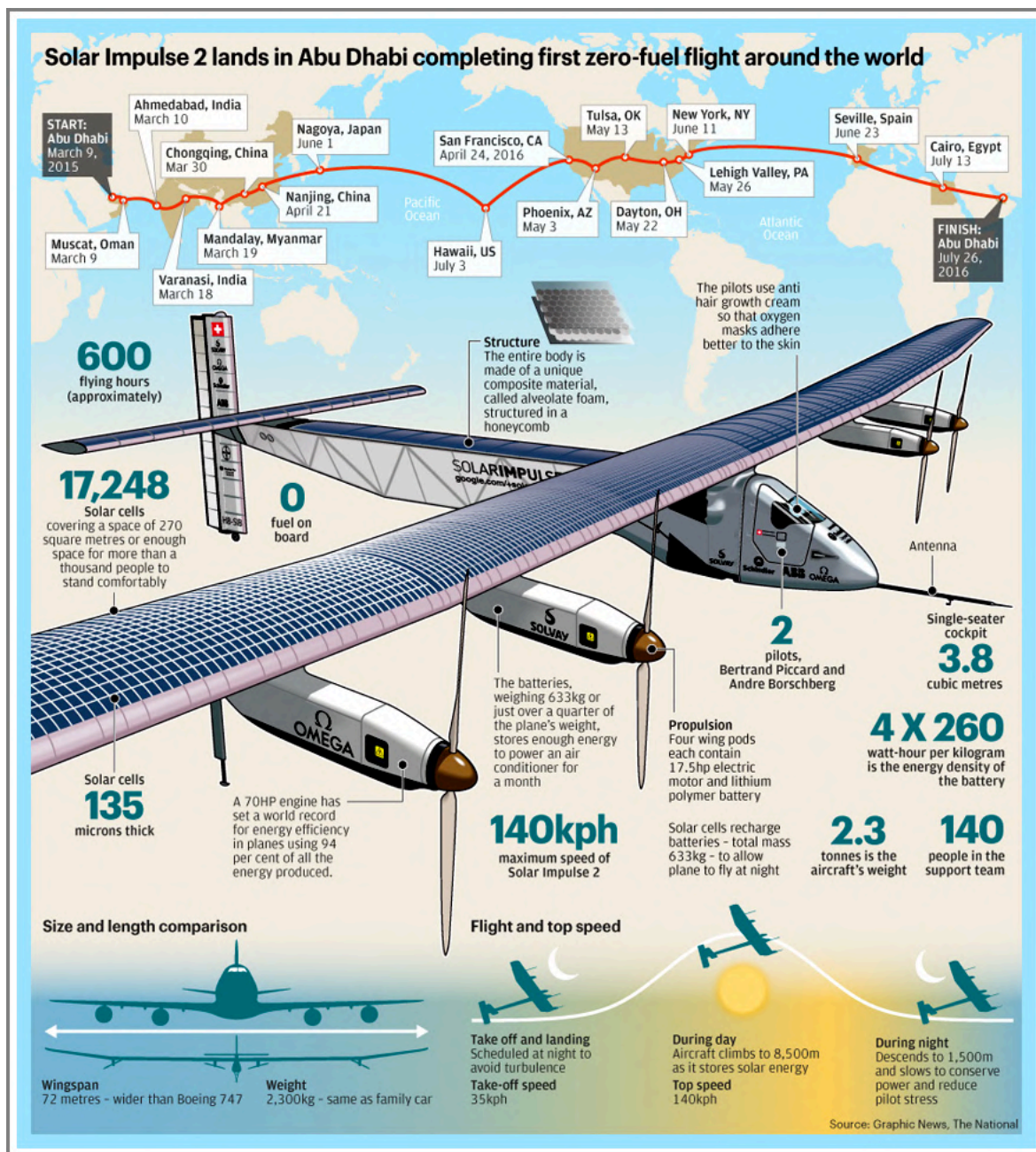
Obr. 14: Specifikace Solar Impulse I [13]

Obr. 15: Letoun Solar Impulse I [3]

Stavba druhého letounu Solar Impulse 2 (HB-SIB) byla zahájena v roce 2011. Původně měl být dokončen v roce 2013 a v roce 2014 se měl uskutečnit 25 denní oblet Země. Během testů v roce 2012 však hlavní křídlo letounu selhalo při testech tuhosti, takže dokončení letounu se o rok posunulo.

Rozpětí křídel Solar Impulse 2 je 71,9 m, což je srovnatelné s dopravním letounem Boeing 747 a jen o něco menší, než u největšího dopravního letadla Airbusu A380. Přitom hmotnost letounu 2,3 tuny je srovnatelná s SUV automobilem. Na letounu je více než 17 000 FV článků s účinností až 23%, které shromažďují až 340 kWh sluneční energie denně. Energie shromážděná solárními články je uložena v lithium-polymerových bateriích, jejichž celková hmotnost tvoří zhruba čtvrtinu hmotnosti letounu a jejich energetická hustota je 260 Wh/kg. Podrobný popis letounu je patrný z **Obr.16**. [14]

Přelet Země začal v březnu 2015 v Abu Dhabi, a i přes některé neočekávané delší prodlevy, které způsobila například výměna poškozených baterií, úspěšně skončil v červenci následujícího roku tamtéž. Bylo uskutečněno 17 dílčích letů. Nejdelší rekordní let z Japonska na Havaj trval 117 hodin a 52 minut. [14]



Obr. 16: Specifikace letounu Solar Impulse II a mapa cesty kolem Země [15]

2.8 Současný stav

Budoucnost letounu Solar Impulse 2 bude pokračovat nejspíš v jiné roli. Letoun totiž odkoupil americko-španělský start-up Skydweller Aero Inc., který se specializuje na rozsáhlé bezpilotní solární systémy. Tato iniciativa by měla mít za následek vývoj letounu s názvem Skydweller, první plně elektrický bezpilotní letoun na světě, který by měl přenášet velká užitečná zatížení s neomezeným doletem a vytrvalostí.

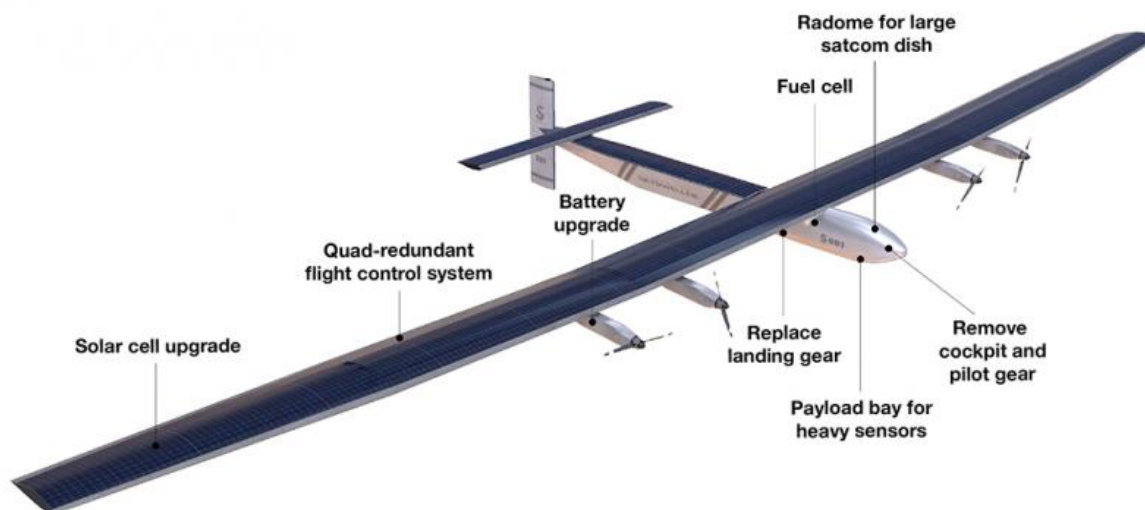
Letoun Skydweller vzniká ve Španělsku a staví na osvědčeném letounu, který v roce 2016 úspěšně obletěl planetu. První fáze přeměny se zaměřuje na přeměnu letadla

z platformy s posádkou na bezpilotní letoun integrací pokročilých algoritmů autonomie a systémů řízení. Druhý krok projektu vyvrcholí prvním výrobním letadlem určeným výhradně pro bezpilotní provoz. První autonomní lety jsou plánovány na rok 2020.

Přestavba letounu Solar Impulse 2 ukazuje, jakým směrem se využití solárních článků v letectví v současnosti ubírá, kdy je tvořen nový trh pro tzv. HAPS - High Altitude Pseudo-Satellite. Jedná se o bezpilotní letouny, které mohou létat ve stratosféře po dobu týdnů až měsíců. Aby však dosáhly vysokých výšek okolo 20 km, musí mít taková letadla ultralehké draky s vysokou aerodynamickou jemností, které jsou křehké a náchylné na působení větru a dalších vlivů a dokážou nést pouze omezené užitečné zatížení. [16]

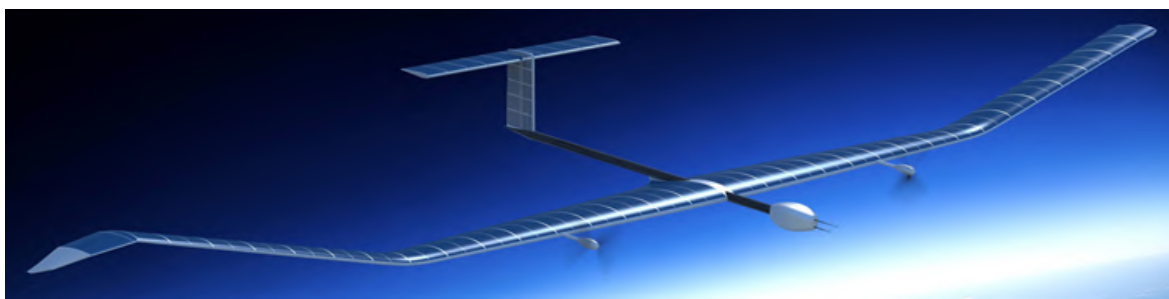
Příkladem takového letounu může být **Airbus Zephyr (Obr.18)**, jež je pokračovatelem již zmiňovaného letounu QinetiQ Zephyr. Airbus má v současnosti dvě varianty letounu Zephyr. Zephyr S s rozpětím křídla 25 metrů a hmotností méně než 75 kg dokáže pojmout 5 kg užitečného zatížení a drží světový rekord, když v létě roku 2018 letěl bez přistání bez tří minut 26 dní. [17] Větší Zephyr T má rozpětí křídel 33 metrů a váží 140 kg. Jeho větší velikost umožňuje pojmout užitečná zatížení s o něco málo vyšší hmotností. [18]

Dalšími solárními letouny, které vznikají v kategorii HAPS jsou např. **Phasa-35 (Obr.19)** od společnosti BAE Systems, který by měl být schopný nést až 15 kg užitečného zatížení nebo letoun s největším rozpětím 74 metrů, **Odysseus (Obr.20)** od Aurora Flight Sciences, spadajícího pod Boeing, který unese až 25 kg. Jejich cílem je vydržet ve vzduchu nepřetržitě až po dobu jednoho roku a nabízet cenově dostupnější alternativu ke konvenční satelitní technologii. [16]



Obr. 17: Popis přestavby letounu Solar Impulse 2 na Skydweller [16]

Co se týče ambicí projektu Skydweller, tak přestavba z letounu Solar Impulse 2 by mohla umožnit nést 200 - 300 kg užitečného zatížení, což by znamenalo velký pokrok v této oblasti. Tím, že z letounu bude odstraněn pilot, jeho sedadlo, nouzové záchranné vybavení, toaleta a kokpit plný ovládacích prvků a displejů, bude umožněno nést těžké užitečné zatížení v podobě přístrojů, které budou použity pro účely od pozemního a námořního dozoru po monitorování životního prostředí a infrastruktury nebo od průmyslových geoinformačních služeb po telekomunikace a přesnou navigaci. Skydweller popisuje své letadlo jako středně-výškový pseudo-satelit (MAPS) s cílem nést těžká a silná užitečná zatížení a vydržet donekonečna ve středních výškách. Tam si bude muset poradit s vlivy větru a počasí, i proto sází na již osvědčený drak letounu Solar Impulse 2. [16]



Obr. 18: Airbus Zephyr T [17]



Obr. 19: Phasa-35 [16]



Obr. 20: Odysseus [16]

Další oblastí, kde v současnosti lze efektivně využít fotovoltaické články k akumulaci energie jsou malá bezpilotní letadla (SUAS - Small Unmanned Aerial Systems). Příkladem může být **Silent Falcon (Obr.21)**. Jedná se o celokompozitový malý solární letoun s rozpětím křídla 4,4 metru a hmotností 14,5 kg. Je navržen tak, aby pojal širokou škálu užitečného zatížení o celkové hmotnosti až 3 kg, které by sloužilo pro mnoho různých aplikací. Díky tichému provozu elektromotorů je ve výšce nad 100 metru prakticky nedetekovatelný. Jedná se tak o všestranný systém schopný provádět širokou škálu misí vyžadujících dlouhou výdrž, dlouhý dosah a tichý let jako například detekce netěsností v podzemních ropných, plynových a vodovodních potrubích pomocí tepelných senzorů, zpravodajství, dohled a průzkum jak v civilní, tak vojenské oblasti, mapování terénu a mnoho dalšího. [19]



Obr. 21: SUAV Silent Falcon [19]

Lze pozorovat, že FV články jsou vhodné ke sběru energie především pro lehké bezpilotní letouny. Myšlenka vytvořit velké solární dopravní letadlo, které by neprodukovalo žádné emise, je sice vznešená, ale v blízké budoucnosti nerealizovatelná. Výkony dodávané FV články jsou malé, proto dokážou pohánět především lehké letouny s velkým rozpětím a štíhlostí křídla a dobrým klouzavým poměrem. Rovněž účinnost solárních článků není vysoká a energetická hustota baterií je nedostatečná.

Jedinou oblast civilního letectví, kde je možné najít využití FV článků ke sběru solární energie, tak v současnosti představují ultralehká jedno či dvoumístná letadla, která jsou poháněna elektromotory. FV články mohou sloužit k prodloužení výdrže baterií a delším letům. O vývoj pilotovaných solárně-elektrických letounů se snaží Eric Raymond, který navazuje na svůj úspěšný solární letoun Sunseeker. Založil firmu Solar Flight a vyrobil první dvoumístný letoun v této kategorii. Moderní **Sunseeker Duo** má rozpětí křídel 22 metru, prázdná hmotnost je 290 kg a na letounu je použito 1510 solárních článků s 23% účinností. Elektromotor poskytuje výkon 20 kilowattů a energie potřebná pro jeho činnost je shromažďována v sadě baterií, které jsou umístěny v trupu. Za běžných podmínek stroj vydrží létat až 12 hodin. [20]



Obr. 22: Sunseeker Duo [20]

Společnost Solar Flight se nyní pokouší o vývoj šestimístného solárně-elektrického letounu s cílem vytvořit transportní letoun nové generace schopný létat bez paliva pouze na baterie a energii ze solárních článků. Design vychází z italského letounu Partenavia Observer. Křídlo by mělo být optimalizováno pro co nejlepší aerodynamickou účinnost. [21]

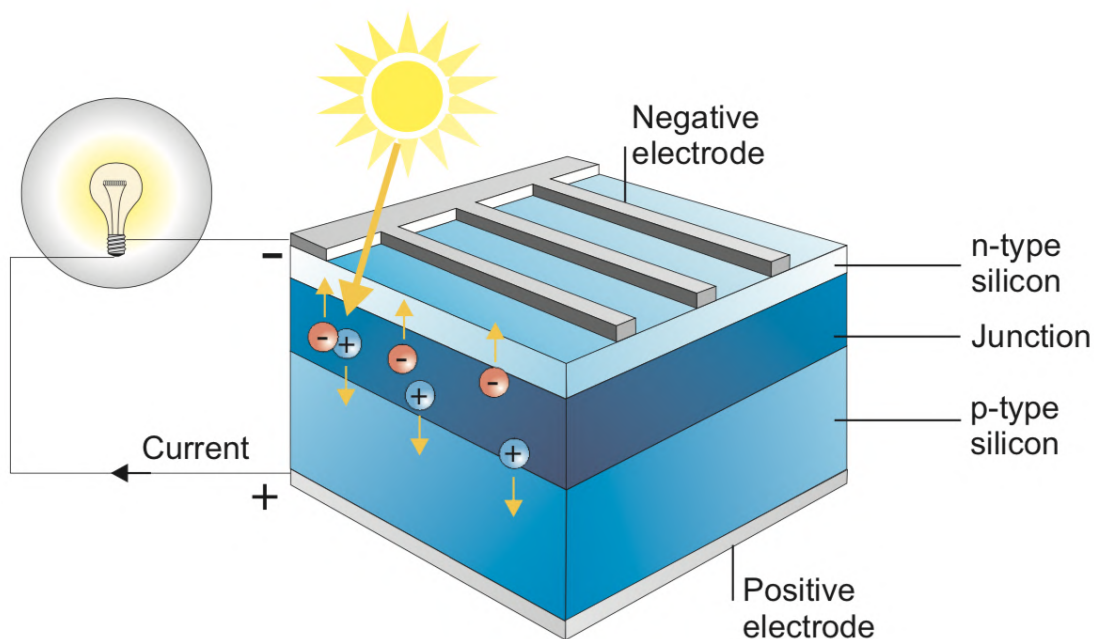


Obr. 23: Koncept letounu Solar-Electric 6-seat transporter [21]

3 Fotovoltaické články

Fotovoltaický článek neboli solární článek je zařízení, které přeměňuje sluneční energii na elektřinu pomocí fotovoltaického efektu. Jedná se o velkoplošnou polovodičovou součástku s jedním nebo více PN přechody. Nejběžněji se používají FV články na bázi krystalického křemíku. Rozměry komerčně vyráběných solárních článků nebývají větší než 20 cm a tloušťka nepřesahuje 0,4 mm. Jedná se tedy o velice tenké destičky. Vrchní strana FV článku je uzpůsobena k pohlcování slunečního záření.

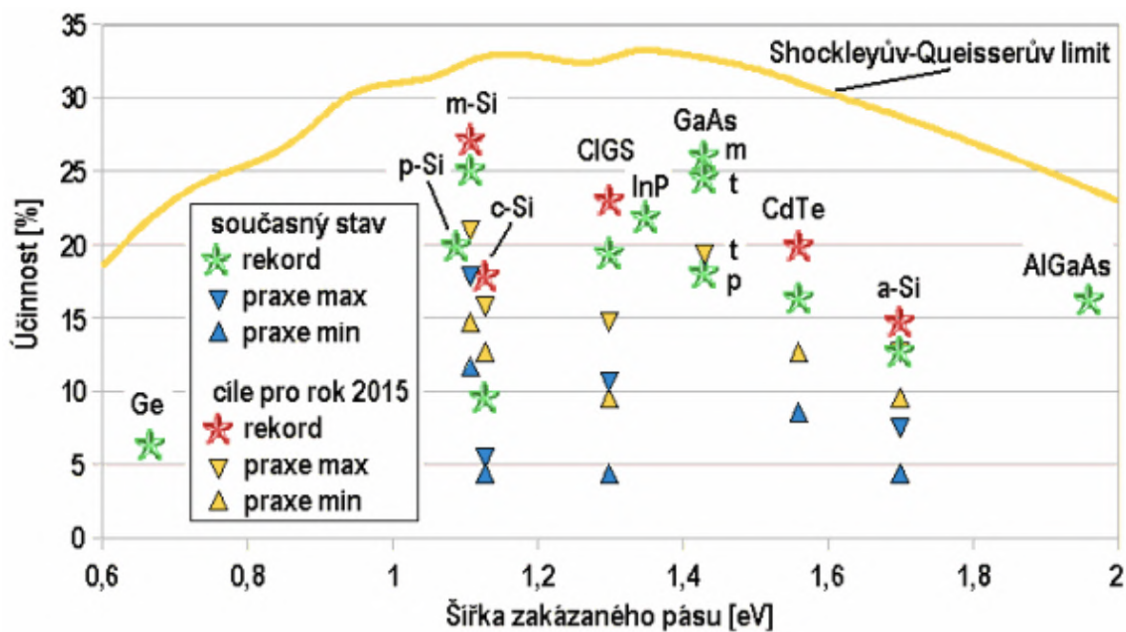
Na **Obr.24** je znázorněn základní princip fotovoltaického článku. Základ tvoří křemíková destička s vodivostí typu P. Na ní se vytvoří tenká vrstva polovodiče typu N. Obě vrstvy jsou odděleny tzv. P-N přechodem. Když sluneční světlo dopadne na povrch solárních článků, vznikne v polovodiči vnitřní fotoelektrický jev. Zachycené fotony generují v křemíku kladný a záporný náboj. Dosáhnou-li náboje polovodičového P-N přechodu, jsou separovány. Záporně nabité elektrony do N materiálu a kladné náboje do P materiálu. Na přechodu P-N se vytvoří elektrické napětí, které dosahuje u křemíkových článků velikosti řádově stovek mV. Solární články jsou ve většině případů opatřeny z přední i zadní strany kovovými kontakty pro připojení sběrných vodičů. Připojíme-li k článku pomocí vodičů spotřebič, začnou se kladné a záporné náboje vyrovnávat a obvodem začne procházet elektrický proud. Velikost proudu je úměrná intenzitě slunečního záření. Kladný pól je na zadní straně destičky v podobě celoplošného kontaktu a záporný pól je na přední straně tvořen kontaktní mřížkou tak, aby pokrývala co nejmenší plochu. [1]



Obr. 24: Princip fotovoltaického článku [22]

K přeměně na elektřinu lze využít pouze část dopadajícího slunečního záření. Plně jsou využity jen takové fotony, u kterých energie odpovídá šířce zakázaného pásu, například pro krystalický křemík 1,1 eV. Fotony, které mají nižší energii, buď článkem projdou, nebo jsou v něm pohlceny bez využití a jejich energie se přemění na teplo. U fotonů s vyšší energií se využije pouze část odpovídající šířce zakázaného pásu, přebytek energie se rovněž přemění na teplo.

Teoretickou maximální účinnost přeměny slunečního záření na elektřinu pro fotovoltaický článek s jedním P-N přechodem určuje Shockleyův–Queisserův limit. Ten závisí na šířce zakázaného pásu použitého polovodiče a použitém spektru záření. Např. pro krystalický křemík se šířkou zakázaného pásu 1,1 eV je Shockleyův–Queisserův limit mírně nad 30%, u experimentálních článků bylo dosaženo 24,7%, nejlepší komerční články disponují účinností okolo 22% (viz. graf na **Obr.25**, kde je zobrazeno i porovnání teoretických limitů a dosahovaných hodnot pro ostatní polovodičové materiály). [23]



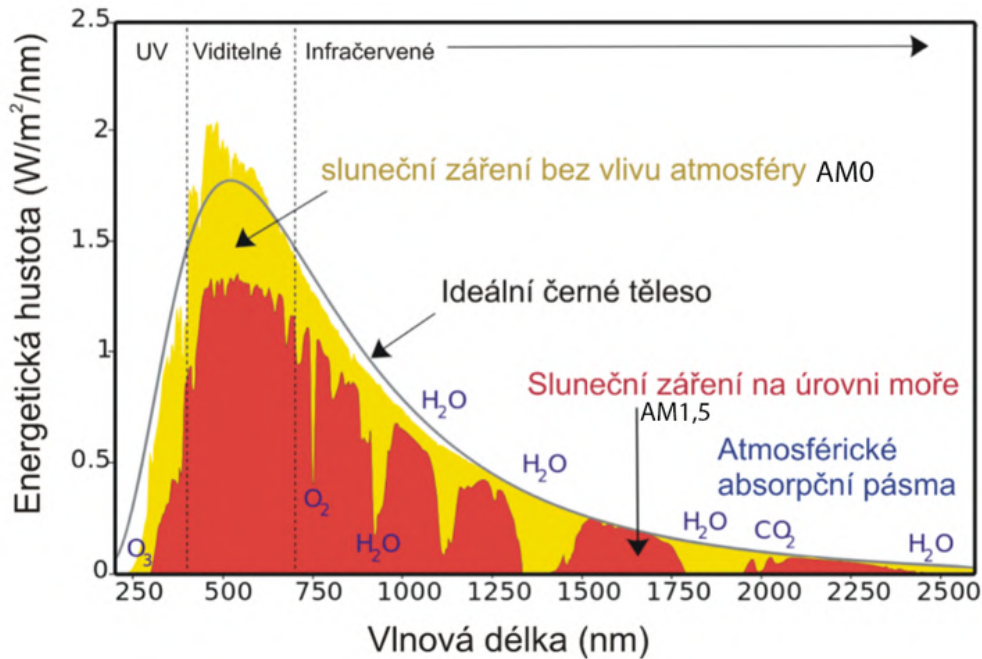
Obr. 25: Účinnost jednovrstvých fotovoltaických článků, současný stav a perspektivy ve srovnání s teoreticky dosažitelným maximem [23]

- a-amorfní, c-mikro/nanokrystalický, m-monokrystalický, p-poly/multikrystalický, t-tenkovrstvý

Uvedené limitní hodnoty platí pro jednovrstvé články za standardních testovacích podmínek, které jsou definovány intenzitou záření 1000 Wm^{-2} při AM1,5 a teplotě 25°C . Shockleyův–Queisserův limit lze překonat použitím většího počtu P-N přechodů, přizpůsobení spektra záření použitému fotovoltaickému článku nebo zvýšením intenzity záření. Pro více P-N přechodů (vícevrstvé články) mohou například dvouvrstvé články dosáhnout teoretické účinnosti 42%, třívrstvé 49%, šestivrstvé kolem 65%. Limit pro nekonečný počet vrstev je 68%. [1] [23]

3.1 Využitelnost slunečního záření

Energie slunečního záření závisí na vlnové délce. Ta určuje spektrum slunečního záření, které je patrné z **Obr.26**.



Obr. 26: Spektrum slunečního záření [24]

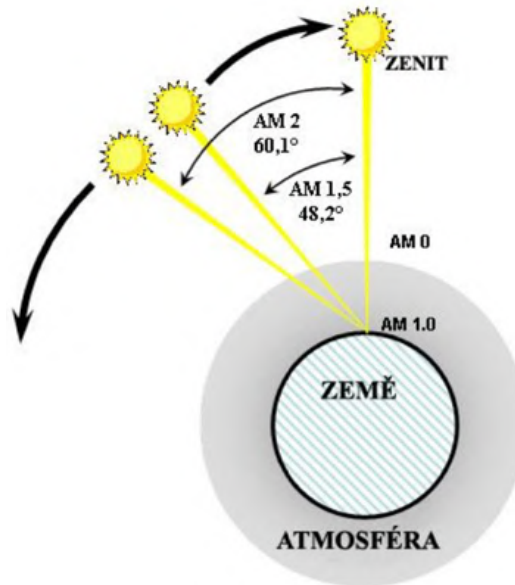
Parametry FV článků, jako je napětí, proud nebo účinnost, jsou měřeny za standardních podmínek - intenzita záření 1000 Wm^{-2} při AM1,5 a teplotě 25°C . [1]

AM (Air Mass) faktor popisuje průchod slunečního záření atmosférou neboli určuje tloušťku vrstvy vzduchu, kterou musí paprsky Slunce překonávat. Tloušťku určuje především výška Slunce nad obzorem a nadmořská výška. Hodnota AM0 představuje ozáření na okraji atmosféry, které tak není ovlivňováno žádnými atmosferickými vlivy. Intenzita záření zde dosahuje hodnoty 1360 Wm^{-2} . Hodnota na zemském povrchu se počítá z následujícího vztahu:

$$AM = \frac{1}{\cos z} \quad (3.1)$$

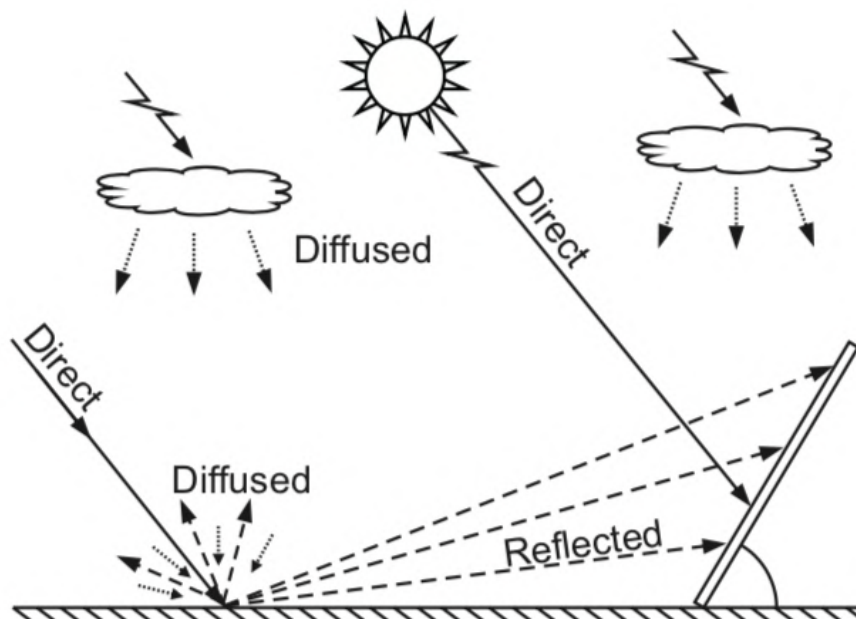
Kde z je úhel, který určuje, o kolik je slunce vychýleno ze zenitové polohy (**Obr.27**). Nachází-li se Slunce v zenitu (tzv. nadhlavníku) je AM faktor roven jedné. Sluneční paprsky svírají v tomto případě s horizontální rovinou na povrchu Země pravý úhel a tzv. zenitový úhel je roven nule.

Spektrum AM1,5 odpovídá zenitovému úhlu $z = 48,2^\circ$ a tato hodnota byla vybrána v roce 1970 za účelem standardizace slunečního záření. Od této doby se používá pro všechny standardizované zkoušky solárních článků a panelů. Celkový teoretický výkon tohoto spektra odpovídá červené ploše viz. **Obr.26**. Energetická hustota spektra AM1,5 je v našich zeměpisných šířkách přibližně 1000 Wm^{-2} . [24]



Obr. 27: Zenitový úhel [24]

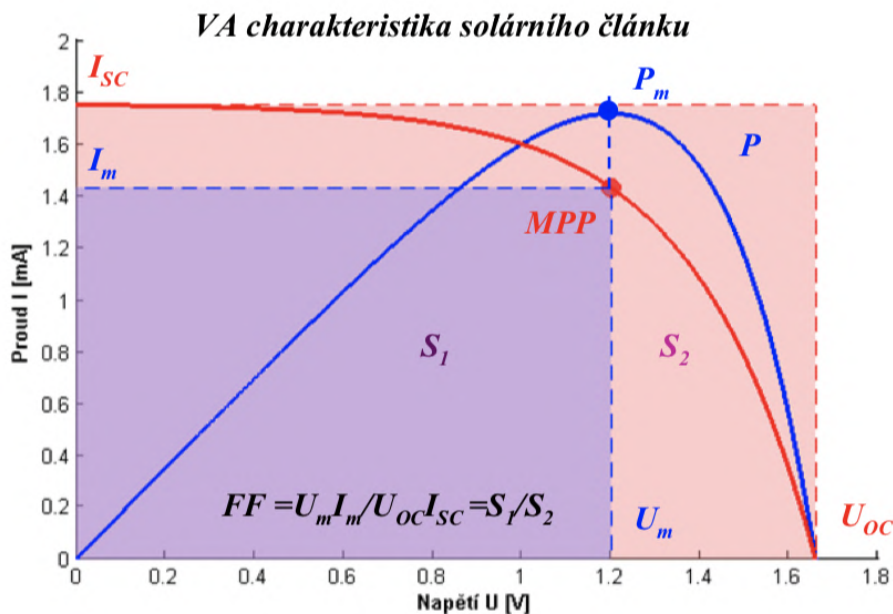
Na intenzitu slunečního záření na Zemi má zásadní vliv stav atmosféry, především míra oblačnosti. Sluneční záření dopadající na povrch Země přímo, aniž by změnilo směr, se označuje jako přímé. Rozptýlením přímého slunečního záření v atmosféře vzniká záření difúzní, které z energetického hlediska není příliš využitelné. K rozptylu dochází odrazem záření na molekulách plynů tvořících atmosféru, na prachových částicích, nebo v oblacích. Rovněž při odrazu od zemského povrchu vzniká difúzní záření (Obr.28). Z celkového množství sluneční energie je na území České republiky celoroční podíl difúzního záření 50% - 60%. [25]



Obr. 28: Přímé a difúzní záření [22]

3.2 Elektrické parametry FV článků

Elektrické parametry FV článků lze nejlépe popsat voltampérovou charakteristikou (VA). Jedná se o grafické znázornění závislosti proudu na napětí. Podle průběhu a změn VA charakteristiky lze posoudit správnou funkčnost článku.



Obr. 29: Ukázka VA charakteristiky FV článku [26]

Proud nakrátko - I_{SC} či také zkratový proud je maximální proud při daném osvětlení a při nulovém napětí. Je roven proudu generovanému světlem $I_{SC} = I_L$, za předpokladu, že sériový odpor FV článku R_{S0} je nulový.

Napětí naprázdno - U_{OC} je maximální napětí FV článku při dané teplotě a intenzitě záření. Měří se na svorkách FV článku, pokud jsou rozpojeny a není na něj připojena žádná zátěž. V takovém případě neprochází článkem žádný elektrický proud a článek negeneruje elektrický výkon. Podobně jako u proudu nakrátko lze i hodnotu napětí naprázdno lehce najít na VA charakteristice, kde označuje jen výchozí bod na napěťové ose.

Bod maximálního výkonu - **MPP (Maximum Power Point)** je optimální pracovní bod FV článku, pro který dodává maximální výkon P_m . Tento bod leží na VA charakteristice v pravém horním vrcholu vepsaného obdélníka s maximální plochou. Zároveň je průsečíkem hodnot proudu při maximálním výkonu - I_m a napětí při maximálním výkonu - U_m . Maximální výkon FV článku lze získat součinem těchto dvou hodnot, tedy:

$$P_m = I_m \cdot U_m \quad (3.2)$$

Dalším parametrem FV článku je tzv. **fill factor** neboli činitel plnění. Jedná se o poměr mezi maximálním elektrickým výkonem článku v bodě MPP a jeho výkonem daným napětím naprázdno a proudem nakrátko. Jinými slovy jde o poměr maximální

plochy obdélníka vetknutého pod VA charakteristikou S_1 k ploše nejmenšího obdélníka S_2 , který obsahuje celou křivku. Podle činitele plnění lze posuzovat celkovou kvalitu FV článku. V ideálním případě je jeho hodnota rovna jedné (teoretická maximální hodnota), avšak v praxi je vždy menší. Čím větší hodnota je, tím větší je i výkon, jenž je článek schopen dodávat.

$$FF = \frac{S_1}{S_2} = \frac{U_m \cdot I_m}{U_{SC} \cdot I_{SC}} \quad (3.3)$$

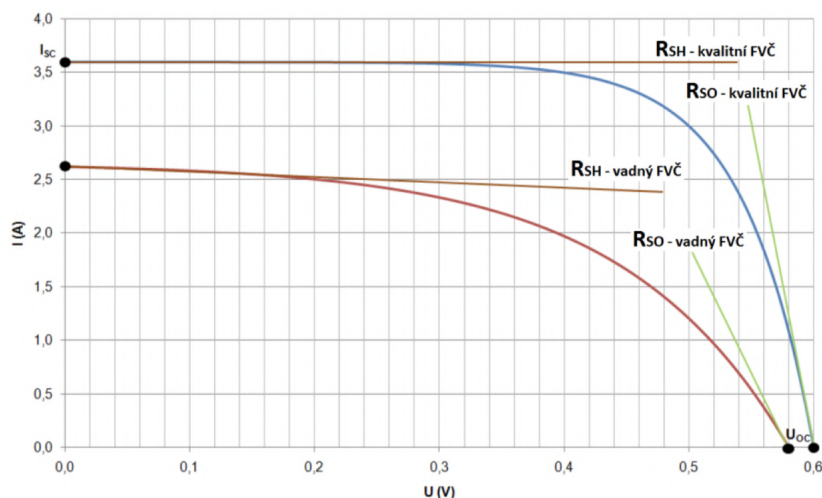
Účinnost FV článku, tedy účinnost přeměny zářivé energie na elektrickou je dán vztahem

$$\eta = \frac{P_m}{P_{rad}} = \frac{I_m \cdot U_m}{E \cdot A_c}, \quad (3.4)$$

kde P_{rad} je výkon dopadajícího záření, A_c je plocha fotočlánku a E je intenzita ozařování. Účinnost FV článku je ovlivněna jeho vnitřními odpory.

Sériový odpor - R_{SO} reprezentuje celkový odpor materiálu polovodiče, odpor v kontaktech a propojeních. V ideálním případě by byla jeho hodnota rovna nule, to je však ve skutečnosti nereálné. Příliš vysoká hodnota sériového odporu způsobuje velký úbytek napětí na tomto odporu, to znamená, že svorkové napětí FV článku bude tím nižší, čím vyšší bude právě úbytek napětí na tomto odporu. Sériový odpor je dán sklonem VA charakteristiky v okolí bodu U_{OC} (tečnou v bodě U_{OC} - viz. **Obr.30**)

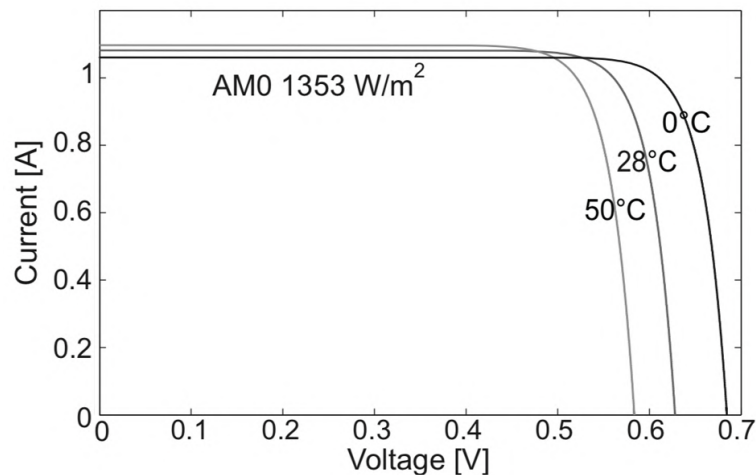
Paralelní odpor - R_{SH} FV článku by se v ideálním případě blížil nekonečnu. V reálném článku je však jeho hodnota nižší. Příliš nízká hodnota paralelního odporu nás informuje o vadném článku, to značí, že se FV článek chová jako by byl zkratován. Nízká hodnota R_{SH} může být způsobena rozsáhlými defekty v krystalické mřížce nebo svodovým proudem kolem okrajů článku. Stejně jako u sériového odporu, má i hodnota paralelního odporu značný vliv na VA charakteristiku, konkrétně na sklon v okolí bodu I_{SC} (tečny v bodě I_{SC} - viz. **Obr.30**) [26] [27]



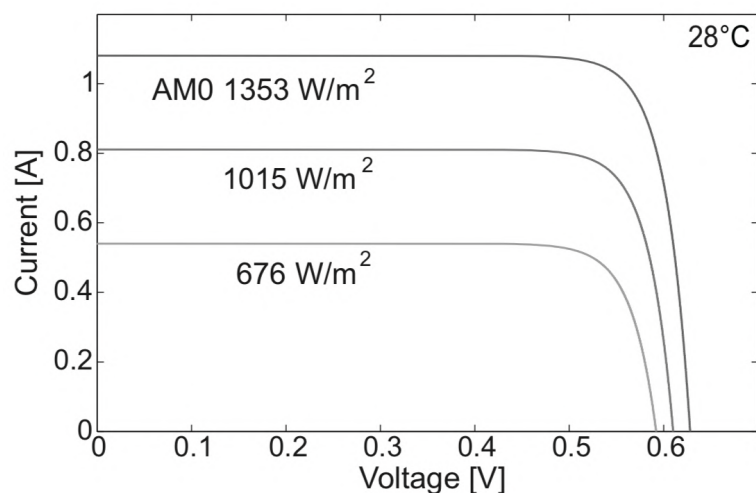
Obr. 30: Vliv vnitřních odporů na VA charakteristiku [27]

Dalšími faktory, které ovlivňují průběh VA charakteristiky jsou především teplota a intenzita ozáření FV článku. Nejedná se přímo o elektrické parametry, ovšem na výkon, a tím pádem účinnost FV článku, mají významný vliv. Teplota ovlivňuje především napětí naprázdno U_{OC} , které s jejím přírůstkem klesá (stejně jako napětí U_m). To má za důsledek posunutí polohy pracovního bodu, snížení maximálního výkonu a tím i účinnosti článku. Vliv teploty na průběh VA charakteristiky je zobrazen na **Obr.31**. Je tedy zřejmé, že když se FV článek nachází v chladném prostředí, generuje vyšší výkon nežli panel vystavený vyšším teplotám. Přesto vlivem intenzity záření vyprodukuje FV články až o 80% více elektrické energie v létě než v zimě. [27]

Právě intenzita ozáření má na výkon (účinnost) FV článku největší vliv, neboť proud I_{SC} je přímo úměrný intenzitě ozáření E . Při poklesu intenzity ozáření na polovinu bude maximální proud také poloviční. Vliv intenzity ozáření na VA charakteristiku je zobrazen na **Obr.32**.



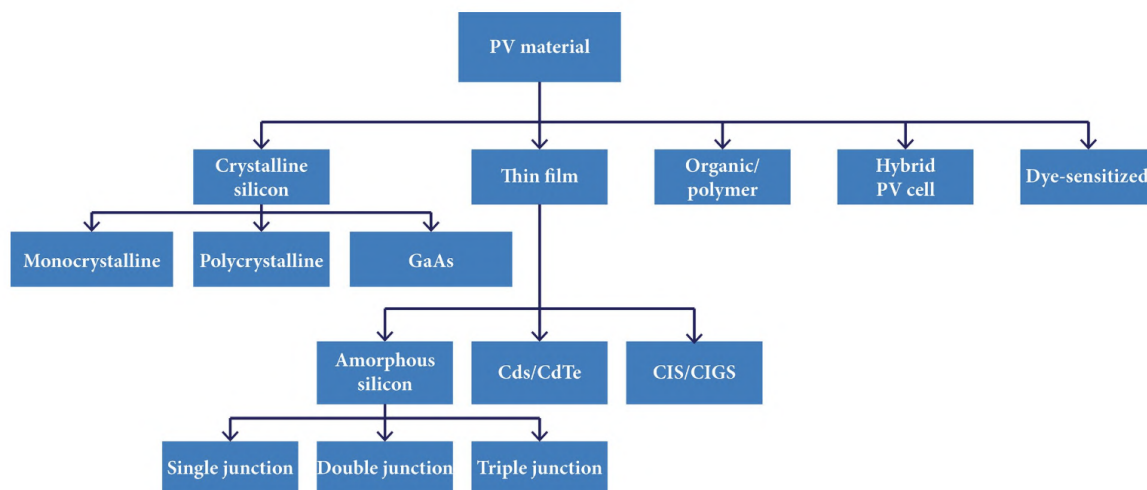
Obr. 31: Vliv teploty na VA charakteristiku [22]



Obr. 32: Vliv intenzity ozáření na VA charakteristiku [22]

3.3 Typy fotovoltaických článků

Fotovoltaické články lze rozdělit podle materiálu, ze kterého jsou vyrobeny. Základní rozdělení ukazuje schéma na **Obr.33**. Nejrozšířenějším typem materiálu pro výrobu FV článků je krystalický křemík, který se nejvíce používá i u FV článků na solárních letadlech. S jeho dostupností nejsou potíže, neboť oxid křemičitý je zastoupen v zemské kůře přibližně ze 30%. [1][28]



Obr. 33: Typy FV článků [28]

Podle typu krystalu můžeme rozlišovat tři typy křemíkových solárních článků:

- **Monokrystalický**, pro který se používá čistý křemíkový ingot vyrobený z roztaveného surového křemíku. Poskytuje vysokou úroveň účinnosti mezi 15% - 20%, ale náklady na jeho výrobu jsou vysoké. Aby byl FV článek použitelný, musí být křemík „dopován“ dalšími prvky, aby se vytvořila požadovaná vodivá vrstva typu P a N. Většina solárně poháněných letadel využívala monokrystalický křemík, jak je znázorněno v **Tab.1**. [28]
- **Polykrystalický** je složený z krystalických zrn různých velikostí, které vytváří molekulární strukturu. Ve srovnání s monokrystalickým křemíkem je jeho účinnost nižší, pohybuje se mezi 10% - 14%. Výroba těchto typů FV článků je levnější. [28]
- **Galium Arsenid (GaAs)** - slitinový polovodičový materiál vytvářející křemíkovou strukturu. Má vysokou účinnost 30% - 40%. K tomu jsou potřeba složité struktury s několika polovodičovými přechody založené na GaAs a příbuzných materiálech jako hliník, indium, fosfor. Zpravidla jsou tyto články použity pro koncentrátorové moduly a pro kosmické aplikace. Důvodem je mnohonásobně vyšší cena než u jiných typů a vysoká kvalita článků. [28]

Další skupinu tvoří **tenkovrstvé FV články**. Ty jsou tvořeny nosnou plochou (například sklem, textilií a podobně), na kterou jsou napařeny velmi tenké vrstvy polovodičového materiálu, nejčastěji amorfního křemíku. Tloušťka této vrstvy je menší než $1 \mu\text{m}$, takže výrobní náklady jsou velmi nízké. Jejich nevýhodou je nižší účinnost v důsledku absence krystalické struktury. To na druhou stranu umožňuje dobrou flexibilitu tenkovrstvých článků, takže mohou být vhodné při jejich aplikaci na zakřivený profil křídla.

Zájem vědců přitahuje i relativně nová technologie **polymerních článků**, které jsou levné a fyzicky dobře flexibilní a do budoucna by mohly nahradit křemíkové FV články.

Dalším typem jsou **hybridní solární články**, která jsou tvořena fúzí krystalického křemíku s nekrystalickým křemíkem. Integrace amorfního křemíku s krystalickým křemíkem vytváří poměrně vysoký výkon solárního článku. Nejvyšší účinnost generovaná hybridním článkem byla 21%.

Barvivem senzitivovaný článek (nebo také Grätzelův článek) je založen na zachycení světla na barvivem fotosenzitivované polovodiivé anodě s následnou regenerací barviva elektrolytem. Tento článek je technologicky atraktivní, neboť je tvořen z relativně levných materiálů a levným výrobním procesem. Nedosahuje ale tak vysokých účinností a bývá chemicky nestabilní. [28]

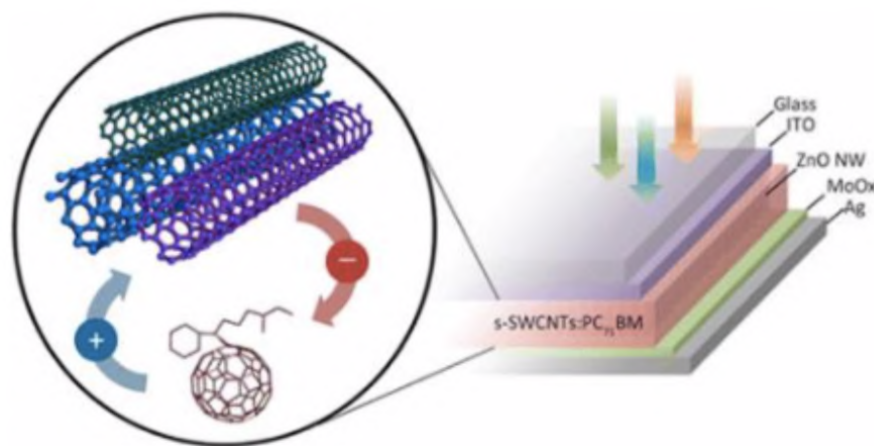
Tab. 1: Typy FV článků a jejich účinnost u vybraných solárních letounů [28]

Letoun	Rok	Typ FV článku	Účinnost [%]
Sunrise I	1974	monokrystalick křemík	11
Sunrise II	1975	monokrystalick křemík	16,1
Gossamer Penguin	1980	monokrystalick křemík	13,2
Solar Challenger	1981	monokrystalick křemík	13
Pathfinder	1997	monokrystalick křemík	14,5
Helios	2001	monokrystalick křemík	16
SoLong	2005	monokrystalick křemík	18
Solar Impulse I	2009	monokrystalick křemík	18
Solar Impulse II	2015	monokrystalick křemík	23
Zephyr 7	2010	amorfní křemík	19

Zvýšit účinnost FV článků se v současnosti daří pomocí tzv. **vícevrstvých článků** (dvojvrstvé – tzv. tandemy a trojvrstvé články). Vícevrstvé články pracují na principu vícevrstvých struktur, z nichž každá substruktura absorbuje určitou část spektra slunečního záření (viz. **Obr.26**) a zbytek záření přechází do nižších vrstev. Tím se maximalizuje energetická využitelnost fotonů. Jak již bylo uvedeno výše, dvou-

vrstvé články mohou dosáhnout teoreticky účinnosti 42%, třívrstvé 49%, šestivrstvé kolem 65%. Limit pro nekonečný počet vrstev je 68%. Vícevrstvé články jsou výrobně výrazně náročnější než články jednovrstvé, tomu odpovídá i jejich cena, která v přepočtu na watt výkonu je asi 2 až 3 krát vyšší než u současných technologií. Aby tato technologie mohla být nasazena masivněji v průmyslu, bude zapotřebí snížit náklady na její výrobu. [23]

Zatím většinou ve fázi konceptu jsou další možná řešení, která do budoucna předpokládají výrazné zvýšení účinnosti. Jedním z nich jsou speciální nanostruktury, např. nanotrubičky nebo nanomřížky (viz. **Obr.34**), které umožňují řídit šířku zakázaného pásu a tím tak zvyšovat účinnost FV článků. V základní konfiguraci se chová jako velmi dobrý vodič, je však možné jejich vlastnosti snadno modifikovat příměsími. Dokonce se předpokládá, že uhlíkové nanotrubičky budou flexibilnější pro použití v elektronice než křemík. Podařilo se například vyrobit nanotrubičky vykazující vlastnosti polovodičů a experimentovalo se s takovými konfiguracemi, které vykazují chování klasické křemíkové diody. Předpokládá se, že tuto technologii bude možné použít i k vytvoření draku letadla, kde by tenkovrstvé uhlíkové nanotrubičky a nanovlákna suplovaly technologii solárních článků. [23] [28] [29]



Obr. 34: Příklad nanotrubičky se solárním článkem [28]

Vývoj účinnosti jednotlivých typů FV článků zaznamenává Národní laboratoř pro obnovitelnou energii v USA a je součástí **Přílohy A**.

4 Integrace FV článků do konstrukce

Proces integrace fotovoltaických článků do konstrukce letounu (nejčastěji křídla) může být proveden různými metodami. Cílem těchto metod je minimalizovat negativní dopady, které integrace může způsobit. Jde především o vliv na výkon (účinnost) FV článků a rovněž vliv na celkový výkon letounu.

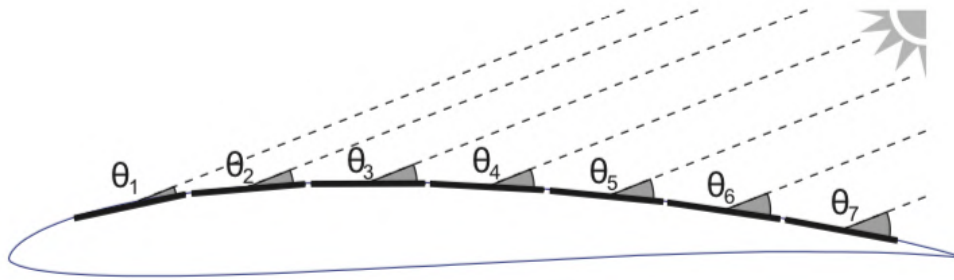
Zavedení FV článků do konstrukce křídla s sebou nese hmotnostní přírůstek. Zvýšení hmotnosti nevzniká pouze vlivem samotného solárního článku, ale také různými obvody a připojením k pohonnému systému letounu tak, aby se mohla energie poskytovaná FV články akumulovat v bateriích nebo rovnou pohánět elektromotory letounu. Zároveň je důležité, aby proces integrace co nejméně ovlivnil celkový aerodynamický výkon letounu. Ten může klesat především působením vyššího odporu v důsledku narušení hladkého aerodynamického povrchu křídla. Je proto žádoucí, aby nejen účinnost FV článků samotných byla ovlivněna co nejméně, ale rovněž proces integrace musí být dostatečně účinný, aby překonal negativní vliv přírůstku hmotnosti a možný pokles aerodynamického výkonu a poskytl tak vyšší vytrvalost letounu. Pokud by byly samotné FV články nebo jejich zavedení do konstrukce neefektivní, způsobilo by to negativní dopad na celkový výkon solárního pohonu.

Při integraci solárních článků do konstrukce křídla jsou tedy stěžejní následující body.

- Zachování hladkého aerodynamického povrchu křídla bez vzniku defektů.
- Minimální dopad integrace na výkon FV článků.
- Co nejnižší přírůstek celkové hmotnosti vlivem zavedení FV článků do konstrukce.

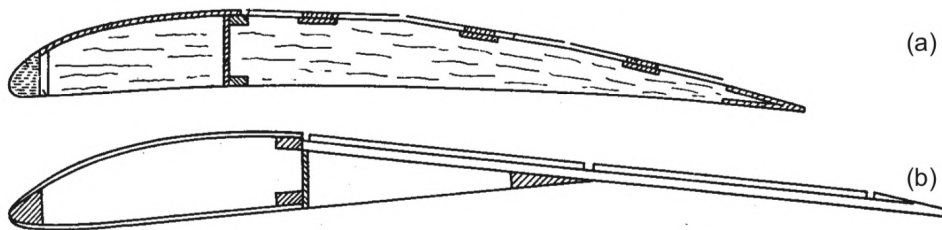
Pro zachování aerodynamické čistoty křídla je nutné, aby FV články byly dostatečně flexibilní a mohly se tak přizpůsobit zakřivení profilu. Z tohoto hlediska se jeví vhodné využít tenkovrstvé články, neboť panely z nich vytvořené je možné dobře ohýbat a tvarovat tak, aby při zapouzdření do konstrukce co nejvíce kopírovaly tvar profilu. Avšak větším zakřivením FV článků výrazně klesá jejich účinnost.

To je způsobeno mimo jiné tím, že články na zakřiveném profilu jsou ozařovány pod jinými úhly, jak je znázorněno na **Obr.35**, kde články nejbližší náběžné hraně křídla jsou ozařovány pod nižším úhlem oproti ostatním. To vede k tomu, že jimi prochází nejnižší proud, což snižuje proud i pro ostatní články na profilu a výkon všech článků je celkově menší. Proto, čím více bude solární panel zakřivený, tím méně energie bude poskytovat. K takové situaci dochází nejvýrazněji při východu nebo západu Slunce, kdy je Slunce nízko nad obzorem. Z tohoto důvodu je důležité zapojit články do série po rozpětí křídla a zajistit jejich stejnou orientaci. První studie ukázaly, že výše uvedený problém snižuje celkovou denní energii poskytovanou FV články o 10% při testování během celého dne ve střední Evropě. [22]



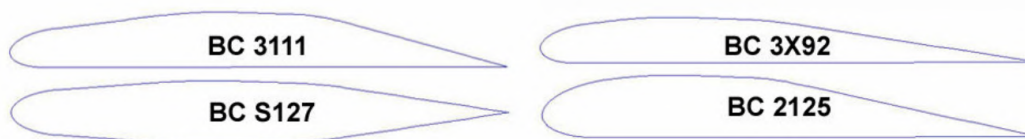
Obr. 35: Změna úhlu ozařování FV článků na zakřiveném profilu [22]

Naproti tomu, FV články z monokrystalického křemíku jsou díky své struktuře velmi křehké, a proto je složité je ohýbat do požadovaného tvaru profilu. Integrace neohebných článků do konstrukce se zpravidla provádí dvěma způsoby. První řešení spočívá v přizpůsobení profilu křídla, který bude obsahovat některé přímé části, jak je znázorněno na **Obr.36**. Problémem při takové integraci je snížení aerodynamické účinnosti letounu vlivem narušení tvaru profilu křídla. Pokud by navíc FV články nebyly překryty ochrannou vrstvou, která by vytvořila jednolitý povrch křídla, bude pokles aerodynamické účinnosti ještě výraznější. [22]



Obr. 36: Integrace neohebných článků do konstrukce [22]

Druhou možností je využití speciálních profilů, které jsou co nejvíce rovné. Tento alternativní koncept se poprvé objevil již u MacCreadyho letounu Solar Challenger, jak je znázorněno na **Obr.4**. Umožňuje integrovat FV články na rovnou část profilu a tím se eliminují ztráty účinnosti článků v důsledku jejich ohybu. Za rovné profily jsou považovány takové, které jsou rovné alespoň na 60% délky tělivity. Příklady takových profilů jsou zobrazeny na **Obr.37**. [30]



Obr. 37: Rovné profily navržené speciálně pro solární letouny [30]

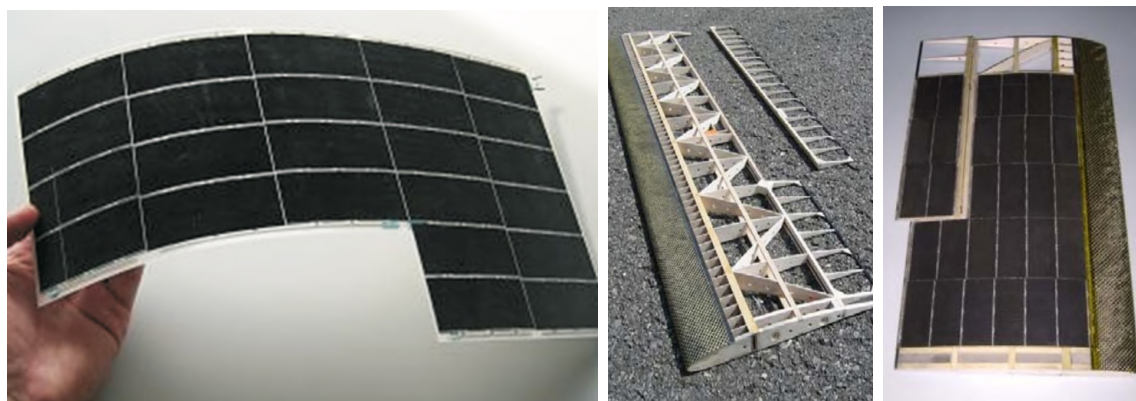
V současnosti se pro solární letouny jeví jako ideální řešení použití profilů s mírně zakřiveným povrchem. Jelikož trh solárních článků se stále vyvíjí, lze již sehnat velmi

tenké, mírně ohebné články, které po zapouzdření vytvoří tzv. semi-flexibilní panely, které dokáží přesně kopírovat mírně zakřivený profil křídla a poskytovat tak vysokou aerodynamickou účinnost. Takové články jsou i přes svou stále vysokou křehkost mírně ohebné a představují tak dobrý kompromis mezi vysoce ohebnými články, které však mají špatnou účinnost a velmi účinnými vícevrstevnými články, které jsou ale mnohem těžší a ohýbat je prakticky nelze.

Takto vytvořený panel FV článků pak může tvořit přímo vrchní potah křídla, kdy je nalepen na nosník a žebra, tak jako např. u letounu Solar Impulse 2 (**Obr.38**) nebo bezpilotního letounu Sky-Sailor od švýcarského konstruktéra Andrého Notha (**Obr.39**).



Obr. 38: Instalace solárního panelu na křídlo letounu Solar Impulse 2 [14]



Obr. 39: Semi-flexibilní panel a jeho integrace do konstrukce křídla letounu Sky-Sailor [22]

Další možností, jak zavést FV články do konstrukce, je umístit je přímo do formy společně s materiálem na výrobu křídla, tak jako u letounu SoLong, kde je křídlo vyrobeno jako sendvičová konstrukce za použití uhlíkových, kevlarových a skelných vláken. Zalaminované FV články poté velmi přesně sledují tvar křídla a zachovávají tak dobré aerodynamické vlastnosti profilu. [11]



Obr. 40: FV články na křídle letounu SoLong [11]

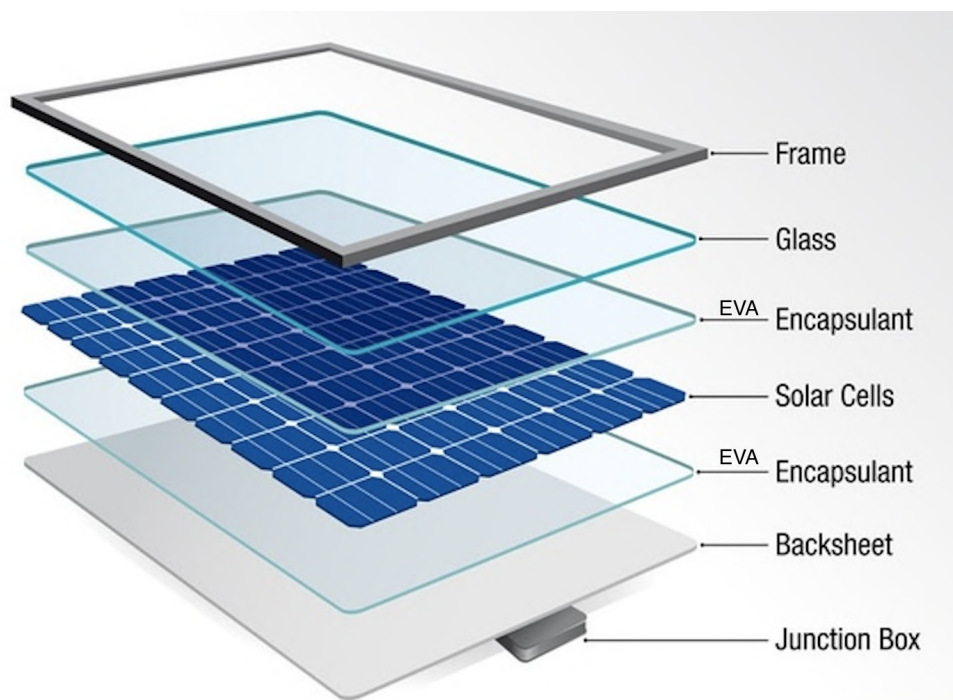
4.1 Povrchová vrstva

Při zapouzdření FV článků, ať už ve formě solárních panelů lepených na vnitřní konstrukci křídla, či při přímé laminaci článků do konstrukce, musí být věnována zásadní pozornost horní povrchové vrstvě. Ta musí být, jak již bylo řečeno, co nejhladší, aby nezpůsobovala snižování aerodynamické účinnosti. Rovněž je nutné, aby neodrážela příliš mnoho slunečního záření a nesnižovala tak výkon samotných článků.

Používají se tak speciální tenké fluoropolymerové povlaky např. DupontTMTeflon[®], které nabízejí velmi dobrou propustnost až 96% při tloušťce 50 μm . [22]

5 Technologie výroby

FV články se skládají do solárních panelů. Nejběžnější konstrukce FV panelu je znázorněna na **Obr.41**. Tyto panely jsou běžně využívány například na střechy budov. Vrchní vrstvu tvoří nejčastěji temperované sklo, které poskytuje ochranu článků proti nárazu a před nepříznivými vlivy počasí. Na sklo se pokládá vrstva ethylenvinylacetátu (EVA), která má vynikající přilnavost ke sklu, dobrou světelnou propustnost a vysokou trvanlivost i při vysokých teplotách nebo vysokých vlhkostech. Na EVA fólii se skládají propojené FV články a přes ně se znovu pokládá EVA. Zadní stěnu tvoří zpravidla laminátová vrstva např. Tedlar Polyester Tedlar (TPT). Poté se pomocí vakua vyčerpá vzduch mezi jednotlivými vrstvami a panel se zahřeje nad teplotu tání EVA fólie (až 120°C), při které se laminuje a následně se vytvrzuje při teplotách až 150°C. [31]



Obr. 41: Tradiční skladba solárního panelu [32]

Takto vzniklé panely jsou však pro aplikaci v leteckém průmyslu nevhodné, především kvůli jejich vysoké hmotnosti a velkým rozměrům. Pro účely této práce je nutné navrhnout takovou metodu technologie výroby, která bude relativně levná, proveditelná bez nutnosti rozsáhlého zaučení a dlouholetých zkušeností a bude možné ji realizovat bez nutnosti speciálního drahého vybavení a v omezeném časovém rámci. Dále je žádoucí zapouzdřit FV články s minimálním přírůstkem hmotnosti, přičemž co nejvíce zachovat jejich výkon, aby byly použitelné k integraci do letecké konstrukce. K tomu budou využity kompozitní materiály.

5.1 Používané materiály

Kompozit je heterogenní materiál složený ze dvou nebo více chemicky a fyzikálně odlišných složek - výztuže a matrice (pojiva). Pro integraci FV článku do kompozitu lze použít skelná výztužná vlákna ve formě skelné tkaniny. Skelná vlákna, na rozdíl od uhlíkových či aramidových vláken, jsou transparentní v širokém rozsahu slunečního spektra, a proto se jejich použití pro zapouzdrění FV článků jeví jako vhodné. Zároveň poskytnou dobrou mechanickou podporu křehkým článkům a jsou cenově dostupné.

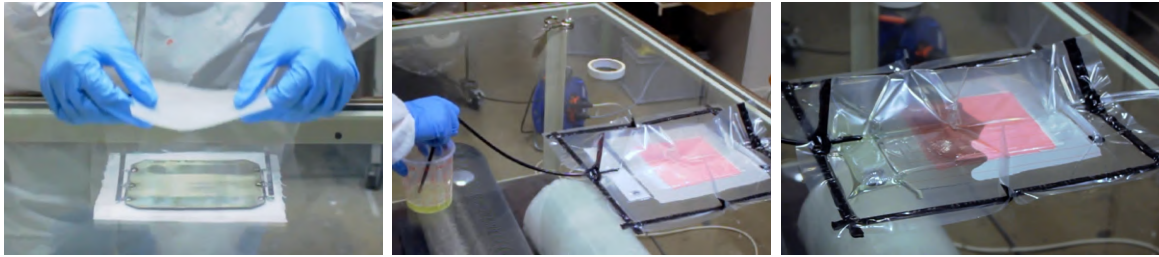
Skelné tkaniny se vyrábí v různých plošných hmotnostech. Plošná hmotnost je hmotnost jednoho metru čtverečního tkaniny a obvykle se udává v gramech (g/m^2). Plošná hmotnost běžně dostupných nejjemnějších tkanin může být pouhých $17 \text{ g}/\text{m}^2$. Pro letecké aplikace, kde hmotnost hraje zásadní roli, je žádoucí použití takových tkanin, které budou co nejlehčí a zároveň poskytnou požadované mechanické vlastnosti.

Matrice v kompozitu zajišťuje spojení výztuže v kompaktní celek, udržuje výztuž ve správné orientaci a pomáhá distribuovat napětí. Matrice také chrání výztuž před vnějšími vlivy, odděluje jednotlivé částice výztuže od sebe a zabraňuje tak spojitému šíření trhlin. K výrobě namáhaných kompozitních dílů se nejčastěji používají epoxidové pryskyřice, které mají nejlepší mechanické vlastnosti a dobrou tepelnou i chemickou odolnost.

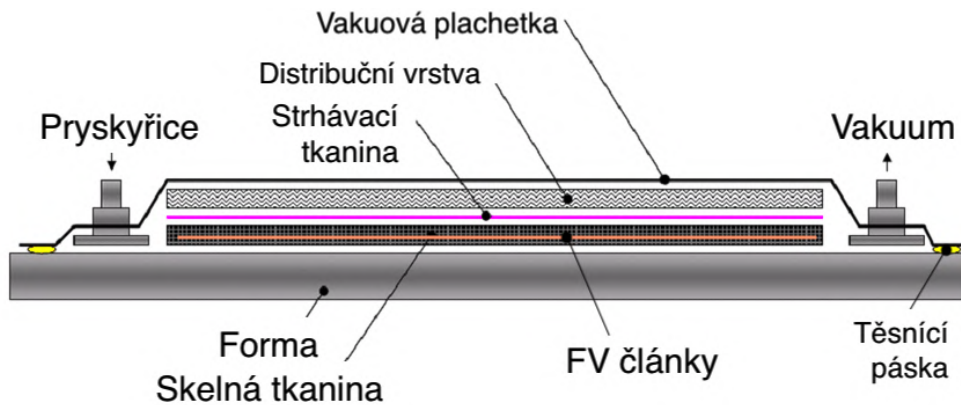
5.2 Infuzní technologie

První metodou, která může být použita pro integraci FV článku do kompozitu, je vakuová infuze. Jedná se o sycení suché výztuže v jednostranné formě pod pružnou membránou, přičemž pryskyřice je nasávána za pomoci podtlaku. Proces výroby je takový, že jednotlivé vrstvy skelné tkaniny jsou společně s FV článkem skládány do formy (**Obr.42 vlevo**), v tomto případě postačí rovná deska např. ze skla. Na vrstvy tkaniny se umístí odtrhávací tkanina a na ni separační fólie. Dále je vhodné do formy umístit distribuční vrstvu, která slouží jako rozvodná síť pro lepší prosycení pryskyřicí. Vše je následně překryto vakuovou plachetkou a řádně utěsněno pomocí těsnicí pásky tak, aby se do vakuové plachetky nemohl dostat žádný vzduch. Ilustrační schéma je zobrazeno na **Obr.62**.

Následně je pomocí vývěvy odsán všechen vzduch. Dalším krokem je samotná infuze, při které je přívodní hadice ponořena do nádoby s předem připravenou pryskyřicí, kterou je vhodné nejprve zbavit přebytečných vzduchových bublin ve speciální nádobě k odplynění. Poté je otevřen přívodní ventil (**Obr.42 uprostřed**). V průběhu infuze je pozorován tok a prosycení tkaniny (**Obr.42 vpravo**). Po prosycení celého pracovního prostoru je uzavřen přívodní ventil pryskyřice a následuje doba vytvrzování pryskyřice při pokojové teplotě.



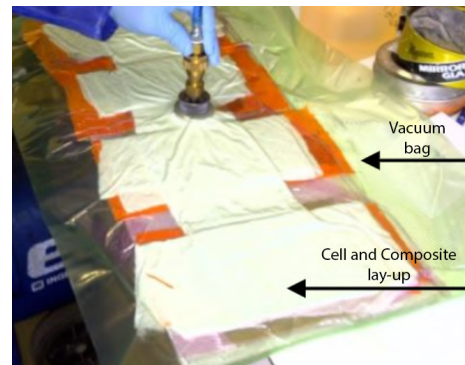
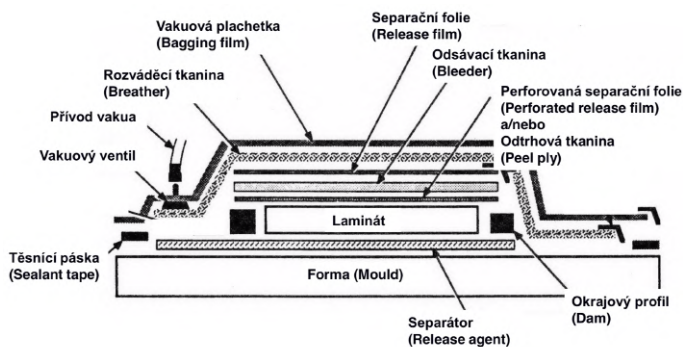
Obr. 42: Integrace FV článku do kompozitu za pomoci vakuové infuze [33]



Obr. 43: Ilustrační schéma vakuové infuze

5.3 Kontaktní laminace

Druhou technologií, která by mohla být použita pro výrobu zapouzdřeného FV článku do kompozitu je kontaktní laminace neboli ruční kladení za mokra. Jedná se o skladbu jednotlivých vrstev výztuže do separátorem předem očištěné, jednostranné formy, přičemž suchá výztuž je sycena pryskyřicí pomocí malířských válečků, štětců či stěrek. Přebytečná pryskyřice a případné bubliny by měly být odsáty pomocí vakuování, kdy je výrobní díl uzavřen do vakuové plachetky, stejně jako je popsáno u infuzní technologie, a pomocí vývěvy je odsán všechen vzduch. Následně je díl vytvrzován při pokojové teplotě či v peci. Doba vytvrzování závisí především na použité pryskyřici.

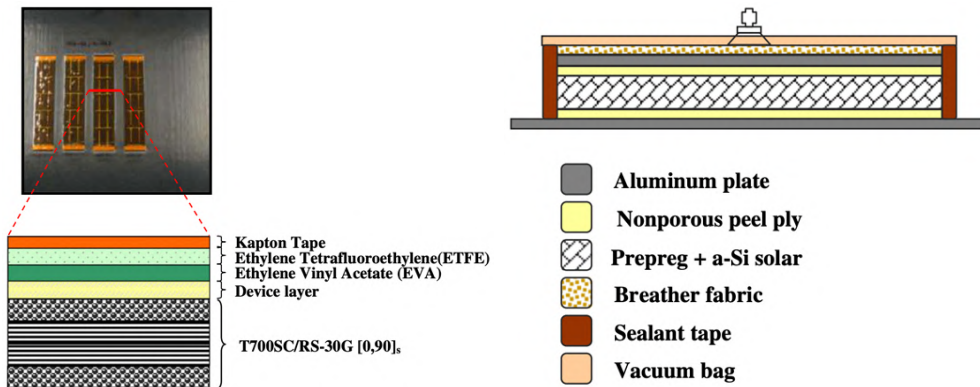


Obr. 44: Ilustrační schéma kontaktní laminace, ukázka jednotlivých vrstev (vlevo) [34] a ukázka vakuování kompozitu s FV článkem (vpravo) [35]

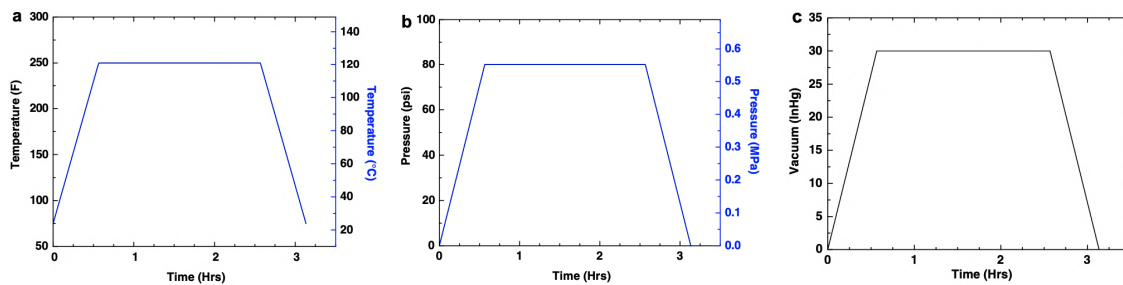
5.4 Prepregová technologie

Dalším způsobem integrace FV článku do kompozitu je spolu vytvrzování s prepregem, jak je uvedeno v [36]. Prepreg je vláknová výztuž, která je předem naimpregnovaná pryskyřicí. Jednotlivé vrstvy prepregu se skládají do formy a následně jsou zavakuovány a vytvrzovány za zvýšeného tlaku a teploty, nejčastěji v autoklávu. Aby bylo možné integrovat FV články do prepregu bez jejich poškození, je nutné, aby odolaly zvýšené teplotě a tlaku při vytvrzování a nemělo to negativní dopad na jejich výkon. Ve studii K. Jasona Maunga [36] byla použita uhlíková vlákna před-impregnovaná epoxydovou pryskyřicí, na které byly umístěny tenkovrstvé solární články s ochrannou vrstvou ethylen-tetrafluorethylenu (ETFE) o tloušťce $30\mu m$. ETFE je polymer s vysokou odolností vůči korozi, pevnosti a trvanlivostí v širokém rozsahu teplot a vysokou propustností slunečního záření. Přílnavost vrstvy ETFE k FV článkům byla zajištěna pomocí $50\mu m$ vrstvy ethylenvinylacetátu (EVA). Na vrstvu ETFE byla umístěna ještě kaptonová páska, která slouží k zakrytí a zamezí pryskyřici, aby se při vytvrzování dostala na povrch článku. Po ukončení procesu vytvrzování se kaptonová páska odstraní.

Následně byl díl zavakuován (viz. **Obr.45 vpravo**) a umístěn do autoklávu. Podmínky vytvrzovacího cyklu jsou zobrazeny na **Obr.46**. Po vytvrzení byly FV články testovány a ukázalo se, že podmínky tohoto vytvrzovacího cyklu nemají na výkon článků zásadnější vliv. [36]



Obr. 45: Pohled shora a příčný řez solárním modulem (vlevo), zavakuovaný díl připravený k vytvrzování (vpravo) [36]



Obr. 46: Vytvrzovací cyklus pro prepreg T 700SC/RS-30G [36]

6 Vlastní výroba

Cílem této části práce je vyrobit funkční vzorek FV článku integrovaný do kompozitní konstrukce, který by měl splňovat určité požadavky, z nichž některé již byly zmíněny v předchozích částech práce. Jedná se především o:

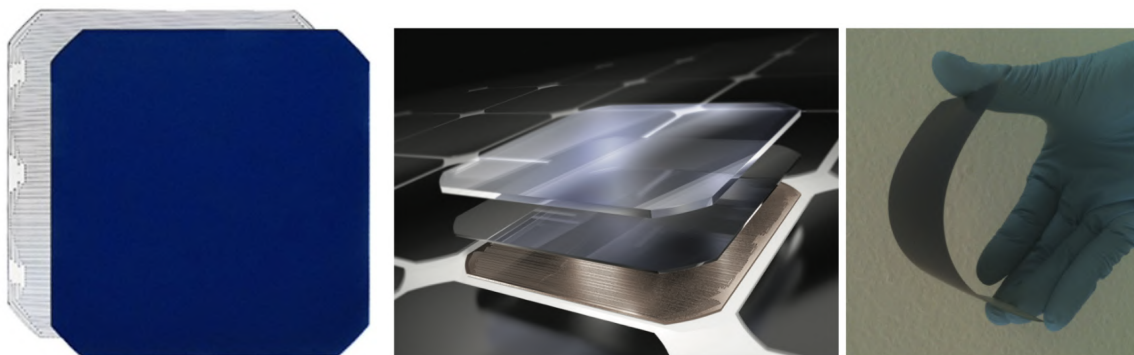
- zachování hladkého aerodynamického povrchu povrchové vrstvy,
- transparentnost povrchové vrstvy na FV článku,
- minimalizace defektů mezi povrchovou vrstvou a FV článkem (delaminace, vzduchové bubliny),
- minimální snížení výkonu FV článku vlivem integrace do kompozitu,
- co nejnižší přírůstek celkové hmotnosti vzorku vlivem integrace do kompozitu,
- zvýšení mechanické odolnosti křehkého FV článku vlivem zalaminování.

6.1 Použité FV články

Pro výrobní vzorky byly využity dva typy solárních článků.

6.1.1 SunPower Maxeon™ GEN II

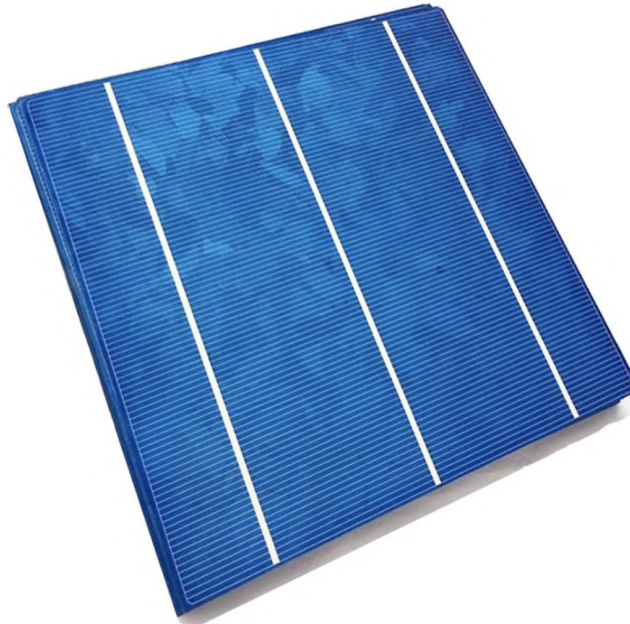
Jedná se o vysoce výkonné články z monokrystalického křemíku o rozměru 125x125 mm a tloušťce 150 μ m, které byly použity i u letounu Solar Impulse 2. Maximální účinnost udávaná výrobcem je 22,7%. Tyto články jsou oproti konvenčním FV článkům více pružné, odolnější vůči prasknutí a lomu. Pokud dojde k prasknutí, tak se obvykle článek nerozpadne (jako u konvenčních článků), ale zadní strana zůstane neporušená a dokáže tak zachovat vysoký výkon článku. Detailní informace o článcích SunPower Maxeon™ GEN II jsou zobrazeny v technickém listu, jež je součástí **Přílohy B**.



Obr. 47: Fotovoltaické články SunPower Maxeon™ GEN II [37]

6.1.2 Viko cell Mono Series

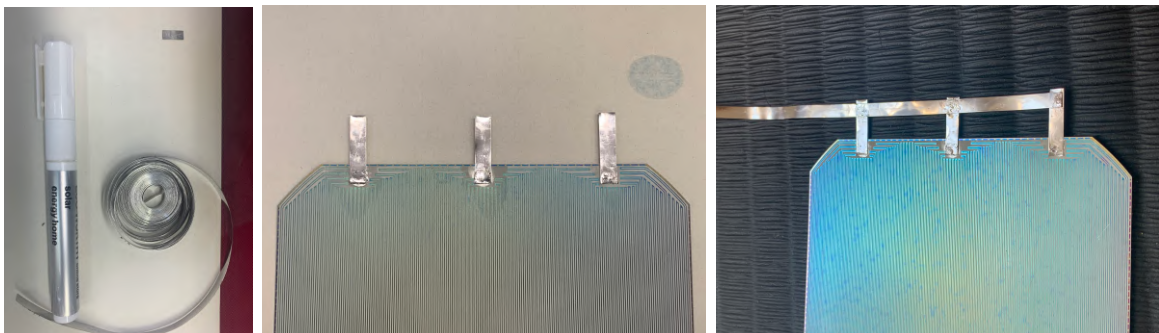
Jedná se o konvenční typ monokrystalických FV článků. Rozměry článku jsou 156x156 mm a tloušťka je přibližně 200 μ m. Výrobce udává maximální účinnost je 18,4%. Technický list pro články Viko cell Mono Series je součástí **Přílohy C**.



Obr. 48: Fotovoltaické články Viko cell Mono Series

6.1.3 Pájení elektrických kontaktů

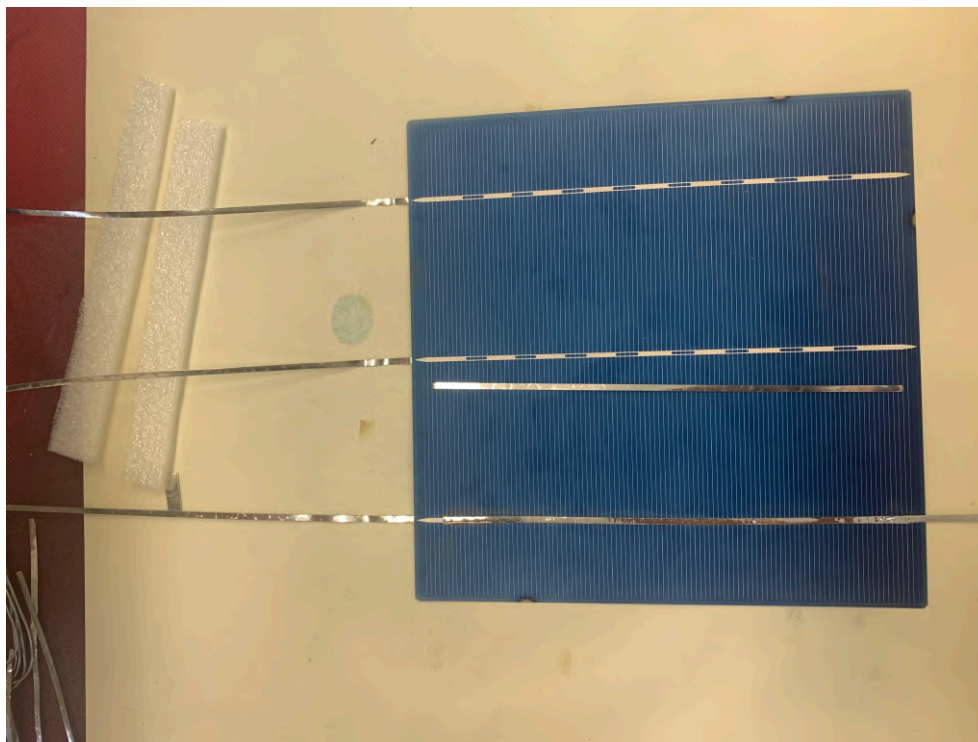
Proto, aby mohly být po zalaminování měřeny elektrické parametry FV článků, je nutné na ně připájet elektrické vývody. Jelikož pro články SunPower Maxeon nebyly k dispozici originální spojovací pásky, které jsou uvedeny v jejich technickém listu v **Příloze B**, byl použit měděný pocínovaný plíšek, který byl na články napájen ve třech místech určených pro spojovací kontakty, které byly nejprve natřeny speciální fixou s tavidlem (**Obr.49** vlevo).



Obr. 49: Pájení elektrických vývodů pro články SunPower Maxeon

Takto připájené plíšky byly následně spojeny pomocí kolmo připájeného delšího vývodu, který bude následně sloužit pro připojení měřících přístrojů (**Obr.49** vpravo).

U FV článků Viko cell byl plíšek napájen na vyznačené oblasti na vrchní i spodní straně (**Obr.50**). Tím, že jsou zde el. vývody umístěny přímo na povrch FV článku, vznikají vlivem pájení mírné nerovnosti povrchu kvůli vrstvě cínu.



Obr. 50: Pájení elektrických vývodů pro články Viko cell Mono Series

Takto připravené FV články již mohly být laminovány a následně podrobeny měření jejich elektrických parametrů. Pro výrobu laminovaných vzorků byly použity dvě různé technologie výroby. Nejprve kontaktní laminace (ruční kladení za mokra) a následně vakuová infusní technologie.

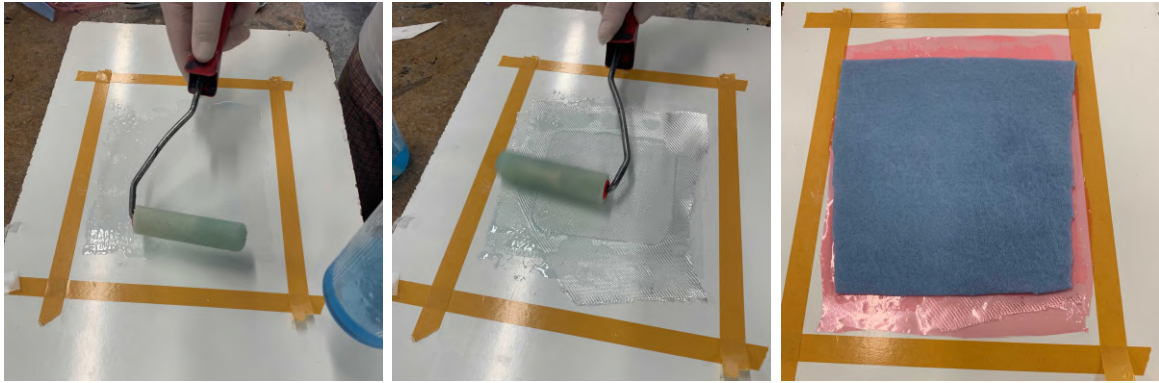
7 Kontaktní laminace

Výroba prvních vzorků byla realizována pomocí kontaktní laminace neboli ručního kladení za mokra. Aby nedošlo ke zbytečnému poškození FV článku, pokud by se prvotní výroba vzorku nepodařila, byla pro tento vzorek místo FV článku použita ABS plastová deska. Ta byla nařezána do tvaru a rozměrů FV článku SunPower Maxeon (**Obr.51**). Tloušťka ABS desky byla 1 mm, což je více než 6 krát větší tloušťka než u tohoto FV článku. I přesto ABS deska poslouží jako dobrý demonstrátor FV článku pro první zkušební vzorek a vyzkoušení výrobního postupu této technologie.

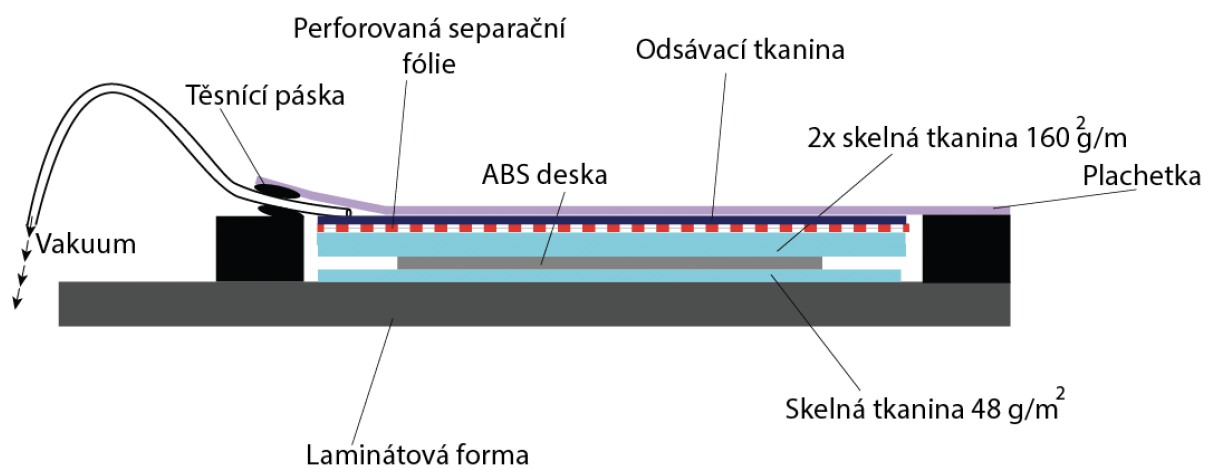


Obr. 51: ABS plastová deska ve tvaru článku SunPower Maxeon

Výroba probíhala v areálu firmy Composite Airplanes s.r.o v Chocni. Jako forma byla použita předem naseparovaná, hladká laminátová deska. Pro aplikace v leteckém průmyslu je zásadní minimalizovat přídavek hmotnosti, který zavedení FV článku do konstrukce způsobí. Tomu je nutné přizpůsobit i výběr jednotlivých tkanin. Pro horní, zapouzdřovací (překrývací) vrstvu FV článku (ABS desky) byla použita tkanina o nejnižší plošné hmotnosti, která byla na firmě k dispozici. Šlo o skelnou tkaninu o gramáži 48 g/m². Tato tkanina byla umístěna na formu a sycena pomocí malířského válečku epoxidovou pryskyřicí. Na prosycenou tkaninu byla umístěna ABS destička simulující FV článek. Na ni dále dvě vrstvy skelné tkaniny o plošné hmotnosti 160 g/m², které byly opět prosyceny epoxidovou pryskyřicí. Na tyto vrstvy byla umístěna perforovaná separační folie a na ni odsávací tkanina. Takto připravený vzorek byl zavakuován pomocí plachetky. Průběh výroby je zobrazen na **Obr.52** a schéma jednotlivých vrstev na **Obr.53**.



Obr. 52: Výroba vzorku s ABS deskou pomocí ručního laminování



Obr. 53: Schéma jednotlivých vrstev ručního laminování se vzorkem ABS

Zavakuovaný vzorek byl následně umístěn do pece, kde byl vytvrzován při teplotě 57°C po dobu 12 hodin (Obr.54).



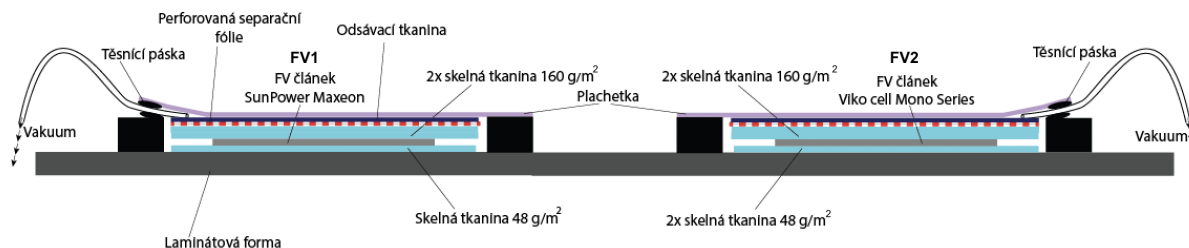
Obr. 54: Vzorek ABS při vytvrzování v peci

Po vytvrzení byl vzorek vyjmut z formy. Výsledný povrch vzorku je patrný z **Obr.55**. Po obvodu vzorku jsou patrné drobné vzduchové bubliny, které byly zapříčiněny nejspíše větší tloušťkou ABS desky.



Obr. 55: Výsledný povrch vzorku ABS pomocí kontaktní laminace

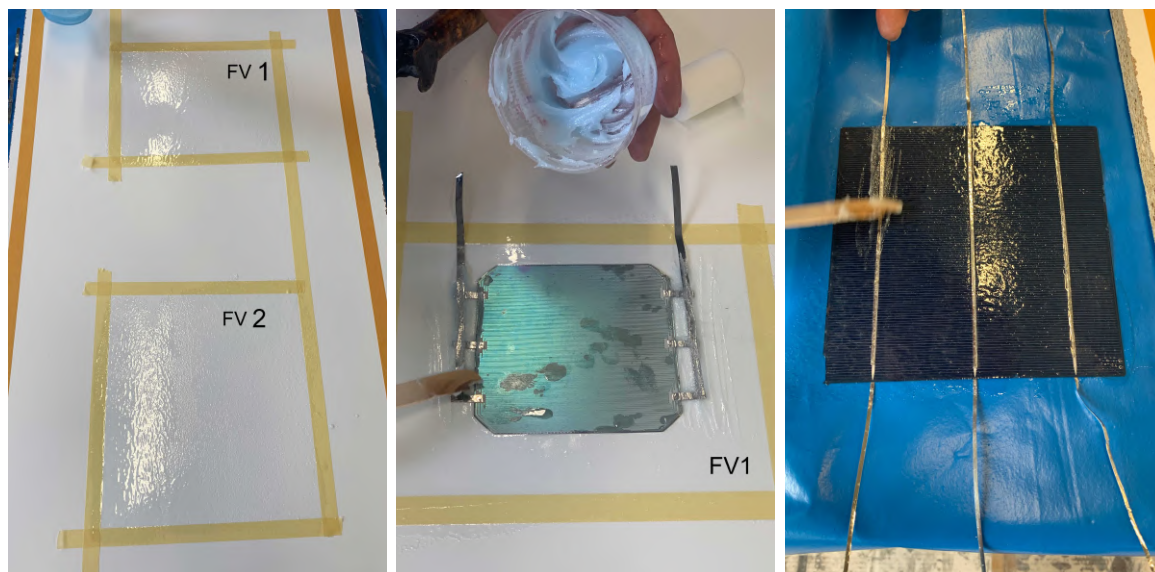
Dále byla realizována výroba dvou vzorků s FV články. Pro vzorek označený FV1 byl použit solární článek SunPower Maxeon a pro vzorek FV2 solární článek Viko cell Mono Series. Skladba jednotlivých vrstev je zobrazena na **Obr.56**.



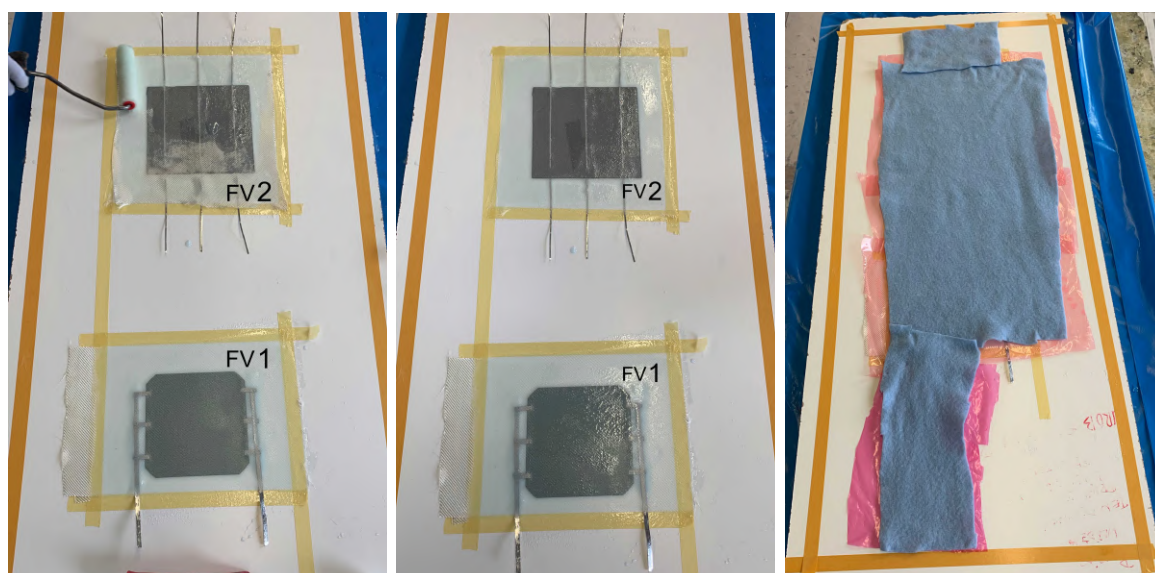
Obr. 56: Schéma skladby jednotlivých vrstev ručního laminování se vzorky FV1 a FV2

Výroba probíhala obdobně jako u vzorku s ABS plastovou destičkou. Na laminátové formě byly vyráběny oba vzorky zároveň. Pro eliminaci vzduchových bublin byla na kritická místa (především v místech vystouplých připájených kontaktů) nanесena vrstva zahuštěné epoxidové pryskyřice.

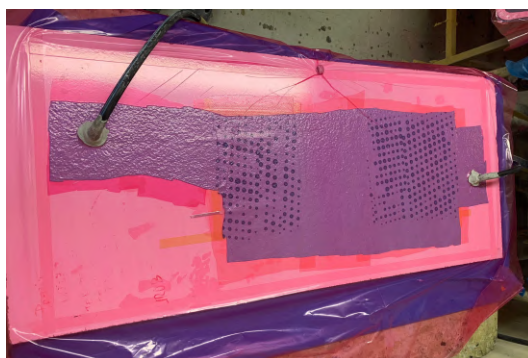
Jelikož u vzorku FV2 s článkem Viko cell Mono Series jsou elektrické vývody přímo na povrchu článku, a ten tak není zcela hladký jako vzorek FV1 s článkem SunPower Maxeon, byla zahuštěná pryskyřice nanесena pomocí dřevěné špachtle i na tato místa (**Obr.57**). Zároveň byly pro tento vzorek použity dvě vrstvy skelné tkaniny 48g/m² (viz. **Obr.56**). Po zavakuování byla forma se vzorky umístěna do pece a ty byly vytvrzovány při stejných podmínkách jako vzorek ABS (12 hodin při teplotě 57°C).



Obr. 57: Připravená forma s nanesenou pryskyřicí (vlevo) a nanášení zahuštěné pryskyřice



Obr. 58: Příprava vzorků FV1 a FV2 na vakuování



Obr. 59: Zavakuované vzorky FV1 a FV2 při vytvrzování v peci

Výsledek po vytvrzení je patrný z **Obr.60** a **Obr.61**. U obou vzorků je vidět, že výsledný povrch disponuje suššími částmi tkaniny. Není tak hezky čirý a tkanina zanechává na povrchu znatelnou optickou texturu. U vzorku FV2 navíc došlo během nanášení pryskyřice k odlomení rohu křehkého článku.

S cílem zlepšit povrch článků a lépe distribuovat pryskyřici tkaninami byla dále vyzkoušena infuzní technologie.



Obr. 60: Výsledný povrch vzorku FV1



Obr. 61: Výsledný povrch vzorku FV2 s odlomeným rohem

8 Vakuová infuze

Druhou metodou, která byla v rámci práce realizována, je vakuová infuze. Výroba probíhala v laboratořích Ústavu letadlové techniky FS ČVUT v Praze na Karlově náměstí. Zásadní rozdíl oproti ručnímu laminování je zde v injektáži pryskyřice, která je pomocí podtlaku nasávána do jednostranné formy a tím postupně nasycuje suchou výztuž. Cílem této metody bylo vyrobit vzorky s opticky lepším povrchem než při ručním laminování tak, aby povrchová vrstva FV článku byla maximálně transparentní.

8.1 Test prosycení

Nejprve bylo nutné ověřit, zda-li je infuze opravdu vhodná pro následnou výrobu. Cílem tohoto ověření bylo zjistit, jestli je reálné dostatečně prosytit vybrané skelné tkaniny pryskyřicí a na základě výsledku následně navrhnout vhodnou skladbu zapouzdřovací vrstvy. Předpokladem bylo, že tkaninami o nízké plošné hmotnosti bude pryskyřice postupovat pomaleji a vlivem vysokého podtlaku uvnitř formy se může tok pryskyřice brzy zastavit. Na druhou stranu příliš vysoká plošná hmotnost tkanin by neměla opodstatnění při aplikacích v leteckém průmyslu, kde je každý gram hmotnosti navíc nežádoucí. Až přesný výpočet energetické a hmotnostní bilance letounu s integrovanými solárními články by ukázal, jaký přírůstek hmotnosti se vlivem integrace článků do konstrukce energeticky vyplatí a jaký již nikoliv.

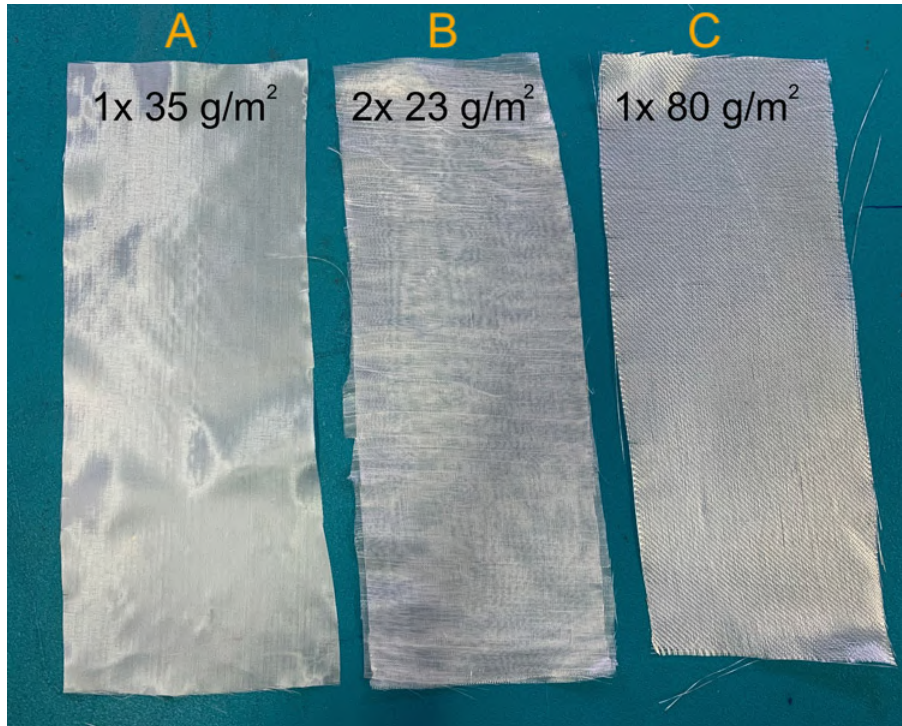
8.1.1 Výběr tkanin

K prvotnímu testu prosycení byly obecně zvoleny tkaniny s nižší plošnou hmotností. Jedná se o následující typy skelných tkanin:

Tab. 2: Vybrané tkaniny pro test prosycení pryskyřicí pomocí infuzní technologie

Skelná tkanina (vzorek)	Plošná hmotnost [g/m ²]	Počet vrstev
A	35	1
B	23	2
C	80	1

Tkaniny byly nastříhány tak, aby jejich šířka stačila na překrytí FV článku o rozměrech 125x125 mm. Délka tkaniny byla přizpůsobena zvolené formě v podobě rovné kovové desky.



Obr. 62: Vybrané tkaniny pro test prosycení pryskyřicí pomocí infuzní technologie

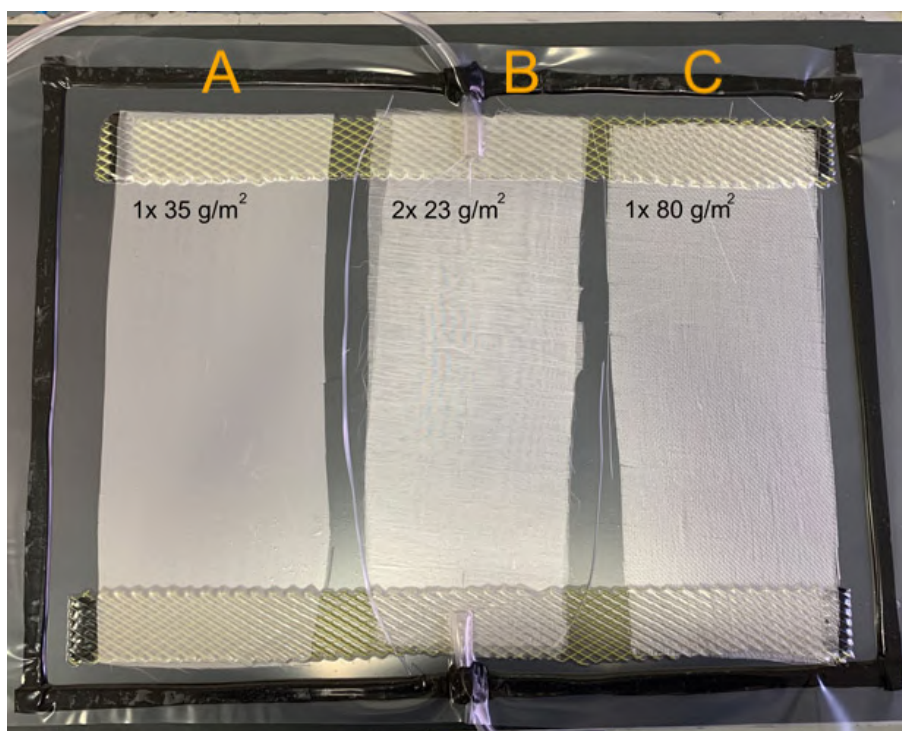
8.1.2 Průběh testu

Forma byla nejprve vyčištěna a následně ošetřena separátorem Frekote 700 NC. Byly nanесeny dvě vrstvy separátoru v rozmezí 20 minut. Separátor slouží k tomu, aby bylo možné po vytvrzení vzorky z formy dobře vyjmout. Na takto připravenou formu byly umístěny skelné tkaniny. Pod ně byly vloženy pruhy rozvodné mřížky, které byly na formu přilepeny pomocí těsnící pásky. Rozvodná mřížka slouží k lepší distribuci pryskyřice. Z jedné strany byla umístěna hadička s přívodem pryskyřice a z druhé strany hadička připojená na vývěvu, která slouží k odsání veškerého vzduchu. Vše bylo zakryto vakuovou plachetkou a řádně utěsněno pomocí kaučukové pásky (**Obr.63**).

Následně byla připravena pryskyřice pro infuzi. Použita byla Resoltech 1800 Laminační pryskyřice pro injektáž a infuzi a Resoltech tvrdidlo 1805 a to v poměru 100:17. Takto umíchaná pryskyřice byla zbavena přebytečného vzduchu ve speciální nádobě k odplynění. Přívodní hadička byla umístěna do kelímku s pryskyřicí a ta byla pomocí vzniklého podtlaku nasávána do formy, čímž došlo k sycení jednotlivých tkanin. Následně byl pozorován tok pryskyřice tkaninami.

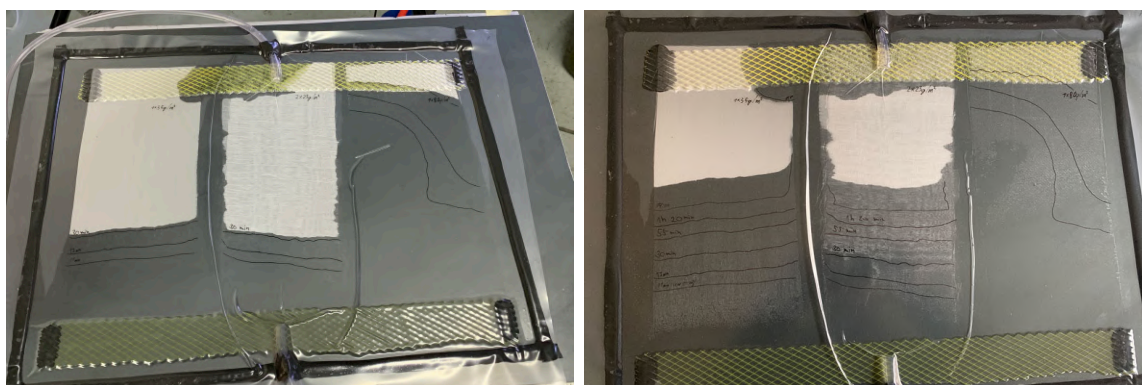
Předpokladem bylo, že s vyšší gramáží tkaniny bude rychlejší tok pryskyřice, což se při testu potvrdilo. Jak je patrné z **Obr.64**, nejrychleji došlo k prosycení skelné tkaniny o plošné hmotnosti 80 g/m^2 , kde byla celá délka 30 cm prosycena přibližně za 35 minut. To kromě nejvyšší gramáže bylo způsobeno i přehybem plachetky, který se vytvořil při vakuování podél této tkaniny a pryskyřice tudíž tekla rychleji. Z tohoto důvodu byl zároveň tento vzorek po své šířce prosycován nerovnoměrně (oproti vzorkům

A a B), jak je patrné z křivek na **Obr.64**, které označují dobu prosycování. U vzorků A a B byla rychlost toku pryskyřice podobná. S přibývajícím časem byla rychlost prosycování nižší, protože pryskyřice musela prosytnit stále delší kus tkaniny. Zásadní bylo prosytnit vzdálenost odpovídající délce FV článku, která je pro případ článku Sunpower Maxeon GEN II 12,5 cm. To se nakonec povedlo u všech tří vzorků. U vzorků A a B byla tato vzdálenost prosycena přibližně za 80 minut.



Obr. 63: Tkaniny pro test prosycení pryskyřicí připravené k infuzi

Jelikož testovací vrstvy mají u pozdějšího vzorku s FV článkem sloužit jako překryvací (zapouzďovací) vrstvy, je důležitá výsledná kvalita jejich povrchu. Jak je vidět na **Obr.64** vpravo, povrch u vzorků A a B je poněkud sušší než u vzorku C, kde je prosycení a tím i výsledný povrch nejlepší.

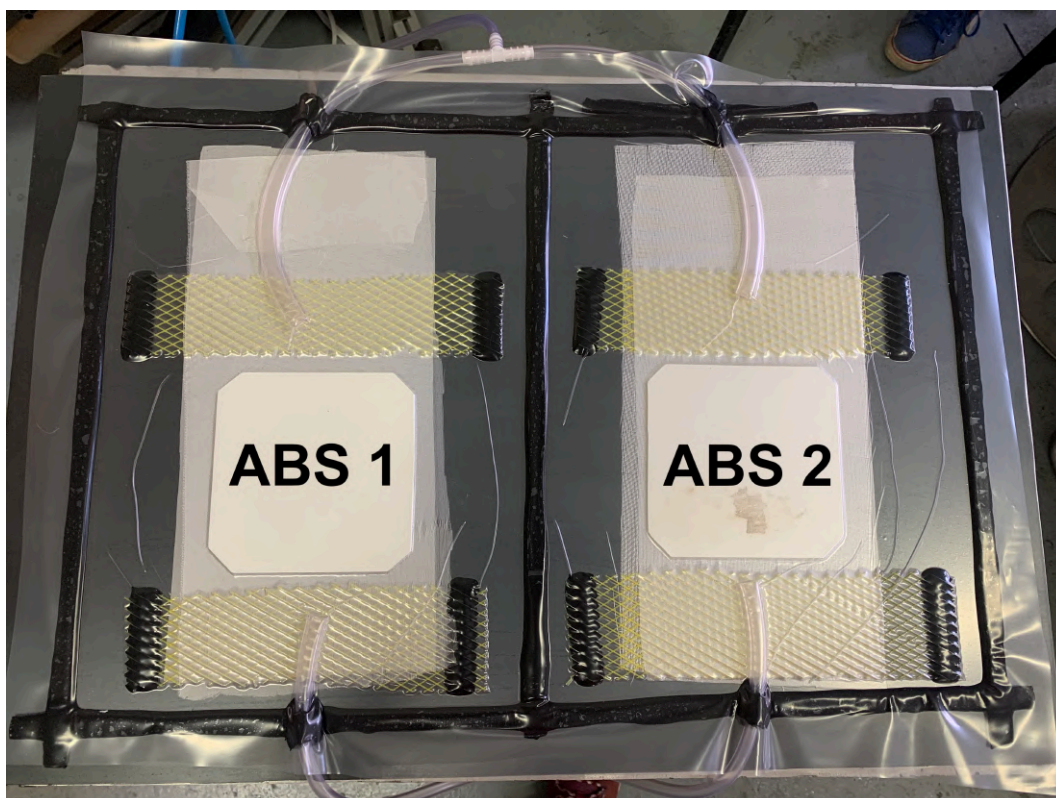


Obr. 64: Průběh prosycování tkanin pryskyřicí; vlevo po 30 min.; vpravo po 24 hod.

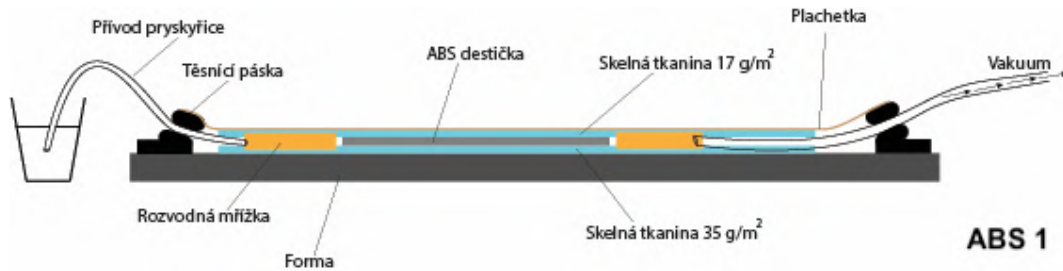
8.2 Vzorek s ABS destičkou

Test prosycení tkanin ukázal, že pomocí infusní technologie by mělo být možné realizovat zalaminování FV článku do těchto tkanin. Aby nedošlo ke zbytečnému poškození FV článků, pokud by se první výroba vzorků nepovedla, byla pro tyto vzorky stejně jako při kontaktní laminaci použita ABS plastová deska. Ta poslouží jako dobrý demonstrátor FV článku, neboť v této počáteční fázi bylo nutné ověřit, zda-li tkanina bude dostatečně prosycena i při kontaktu s destičkou a po vytvrzení vytvoří kvalitní povrch bez defektů.

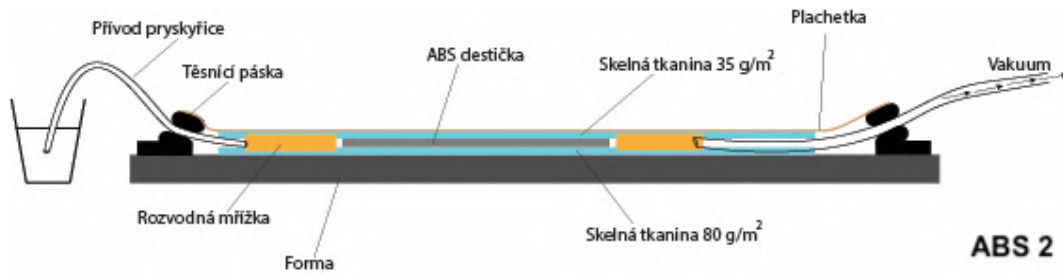
Vyráběny byly dva vzorky s označením ABS 1 a ABS 2. Skladba vrstev byla vytvořena na základě předchozího testu prosycení a je schématicky zobrazena na **Obr.66** a **Obr.67**. Pro první vzorek byla jako zapouzdřovací vrstva zvolena skelná tkanina 35 g/m^2 a pro druhý vzorek tkanina o plošné hmotnosti 80 g/m^2 . Na tyto vrstvy byly položeny vzorky ABS destičky simulující FV články. Tkaniny na spodní stranu článků (ABS destiček) byly v tuto chvíli voleny o nižší gramáži, a to z důvodu, aby nenasávaly více pryskyřice než zapouzdřovací (povrchová) vrstva článků, pro kterou bylo dokonalé prosycení pryskyřicí klíčové k vytvoření kvalitní čiré vrstvy. Průběh výroby byl stejný jako u testu prosycování samotných tkanin.



Obr. 65: Zavakuované vzorky ABS destiček připravené k laminaci pomocí infusní technologie

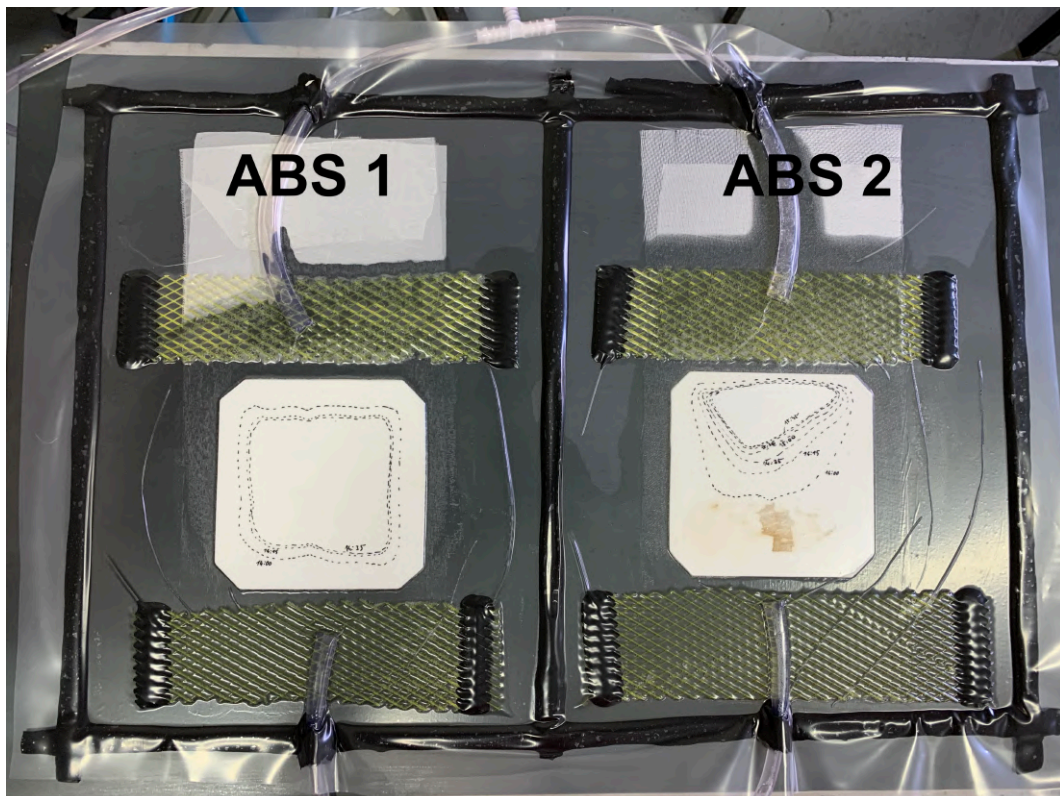


Obr. 66: Skladba jednotlivých vrstev pro vzorek ABS 1



Obr. 67: Skladba jednotlivých vrstev pro vzorek ABS 2

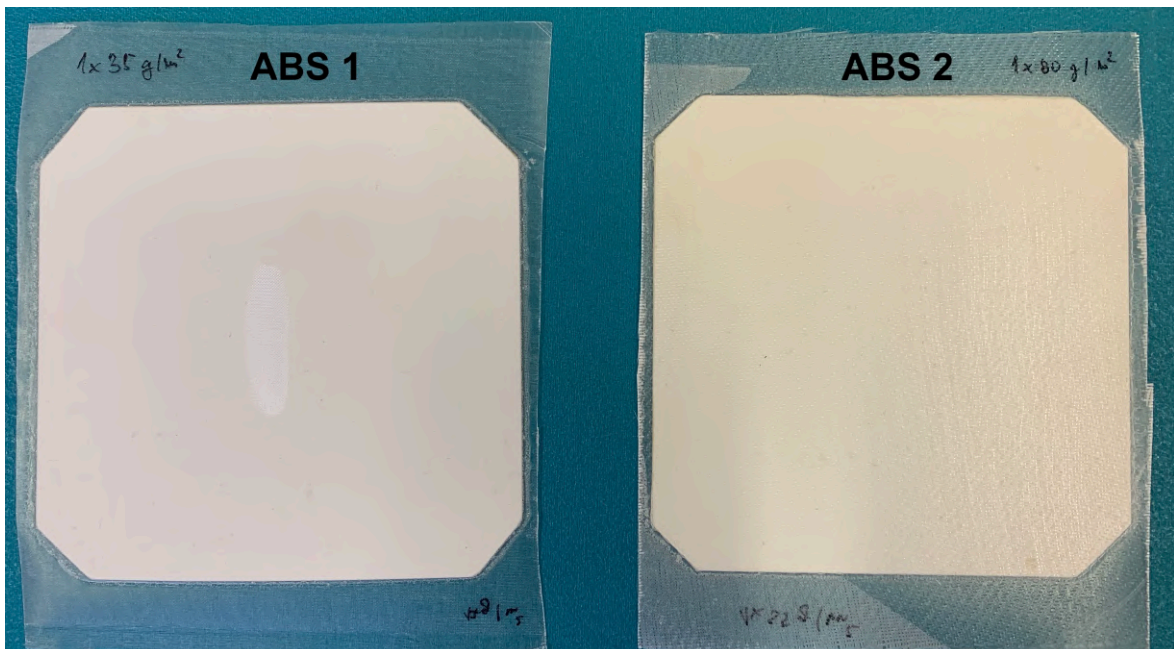
Průběh prosycování pryskyřicí je zobrazen na **Obr.68**. Z něho je patrné, že u tkaniny 17 g/m^2 došlo dle očekávání k rychlému zastavení toku pryskyřice a tak celý střed zůstal neprosycen. U vzorku ABS 2 byl zaznamenáván tok pryskyřice tkaninou 35 g/m^2 .



Obr. 68: Vzorky ABS prosycované pryskyřicí

Důležité ale bylo, jak se prosytí tkaniny, které byly v kontaktu s formou, a zda-li bude tok pryskyřice mezi nimi a ABS vzorky dostatečný. Přibližně po 2 hodinách a 15 minutách, kdy už nebyl patrný postup pryskyřice tkaninami, byl přívod pryskyřice zastaven a následně přepojen na vakuum tak, aby docházelo k odsávání vzduchu z obou stran formy. Tento krok se ve výsledku neukázal jako příliš vhodný, neboť s přebytečným vzduchem bylo nejspíše odsáto i určité množství pryskyřice. To ovlivnilo výslednou kvalitu povrchu jednotlivých vzorků.

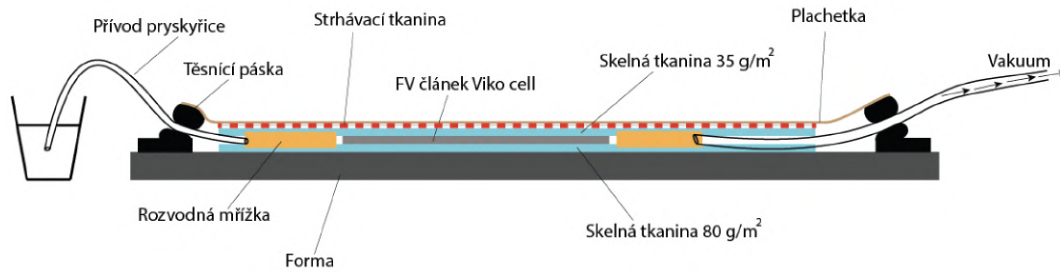
Z výsledku na **Obr.69** je zřejmé, že u vzorku ABS 1 nedošlo k prosycení celého povrchu u tkaniny 35 g/m^2 , kde zůstal neprosycen malý kousek ve středu vzorku. U vzorku ABS 2 byl prosycen celý povrch s tkaninou o plošné hmotnosti 80 g/m^2 bez problému. Avšak u obou vzorků je patrné, že výsledný povrch je poněkud sušší a je viditelná výrazná textura tkanin.



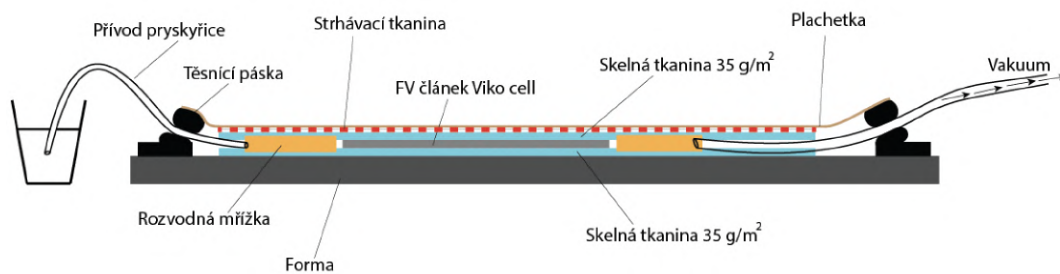
Obr. 69: Výsledek vakuové infuze vzorků s ABS destičkou - pohledová strana

8.3 Vzorky s články Viko cell Mono Series

Následně byly zalaminovány dva FV články Viko cell Mono Series označené jako FV 1 a FV 2. Průběh výroby i volba skelné tkaniny pro povrchovou vrstvu byly totožné jako u předešlých vzorků s ABS destičkami, a to i přesto, že se u vzorku ABS 1 nepodařilo prosytit celý povrch. FV články Viko cell Mono Series mají totiž tři proužky elektrických vývodů umístěny přímo na povrchu článku (jak je patrné na **Obr.50**) a ty tak vytváří jakési kanálky, jimiž lze předpokládat lepší rozvod pryskyřice a tím i prosycení tkaniny na povrchu článku. Po nasycení obou vzorků tentokrát nebyla hadička pro přívod pryskyřice přepojována na vakuum jako u vzorků s ABS, ale byla pouze utěsněna pomocí kleští.

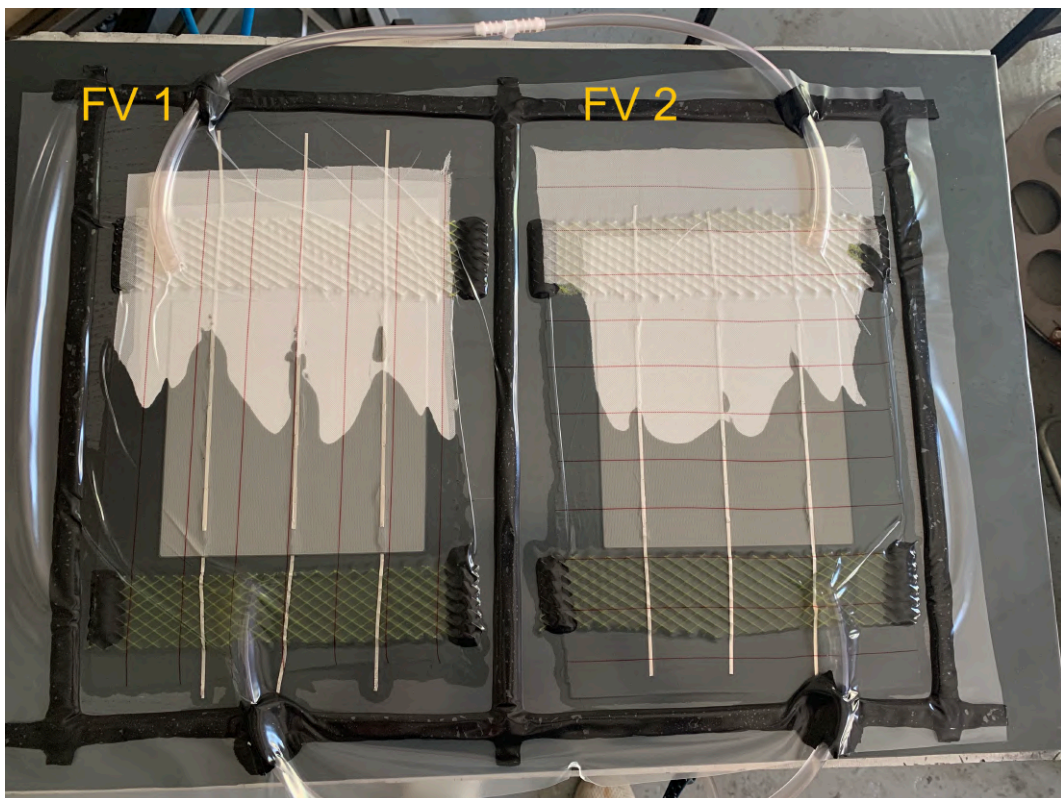


Obr. 70: Skladba jednotlivých vrstev pro vzorek FV 1



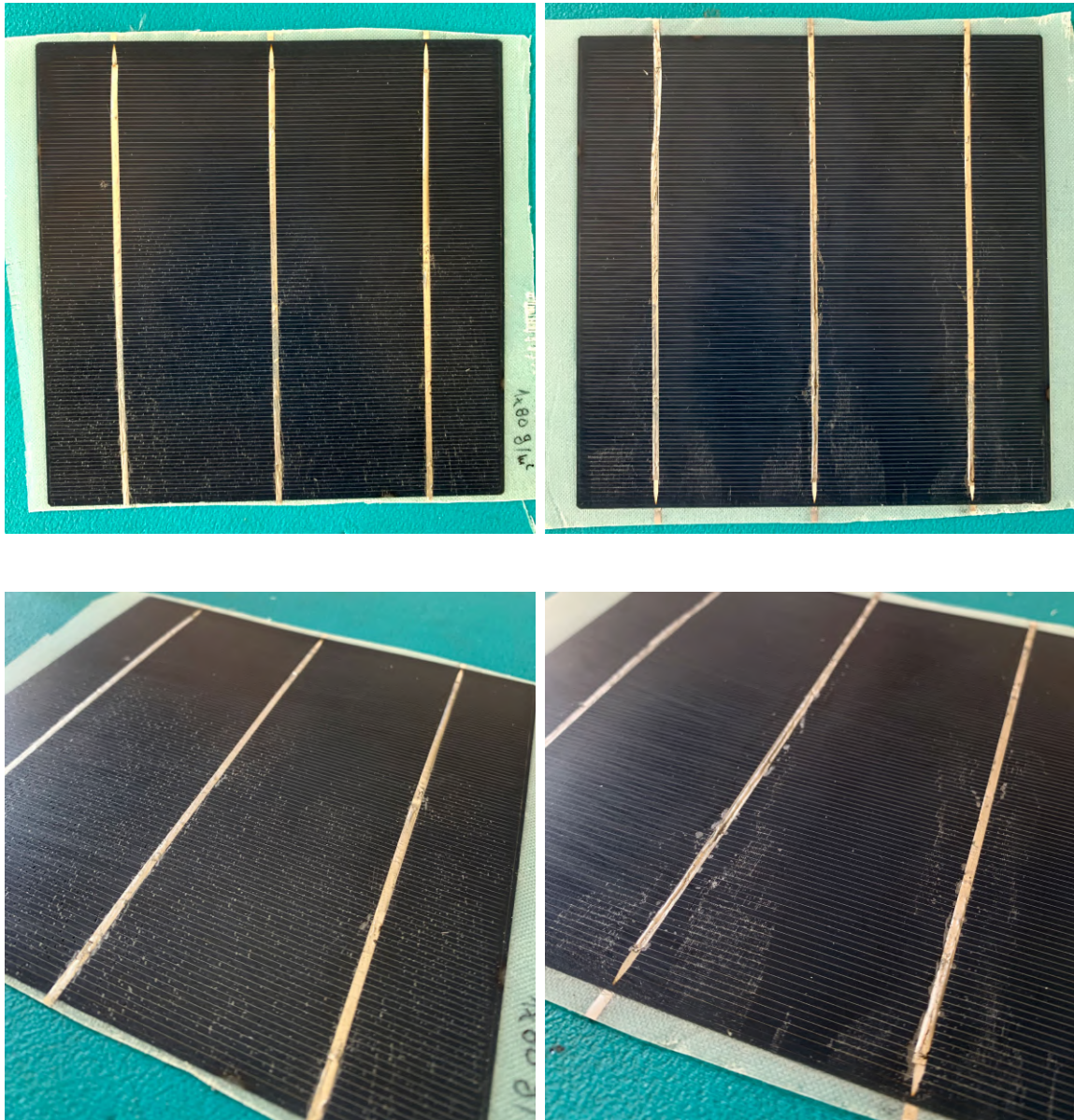
Obr. 71: Skladba jednotlivých vrstev pro vzorek FV 2

Na **Obr.72** je zobrazeno prosycování vzorků s články Viko cell Mono Series, při němž se potvrdil předpoklad, že nejrychlejší tok pryskyřice bude v oblasti připájených el. vývodů.



Obr. 72: Průběh prosycování vzorků FV 1 a FV 2

Po vytvrzení byly vzorky vyjmuty z formy.

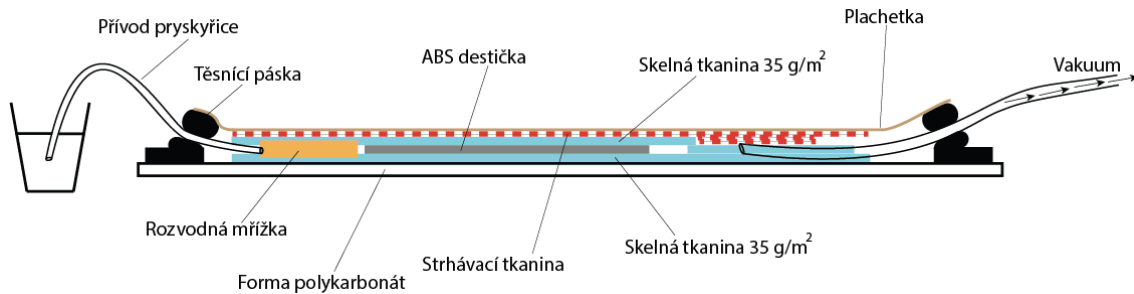


Obr. 73: Výsledný povrch vzorků FV 1 (vlevo) a FV 2 (vpravo)

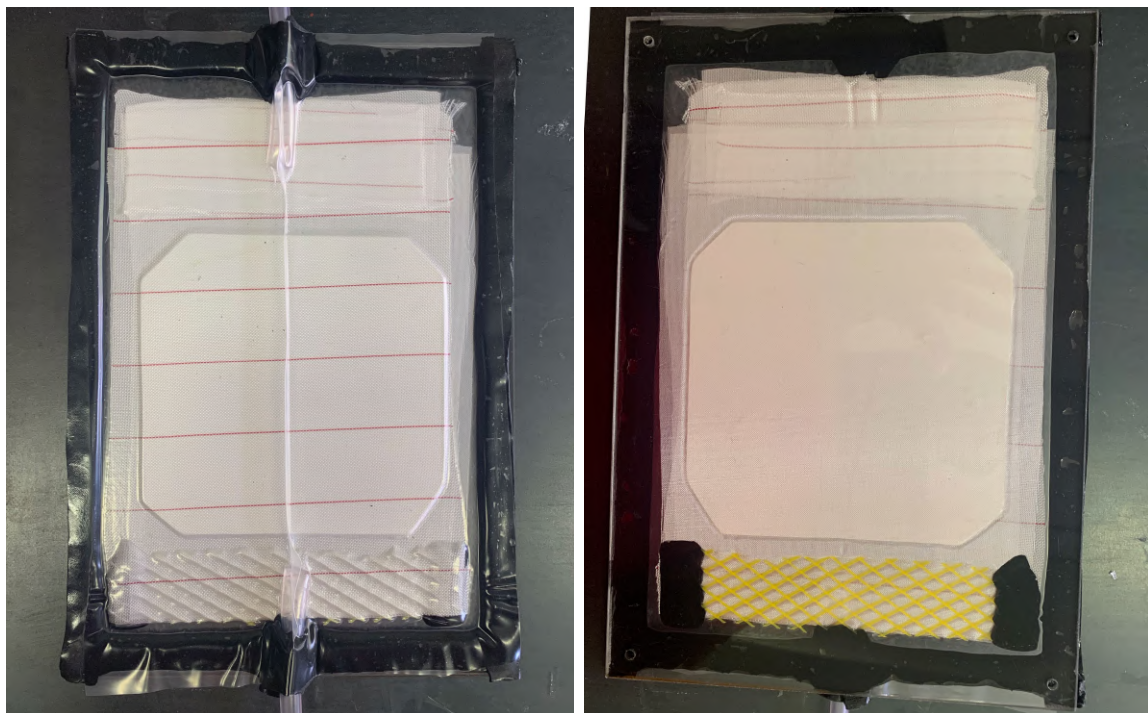
Z výsledku lze konstatovat, že el. vývody, které posloužily jako kanálky pro rozvod pryskyřice, pomohly k lepšímu prosycení povrchové vrstvy vzorků, neboť oproti vzorkům s ABS destičkou došlo k prosycení tkaniny o plošné hmotnosti 35 g/m^2 po celém povrchu vzorku, a to i přes to, že vzorky FV 1 a FV 2 mají větší plochu ($155 \times 155 \text{ mm}$) než vzorky ABS 1 a ABS 2, jejichž velikost byla přizpůsobena článkům SunPower Maxeon. Zároveň se však na povrchu článků objevují defekty v podobě oblastí se sušší tkaninou. Ty se nacházejí především na té straně FV článků, ke které bylo napojeno odsávání vzduchu. U vzorku FV 1 dosahují tyto defekty zhruba do poloviny délky článku a u vzorku FV 2 se objevují méně, spíše v oblastech u el. vývodů. Lze usuzovat, že během vytvrzování pryskyřice se s přebytečným vzduchem odsává i určité množství pryskyřice, proto se pak objevují tyto vady.

8.4 Vzorky s články SunPower Maxeon

Aby šlo lépe pozorovat prosycování tkaniny na povrchu článku, byla pro další vzorky změněna forma na desku z polykarbonátu. Zároveň byla po radě od vedoucího práce odstraněna rozvodná mřížka ze strany, kde je napojeno odsávání vzduchu. Místo ni byly použity proužky strhávací tkaniny. Cílem této změny bylo eliminovat odsávání pryskyřice z oblasti vzorku. Nejprve byl opět laminován zkušební vzorek s ABS destičkou. Skladba tkanin byla stejná jako u vzorku FV 2 a je zobrazena na **Obr.74**.

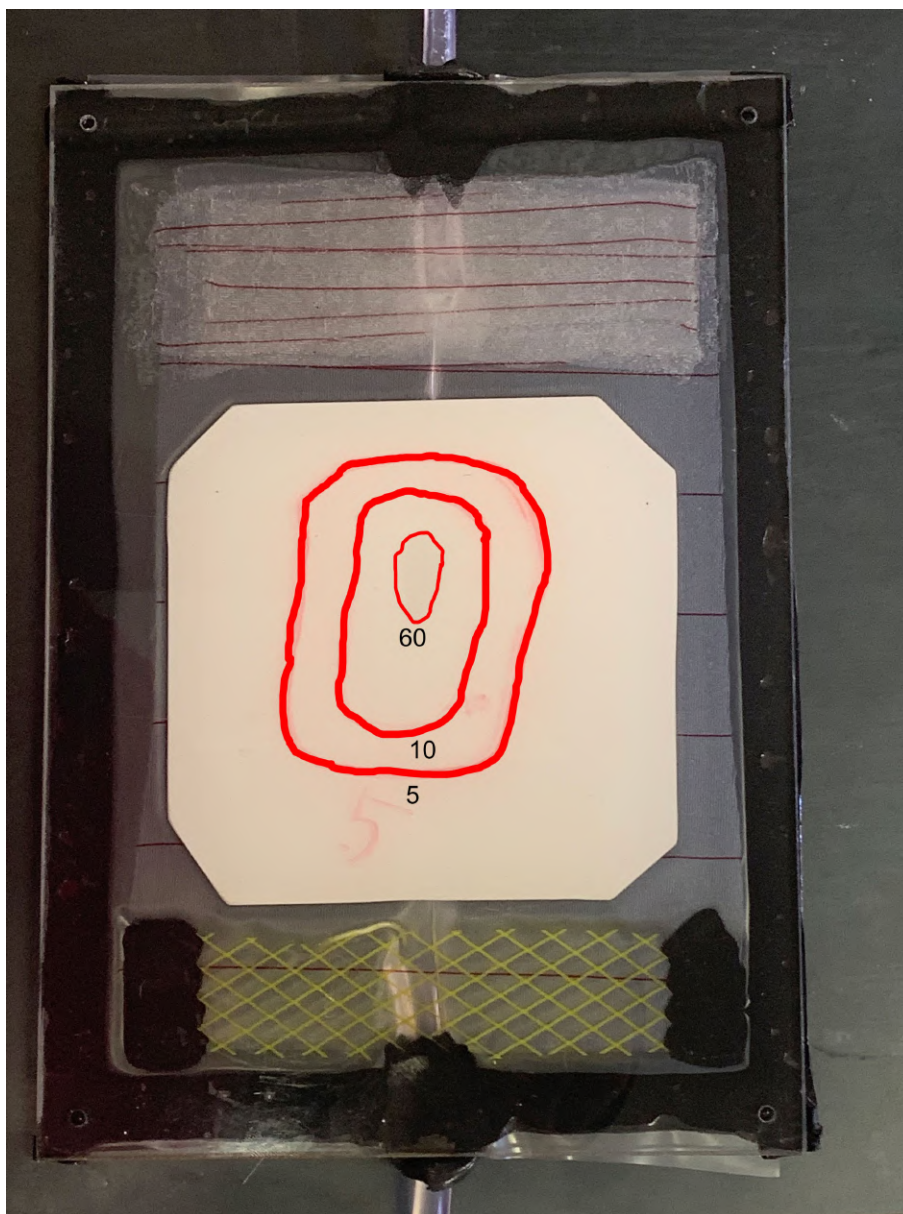


Obr. 74: Skladba jednotlivých vrstev pro vzorek ABS 3



Obr. 75: Zavakuovaný vzorek ABS 3 připravený na injektáž pryskyřicí

Při injektáži pryskyřice bylo skrz formu pozorováno prosycování vzorku. Na **Obr.76** je pro ilustraci znázorněn tok pryskyřice a doba prosycování v minutách. Rovněž je patrné, že pryskyřice se nejprve rozteče po obvodu destičky a následně směrem do středu. Zhruba po 60 minutách již pryskyřice nepostupovala dále a malá oblast ve středu tak zůstala neprosycena (stejně jako u vzorku ABS 1).



Obr. 76: Prosyncování vzorku ABS 3

Zároveň lze pozorovat, že problém s nežádoucím odsáváním pryskyřice z oblasti vzorku během vytvrzování, který se objevoval u předchozích vzorků, zde není tolik výrazný. Respektive je viditelný především ve vrstvách pruhů strhávací tkaniny, ale ne u samotných skelných tkanin, které jsou v kontaktu s destičkou.

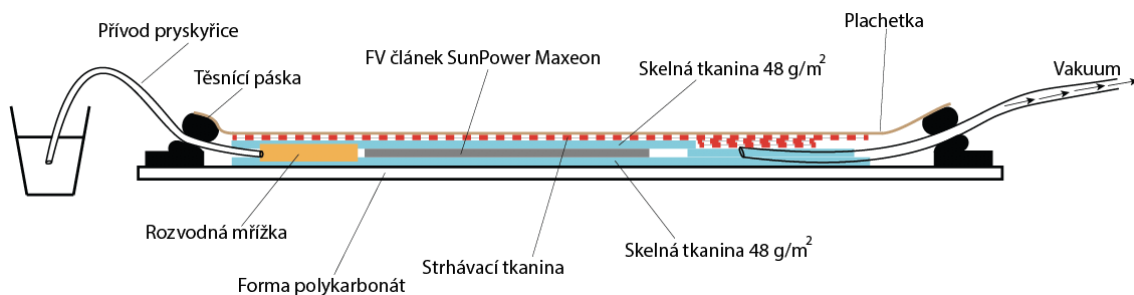
I přes důkladné nanášení separátoru (5 vrstev), šel vzorek velmi špatně odseparovat z polykarbonátové formy a došlo k mírné delaminaci po obvodu vzorku, jak je patrné na **Obr.77**. Jinak je kvalita povrchu zatím nejlepší z dosud vyrobených vzorků. Výsledný povrch je zároveň vlivem použití polykarbonátové formy lesklejší.



Obr. 77: Výsledný povrch vzorku ABS 3

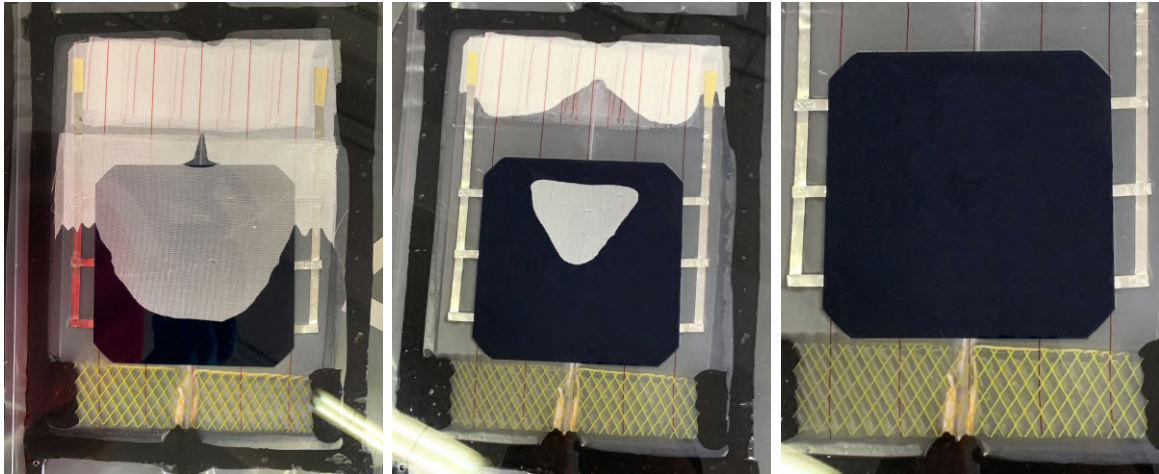
Jelikož kvalita povrchu u vzorku ABS 3 byla až na neprosycení malé oblasti uprostřed velmi dobrá, byl dále obdobně zalaminován i FV článek SunPower Maxeon (označen jako FV 3). Jediný rozdíl byl v použití skelné tkaniny. Místo tkaniny o plošné hmotnosti 35 g/m^2 byla použita v laboratoři nově dostupná tkanina o plošné hmotnosti 48 g/m^2 . Dle prvotního testu prosycování tkanin bylo předpokládáno, že tkanina o vyšší gramáži bude disponovat lepším průtokem pryskyřice a dojde tak k prosycení celé oblasti FV článku.

Po předchozí zkušenosti se špatnou separací u vzorku ABS 3 byla polykarbonátová forma velmi důkladně separována přípravkem Frekote 700 NC nanesením celkem šesti vrstev, vždy s odstupem 30 minut.



Obr. 78: Skladba jednotlivých vrstev pro vzorek FV 3

Prosycování vzorku je zobrazeno na **Obr.79**. Oproti vzorku ABS 3 došlo u solárního článku k hezkému prosycení celého povrchu vzorku. Doba prosycování vzorku FV3 s tkaninou 48 g/m^2 byla zhruba 22 minut. Po této době byl přívod pryskyřice uzavřen a stejně jako u předchozích vzorků musel být vzorek FV 3 vytvrzován minimálně 24 hodin. Z **Obr.80** je patrné, že během vytvrzování došlo opět k odsátí pryskyřice z určitých oblastí článku, nejvíce se jedná o oblast, která byla prosycena jako poslední.



Obr. 79: Prosyncování vzorku FV 3



Obr. 80: Vzorek FV 3 po vytvrzení - pohled skrz formu



Obr. 81: Vzorek FV 3 po nepodařené separaci

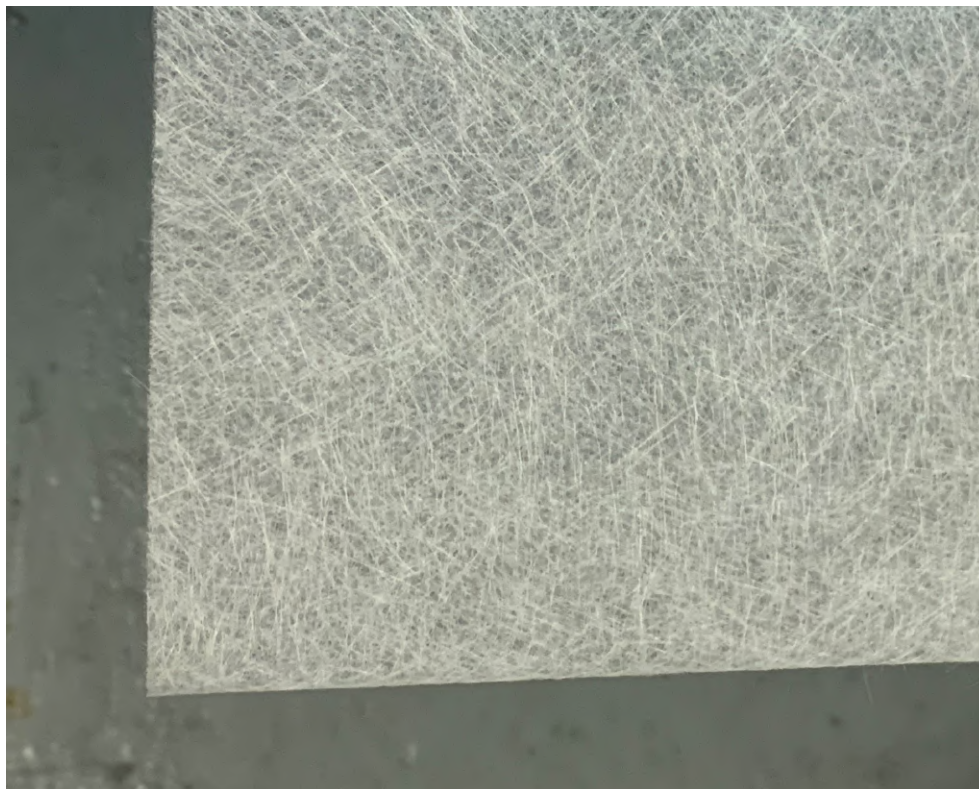
Stejně jako u vzorku ABS 3, i zde byl výrazný problém odseparovat vzorek od formy. Pryskyřice byla silně nalepena na polykarbonát a při snaze o odlepení vzorku došlo k jeho výraznému poškození (**Obr.81**). Přesto je patrné, že u vrchní poloviny vzorku se podařilo dosáhnout velmi kvalitního prosyncení a povrch je krásně transparentní a bez výrazných defektů.

Jelikož se forma z polykarbonátu neosvědčila, byla pro další výrobu vyměněna ze skleněnou desku, u které bude rovněž možné pozorovat prosyncování pryskyřicí na povrchu článků.

8.4.1 Použití netkané textilie

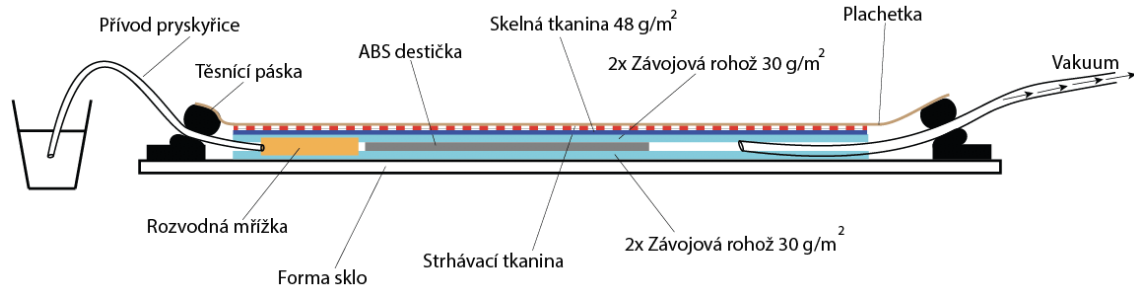
Ve zdroji [33], který sloužil jako inspirace pro výrobu vzorků pomocí vakuové infuze, a ve kterém se podařilo dle videa dosáhnout kvalitního povrchu zalaminovaných FV článků SunPower Maxeon, používají pro povrchovou vrstvu článků netkanou textilií (Glass fleece). Na základě tohoto zdroje a po konzultaci s vedoucím práce a následně s firmou Skolil Kompozit byl na zkoušku objednan vzorek netkané textilie pro infusní technologii.

Jedná se o závojevou rohož (glass fleece) ze skla typu Advantex[®] (chemické ECR sklo) o plošné hmotnosti 30 g/m², která je dle výrobce určena pro výrobky, u kterých je vhodné, aby nebyla znatelná textura sklovýztuže nebo pro vytvoření první vrstvy chemicky namáhaných dílců. [38] Technický list této rohože s bližší specifikací je součástí Přílohy D.



Obr. 82: Závojeová rohož Advantex[®] M524-ECR30A

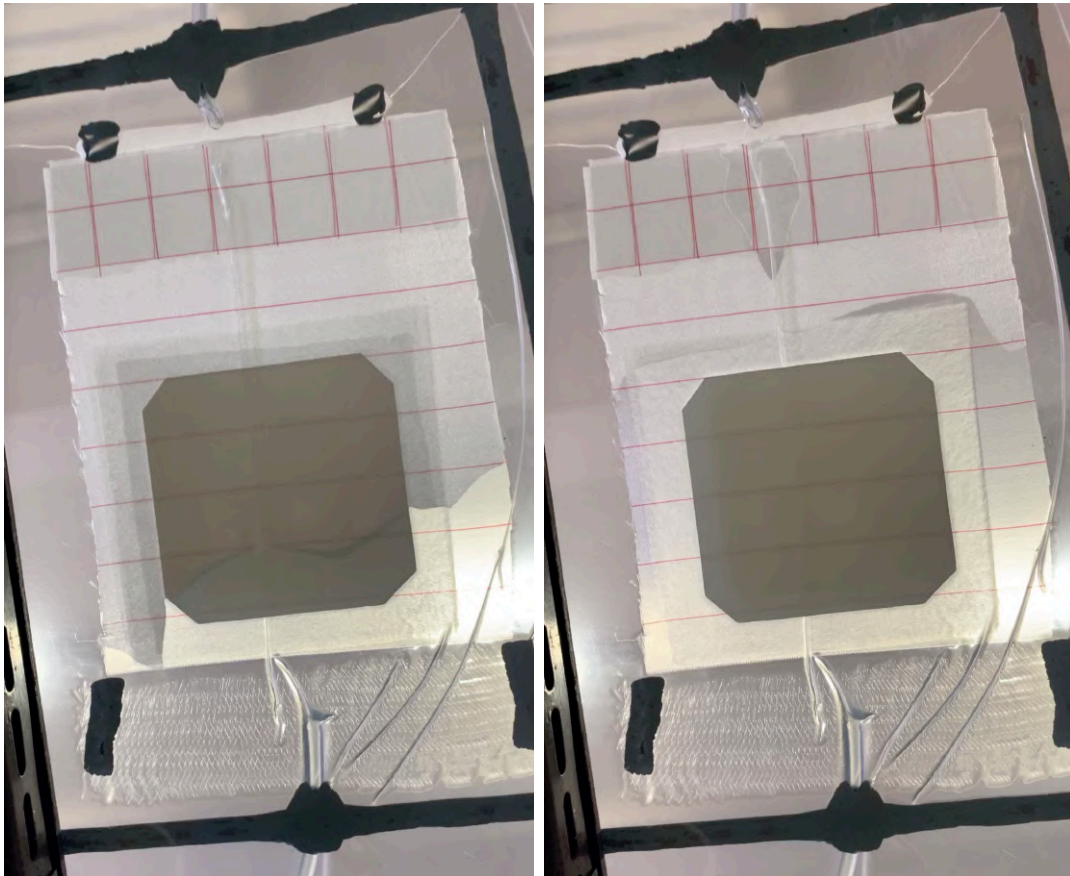
Jelikož tato rohož nebyla skladem v ČR, čekalo se déle na její dodání z UK, a proto byla vyzkoušena až v pozdější fázi výroby. Nejprve byla opět vyzkoušena na vzorcích s ABS destičkou. Na formu byly dle [33] položeny dvě vrstvy závojeové rohože, na ně ABS destička, na ni opět dvě vrstvy závojeové rohože a jako poslední jedna vrstva skelné tkaniny 48 g/m². Vše bylo překryto strhávací tkaninou a zavakuováno do plachetky. Skladba jednotlivých vrstev je schématicky znázorněna na **Obr.83**.



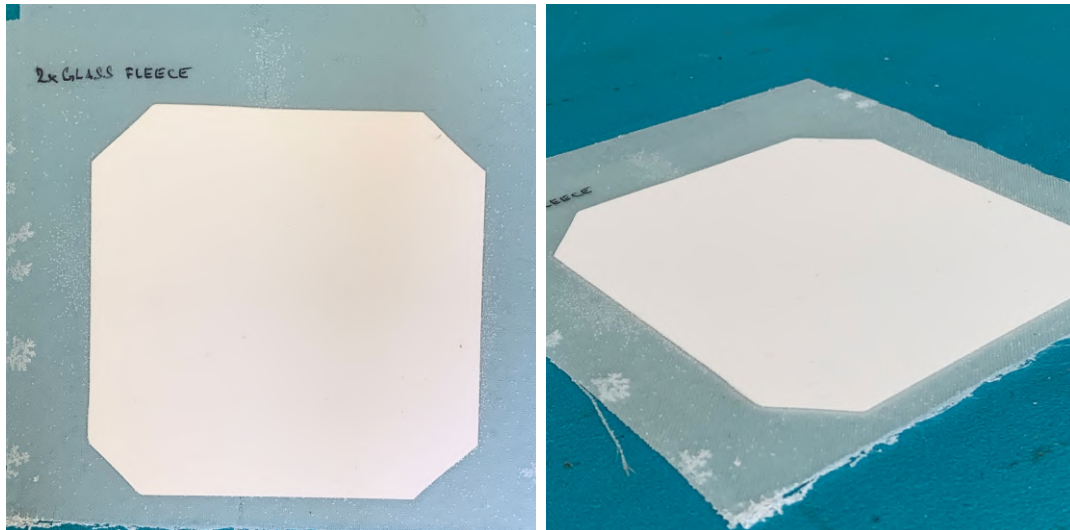
Obr. 83: Skladba jednotlivých vrstev pro vzorek ABS 4

Zásadní rozdíl byl v rychlosti prosycování. Jelikož závojevá rohož má náhodnou orientaci vláken a připomíná svou strukturou rozvodnou mřížku, bylo prosycování vzorku velmi rychlé. Celý vzorek byl prosycen během pěti minut (**Obr.84 vpravo**). Po této době byl přívod pryskyřice uzavřen pomocí kleští. I přes to, že rovnou po prosycení vypadal vzorek velice dobře, během vytvrzování se opět odsálo určité množství pryskyřice z tkanin a na vzorku tak vznikly defekty v podobě vzduchových bublin (**Obr.85**).

Zároveň je nutné podotknout, že se separací u formy ze skla nebyl žádný problém a vzorek šel lehce vyjmout z formy. Skleněná deska se tak ukázala jako vhodnější oproti polykarbonátu.



Obr. 84: Prosycování vzorku ABS 4



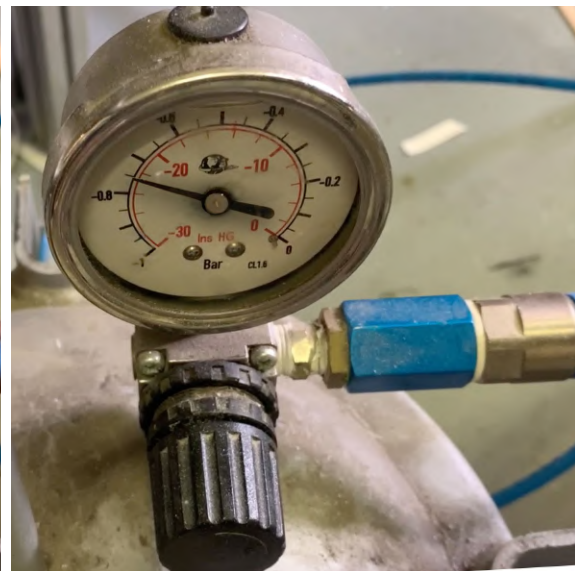
Obr. 85: Výsledný povrch vzorku ABS 4

8.4.2 Využití dvojitého těsnění a regulace podtlaku

S cílem eliminovat nežádoucí odsávání pryskyřice z oblasti vzorku byla dle rady vedoucího práce vyzkoušena technologie výroby s dvojitým těsněním a regulací tlaků během prosycování. Princip byl takový, že ve vnitřním těsnění, kde byl umístěn vyráběný vzorek, byl během prosycování a vytvrzování řízen podtlak pomocí regulačního ventilu. Z vnějšího těsnění byl vzduch odsáván vývěvou stejně jako doposud pod maximálním podtlakem (obvykle se podařilo dosahovat hodnot okolo -0,95 bar (**Obr.86**)).



Obr. 86: Obvyklá hodnota podtlaku

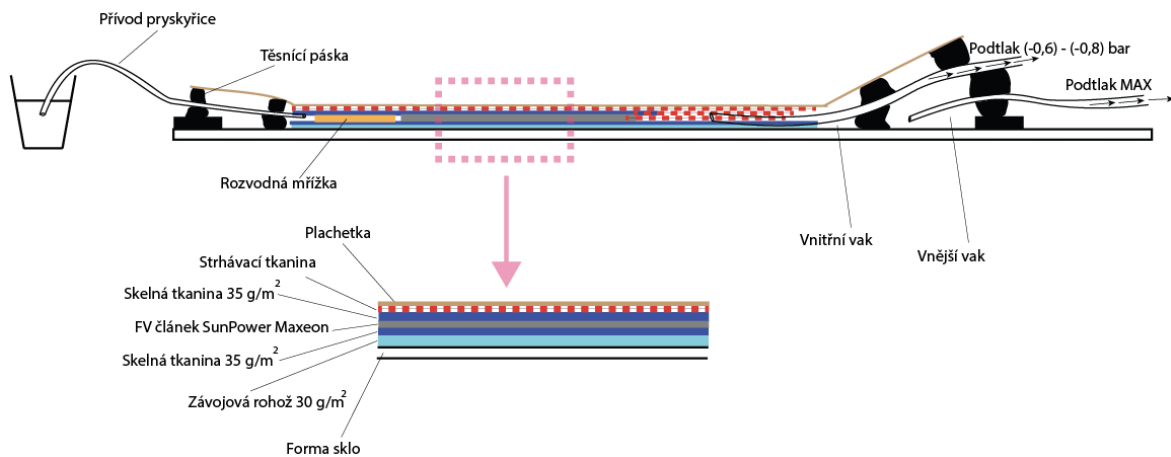


Obr. 87: Hodnota podtlaku při regulování

Předpokladem bylo, že problém s odsáváním pryskyřice a s tím související vznik sušších oblastí na vzorcích byl dosud způsoben až příliš vysokým podtlakem v zavakuovaném vaku, blížícím se hodnotě -1 bar. Proto byl ve vnitřním vaku při výrobě dalšího vzorku podtlak snížen a udržován mezi hodnotami -0,6 až -0,8 bar (**Obr.87**)).

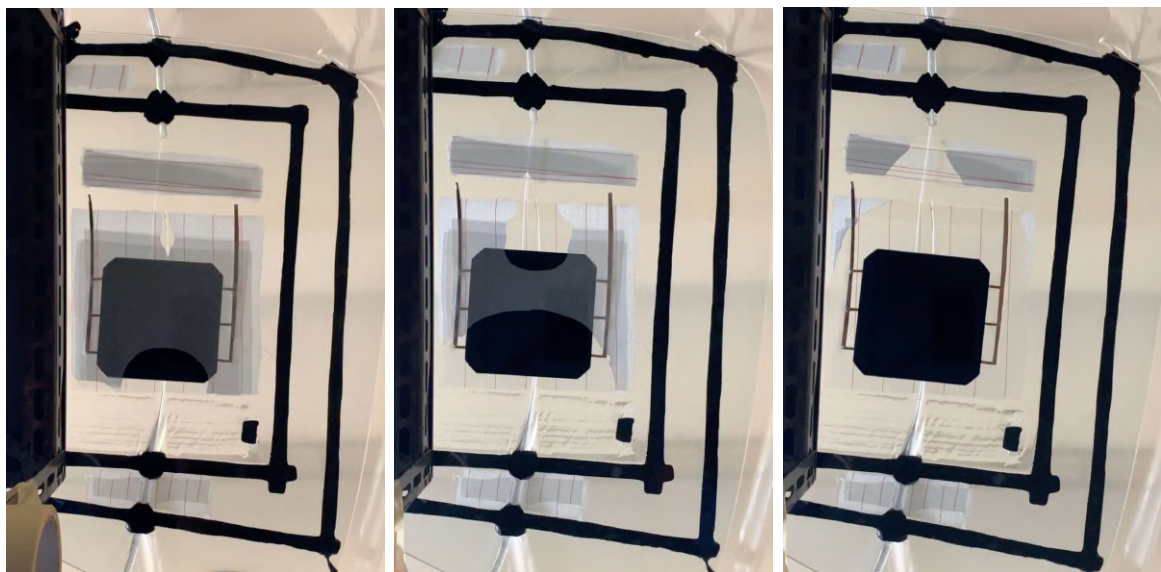
Jelikož závojevá rohož použitá u vzorku ABS 4 výrazně urychlila prosycování, byla pro další vzorek s FV článkem (FV 4) použita jako první překrývací vrstva. Na ni byla umístěna skelná tkanina o plošné hmotnosti 35 g/m^2 , která byla u předešlých vzorků obtížně prosycována. Nicméně zde se předpokládalo, že závojevá rohož bude fungovat jako rozvodná textilie pro pryskyřici a zajistí tak rychlé a kvalitní prosycení ostatních tkanin.

Na **Obr.88** je zobrazeno schéma výroby s využitím dvojitého těsnění a regulací podtlaku uvnitř vnitřního vaku. Zároveň je zde zobrazena skladba vrstev pro vzorek FV 4.

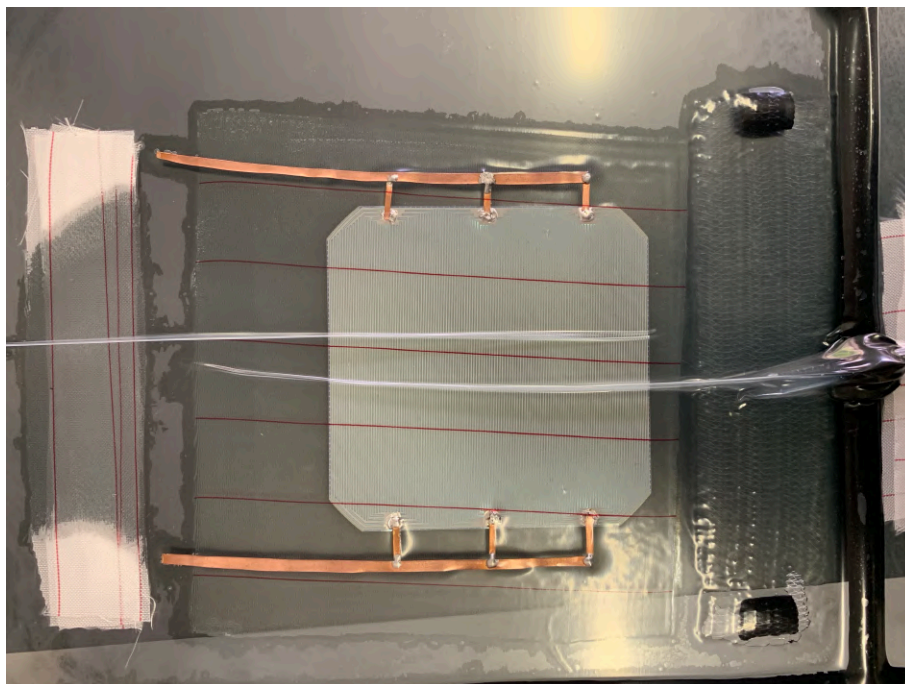


Obr. 88: Schéma výroby a skladba jednotlivých vrstev vzorku FV 4

Na **Obr.89** je zobrazeno prosycování vzorku FV 4. Vlevo po 45 s od počátku prosycování, uprostřed po 3 minutách prosycování a celý vzorek byl prosycen zhruba za 7 minut (vpravo).



Obr. 89: Prosycování vzorku FV 4 - pohled skrz formu



Obr. 90: Prosycený vzorek FV 4 - pohled zeshora (na zadní stranu článku) po vytvrzení

Již po prosycení vzorku bylo viditelné, že pryskyřice krásně zaplnila oblast tkanin, ale nepostupovala dále do hadičky s odsáváním vzduchu tak, jako tomu bylo v předchozích případech. To dávalo naději, že pryskyřice nebude v průběhu vytvrzování odsáta z oblasti vzorku a výsledný povrch tak bude bez sušších oblastí. Podtlak na vytvrzování byl ponechán na hodnotě -0,7 bar.

Po vytvrzení a vyjmutí vzorku z formy bylo jasné, že regulace podtlaku pomohla k dosažení ideálního povrchu bez defektů. Výsledek je zobrazen na **Obr.91** .

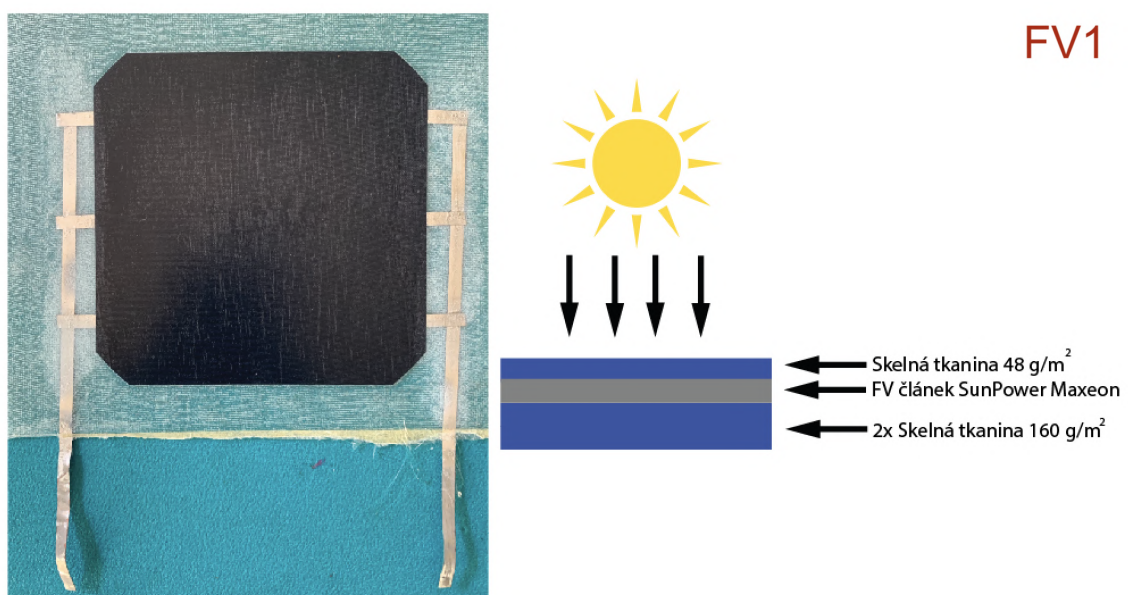


Obr. 91: Výsledný vzorek FV 4

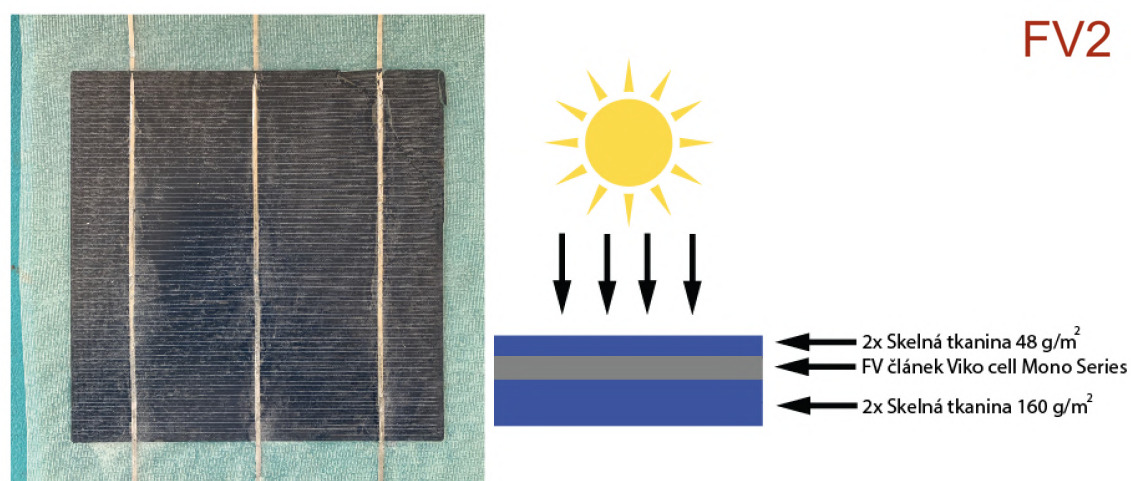
9 Souhrn vyrobených vzorků

Zalaminování solárních článků do kompozitní konstrukce bylo provedeno pomocí dvou různých metod výroby. Nejprve ruční laminací a posléze pomocí vakuové infusní technologie. Celkem bylo vyrobeno 6 vzorků zalaminovaných FV článků. U nich bude dále určen hmotnostní rozbor, měřeny jejich elektrické parametry a stanovena účinnost.

9.1 Vzorky vyrobené pomocí kontaktní laminace

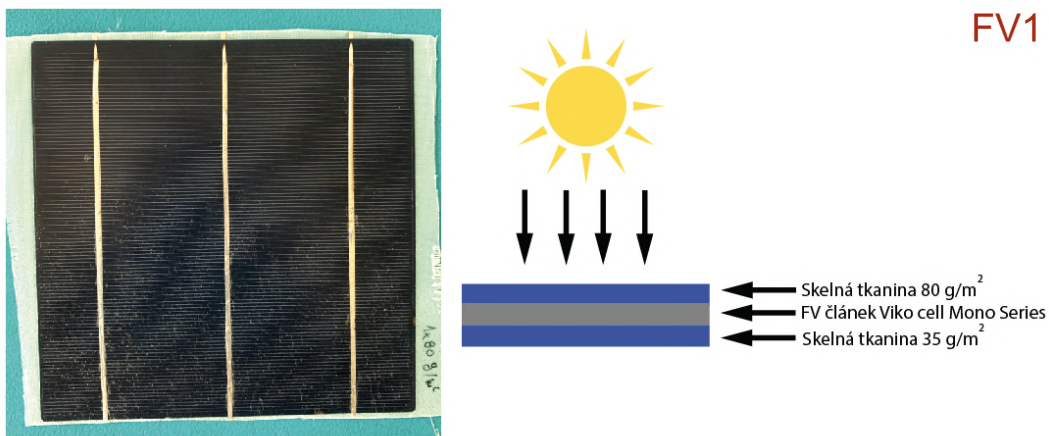


Obr. 92: Vzorek FV 1

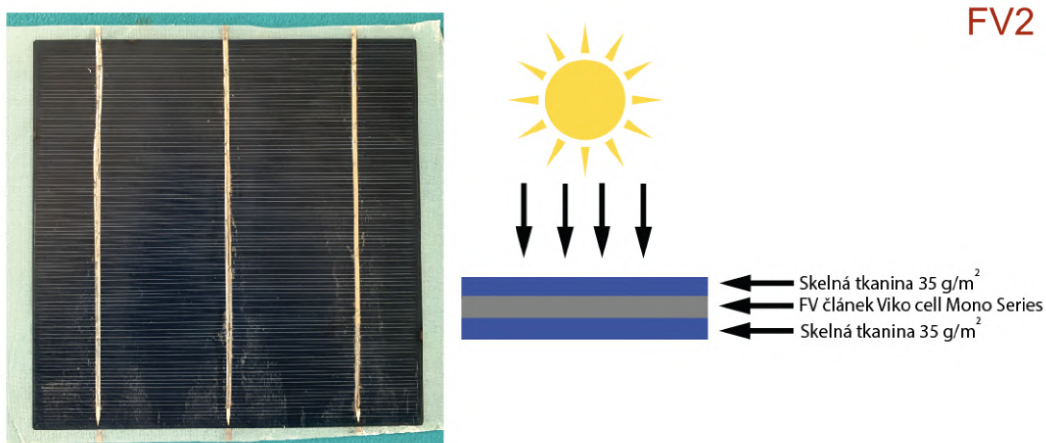


Obr. 93: Vzorek FV 2

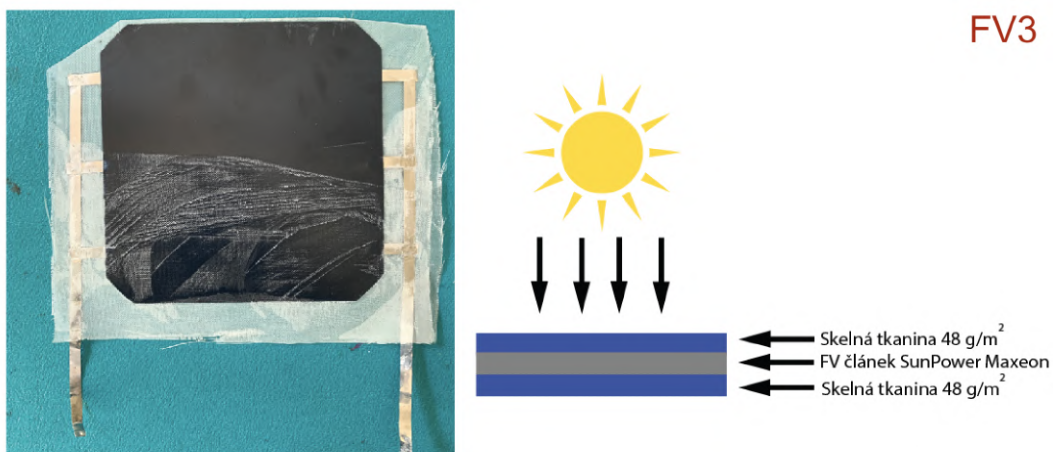
9.2 Vzorky vyrobené pomocí vakuové infuze



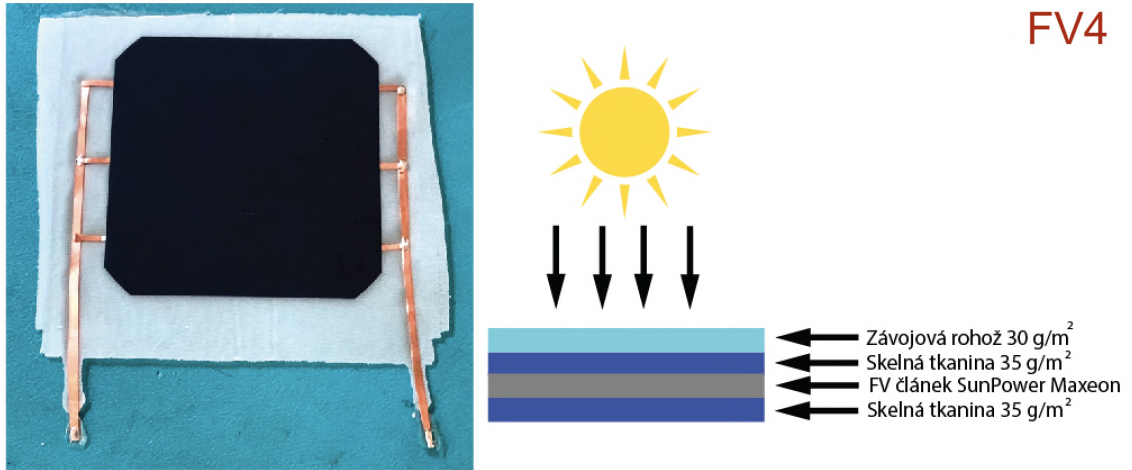
Obr. 94: Vzorek FV 1



Obr. 95: Vzorek FV 2



Obr. 96: Vzorek FV 3



Obr. 97: Vzorek FV 4

10 Hmotnostní rozbor

Jedním ze základních požadavků na vyráběné vzorky byla minimalizace hmotnostního přírůstku, který je zalaminováním do kompozitu způsoben. Proto byly všechny vzorky zváženy před laminací (včetně el. kontaktů) a po laminaci. Následně byl stanoven hmotnostní přírůstek jednotlivých vzorků, který byl přepočten na jednotkovou plochu 1 m². Výsledky jsou zobrazeny v **Tab.3**.

Tab. 3: Hmotnostní rozbor vyrobených vzorků

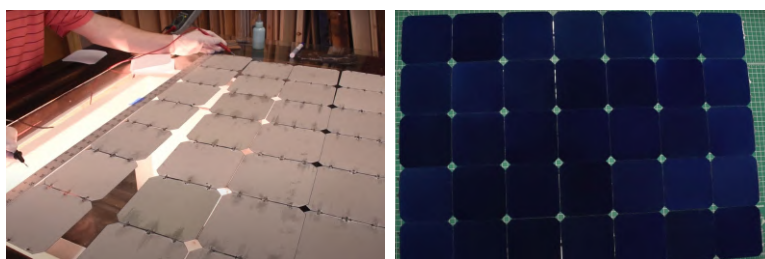
	Vzorek	Typ článku	Hmotnost článku s připájenými el. kontakty před laminací [g]	Hmotnost vzorku po laminaci [g]	Plocha vzorku [cm ²]	Přírůstek hmotnosti vzorku [g]	Přírůstek hmotnosti na 1 m ² [g]
Kontaktní laminace	FV1	SunP	11,5	26,2	240	14,7	612,5
	FV2	Viko	15,8	49,6	560	33,8	603,5
Vakuová infuze	FV1	Viko	13,8	21,1	272	7,3	268,1
	FV2	Viko	14,6	19,5	272	4,9	179,9
	FV3	SunP	11,2	16	238	4,8	201,7
	FV4	SunP	14,1	24,7	289	10,6	366,8

Z výsledků je zřejmé, že vzorky, u kterých byly použity tkaniny s vyšší plošnou hmotností, nebo bylo použito více vrstev tkanin, mají logicky vyšší hmotnostní přírůstek. U vzorků vyrobených kontaktní laminací se do přírůstku negativně promítne i vliv nanášení pryskyřice ručně a nutnost použití zahuštěné pryskyřice v určitých oblastech, jak je zobrazeno na **Obr.57**. Dále byl stanoven odhad celkové hmotnosti panelu o ploše 1 m². Ten byl stanoven pro vzorek FV4, u kterého bylo dosaženo nejlepšího výsledného povrchu po zalaminování.

Výrobce solárních článků SunPower Maxeon dodává originální spojky (**Obr.98**), kterými lze články jednoduše propojit v jeden panel. Jsou uvedeny v technickém listu v **Příloze B**. Hmotnost spojky uváděná výrobcem je 0,3 gramů. Ilustrační ukázka s propojováním jednotlivých článků v panel je zobrazena na **Obr.99**.

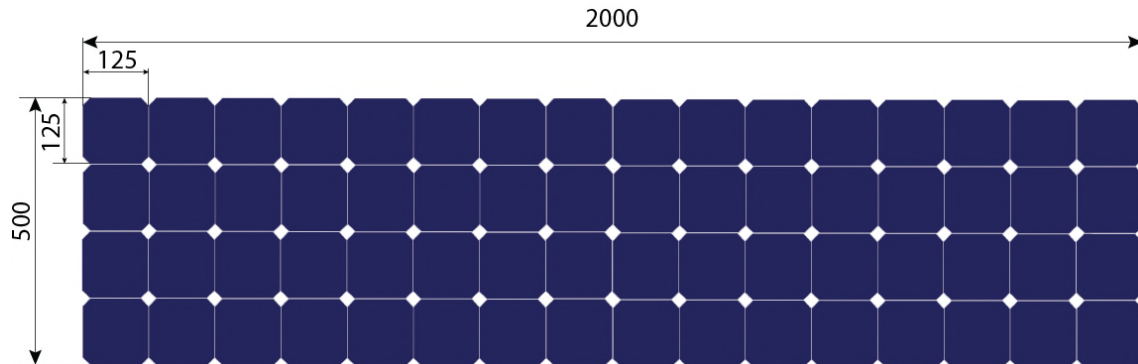


Obr. 98: Spojka k propojení FV článků SunPower Maxeon [37]



Obr. 99: Spojování FV článků SunPower Maxeon v panel [39]

Schéma uvažovaného panelu, který by mohl být integrován do potahu křídla letounu, je znázorněno na **Obr.100**. Panel je složen celkem z 64 FV článků SunPower Maxeon, které obsáhnou plochu o velikosti 1 m².



Obr. 100: Panel FV článků o ploše 1 m²

Hmotnost samotného článku bez připájené spojky uvádí výrobce v technickém listu (**Příloha B**) a je průměrně 6,5 g [37]. Nicméně po ověření a zvažení samotného FV článku byla hmotnost 7,9 g (**Obr.101**).



Obr. 101: Hmotnost FV článku SunPower Maxeon

Celková hmotnost panelu o ploše 1 m^2 s uvažováním stejné technologie výroby a volbě tkanin jako u vzorku FV4 by po zalaminování byla dána jako:

$$m_{panel} = (m_{fvc} \cdot n_{fvc}) + (m_{spojka} \cdot n_{spojka}) + \Delta m \quad (10.1)$$

kde:

m_{fvc}	je hmotnost jednoho FV článku;
n_{fvc}	je počet FV článků v panelu;
m_{spojka}	je hmotnost spojky;
n_{spojka}	je počet spojek;
Δm	je přírůstek hmotnosti vlivem laminace do kompozitu.

Celková hmotnost panelu by tedy byla:

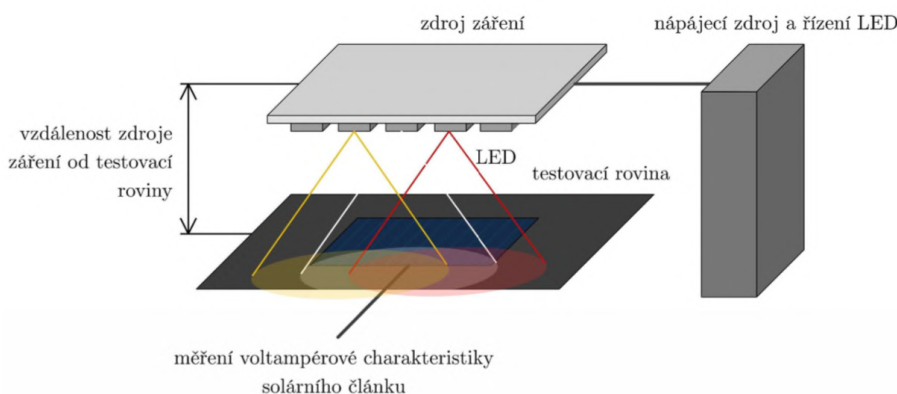
$$m_{panel} = (7,9 \cdot 64) + (0,3 \cdot 60) + 366,8 = 890,38 \text{ g}$$

11 Stanovení účinnosti

U všech vyrobených vzorků byly měřeny elektrické parametry a stanovena účinnost. Ta byla rovněž určena pro nezalaminované FV články, aby bylo možné určit, jak laminace do kompozitu ovlivnila výkon a účinnost jednotlivých vzorků.

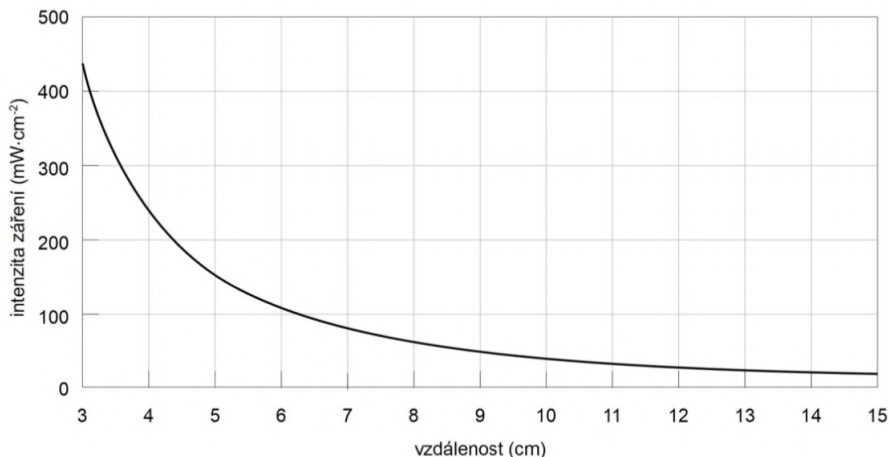
11.1 Měření simulátorem slunečního záření

K měření elektrických parametrů byl použit simulátor slunečního záření. Detailní informace o simulátoru jsou v práci Ing. Teichmana v [40]. Názorné schéma měření je zobrazeno na **Obr.102**.



Obr. 102: Schéma měření el. parametrů FV článků [40]

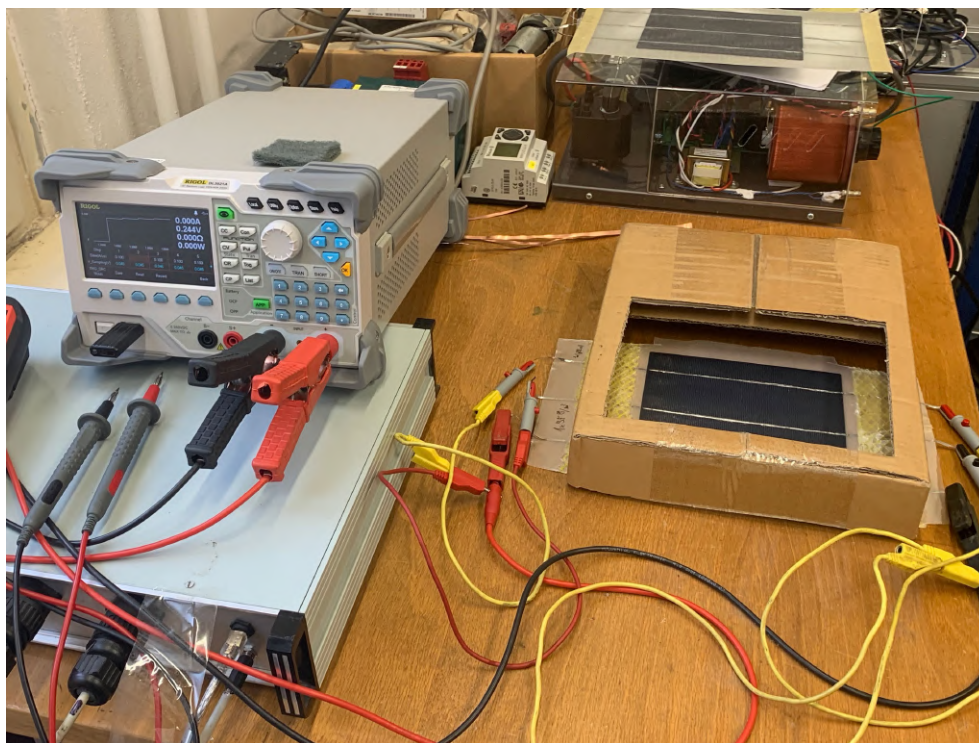
Simulátor slunečního záření je zařízení určené pro simulování sluneční intenzity záření a slunečního spektra. Jak bylo popsáno v kapitole **3.1**, standardní testovací podmínky požadují hodnotu intenzity záření 1000 Wm^{-2} na úrovni testovací roviny. Dle [40] je nejvyšší vzdálenost diod od testovací roviny, kde je ještě dosažena intenzita záření 1000 Wm^{-2} , přibližně 6,5 cm. Závislost intenzity záření na vzdálenosti od zdroje záření při účinnosti LED 30% je zobrazena na **Obr.103**.



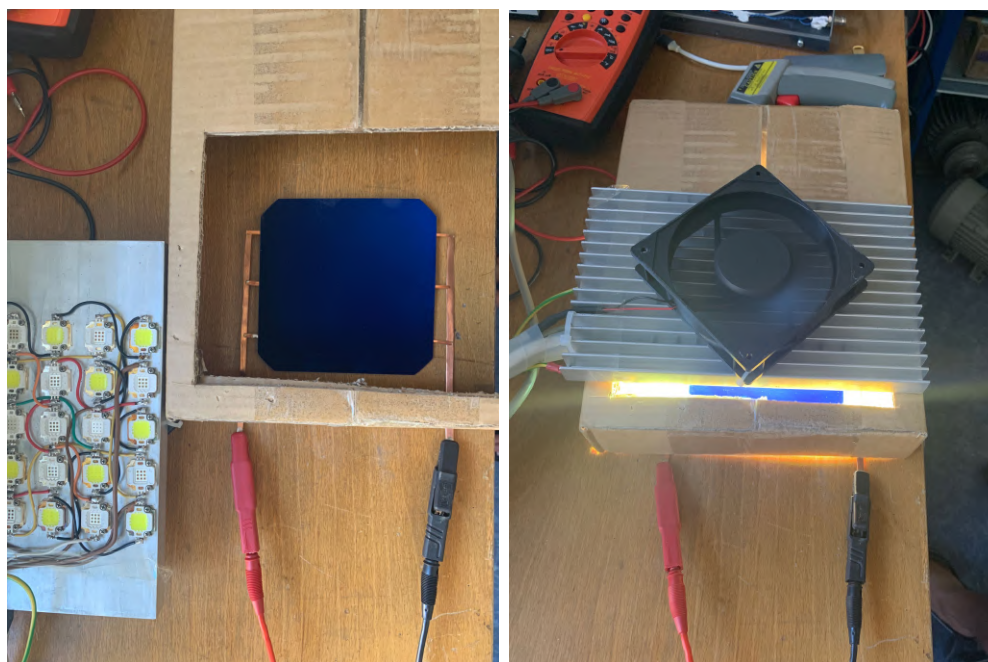
Obr. 103: Závislost intenzity záření na vzdálenosti od zdroje záření [40]

Na základě této závislosti byl vyroben podstavec pro simulátor slunečního záření tak, aby vzdálenost světelného zdroje od testovací roviny, na kterou byly umístovány jednotlivé vzorky, byla přibližně 6 cm.

Pro získání VA charakteristiky bylo nutné článek připojit k regulovatelné zátěži, na které byl nastaven krok zatěžování 200 mA.



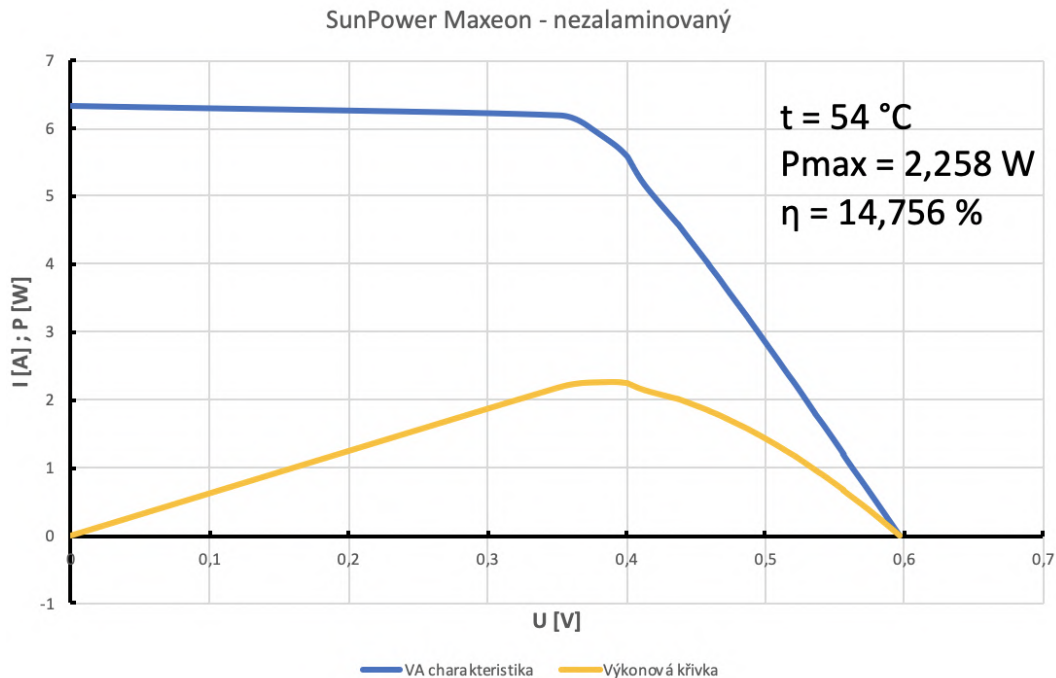
Obr. 104: Měření VA charakteristiky jednotlivých vzorků



Obr. 105: Detail ozařování vzorků při měření

Přístroj pro regulování zátěže zaznamenával hodnoty proudu a napětí, z nichž byla vytvořena křivka VA charakteristiky, a jejichž součinem byla určena výkonová křivka, ze které byl stanoven bod maximálního výkonu.

Nejprve byly změřeny nezalaminované FV články.



Obr. 106: VA charakteristika a výkonová křivka pro FV článek SunPower Maxeon

Z VA charakteristiky bylo možné určit hodnoty proudu nakrátko (zkratového proudu) I_{SC} a napětí naprázdno U_{OC} . Rovněž byl určen výkon FV článku při zatěžování a stanoven bod maximálního výkonu, při kterém FV článek poskytuje nejvyšší výkon.

Maximální výkon FV článku je tedy:

$$P_m = I_m \cdot U_m = 5,758 \cdot 0,392 = 2,258\text{ W} \quad (11.1)$$

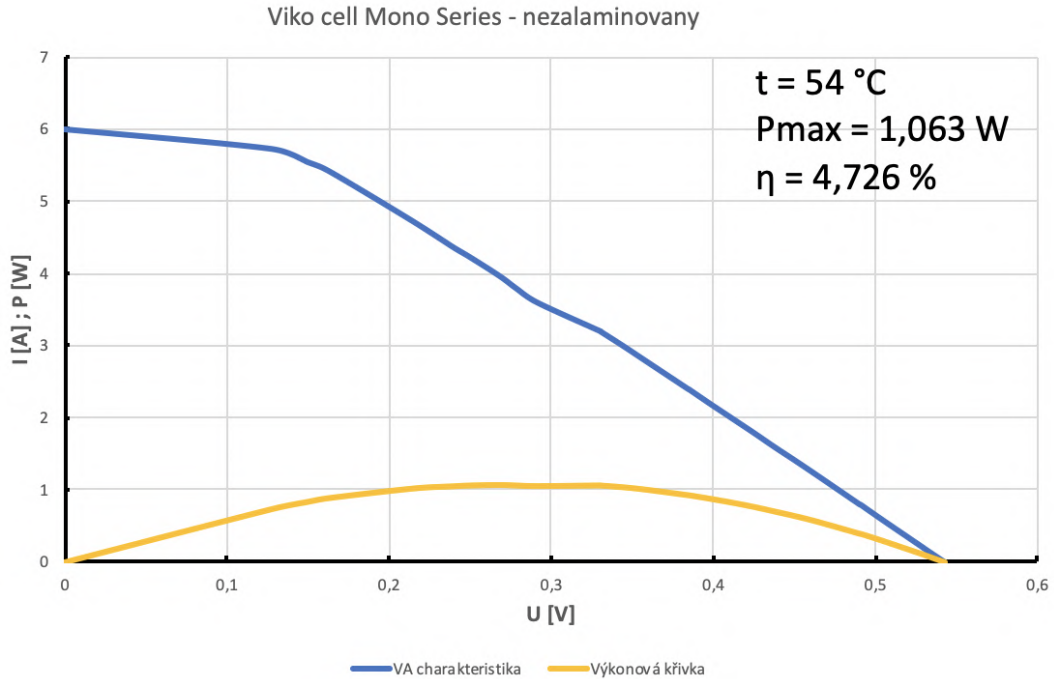
Ozařovaná plocha FV článku SunPower Maxeon je:

$$A_c = 153\text{ cm}^2$$

Účinnost FV článku je pak dáno jako:

$$\eta = \frac{P_m}{P_{rad}} = \frac{P_m}{E \cdot A_c} = \frac{2,258}{1000 \cdot 0,0153} = 0,14756 = 14,756\text{ %} \quad (11.2)$$

Při měření byla zároveň snímána teplota povrchu FV článků. Při měření pomocí simulátoru slunečního záření se teplota pohybovala okolo 54°C. Vliv teploty na průběh VA charakteristiky je zobrazen na **Obr.31** v kapitole **3.2**. Pro dosažení lepší účinnosti měřených vzorků by bylo vhodné vzorky lépe ochlazovat.



Obr. 107: VA charakteristika a výkonová křivka pro FV článěk Viko cell Mono Series

Maximální výkon FV článku Viko cell Mono Series byl stanoven jako:

$$P_m = I_m \cdot U_m = 3,967 \cdot 0,268 = 1,0631 \text{ W} \quad (11.3)$$

Ozařovaná plocha FV článku Viko cell Mono Series je:

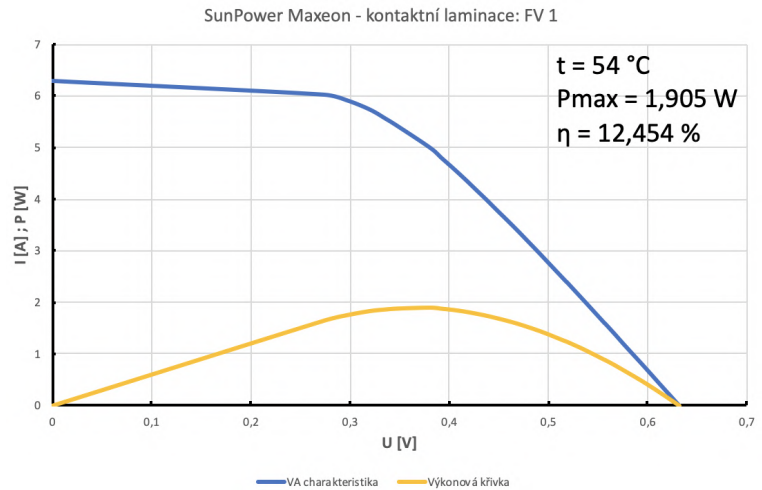
$$A_c = 225 \text{ cm}^2$$

Účinnost FV článku je:

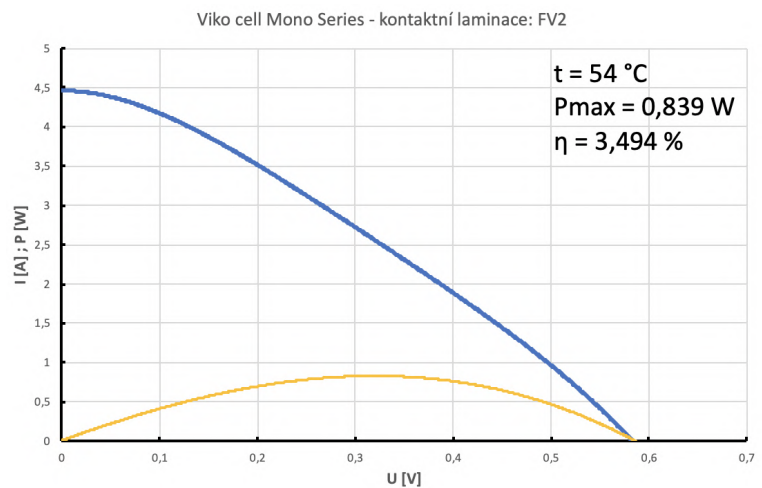
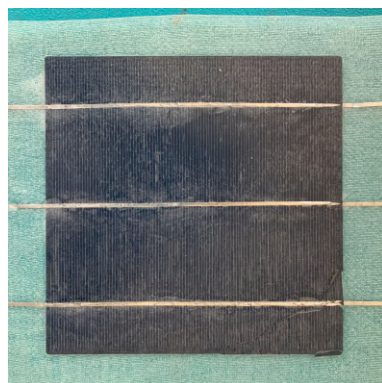
$$\eta = \frac{P_m}{P_{\text{rad}}} = \frac{P_m}{E \cdot A_c} = \frac{1,063}{1000 \cdot 0,0225} = 0,4756 = 4,726 \text{ \%} \quad (11.4)$$

Z výsledků účinnosti je zřejmé, že neodpovídají maximální dosažitelné účinnosti, kterou uvádějí výrobci ve svých technických listech. Určitý vliv na nižší účinnost má vysoká teplota povrchu článků při měření. Rovněž stáří FV článků se může promítnout do nižší naměřené účinnosti. Avšak pro účely této práce bylo zásadní zjistit, jaký vliv na účinnost FV článků bude mít zalaminování do kompozitní konstrukce. Proto nebylo více zkoumáno, proč se nepodařilo přiblížit maximálním hodnotám účinnosti uvedených v technických listech výrobců.

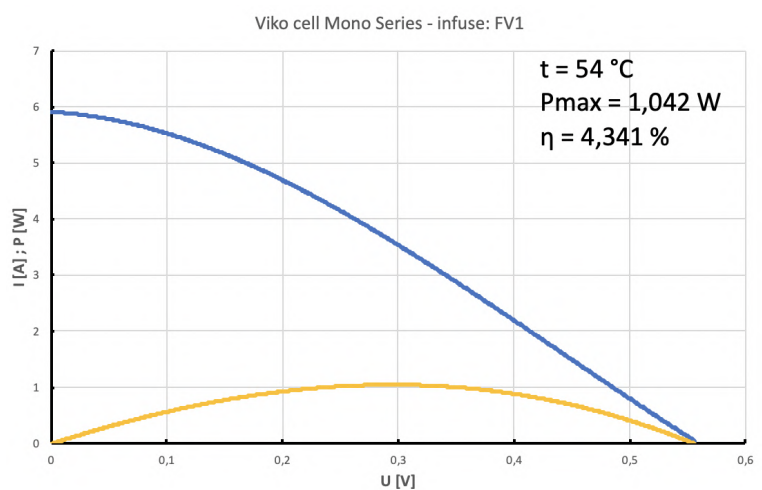
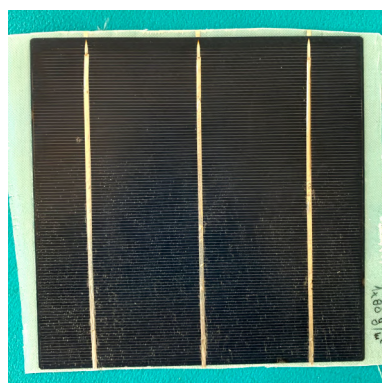
Měření zalaminovaných vzorků proběhlo totožně jako měření nezalaminovaných. V následujících grafech proto budou uvedeny jednotlivé VA charakteristiky a výkonové křivky všech vyrobených vzorků, maximální výkony a účinnost. Výsledky jsou pak shrnuty v **Tab.4**.



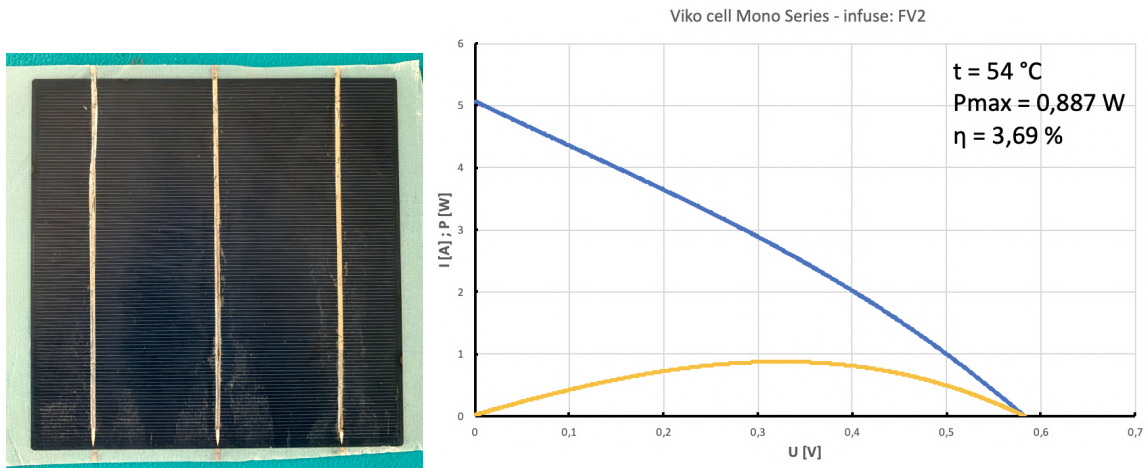
Obr. 108: Výsledky měření pro vzorek FV1 - kontaktní laminace



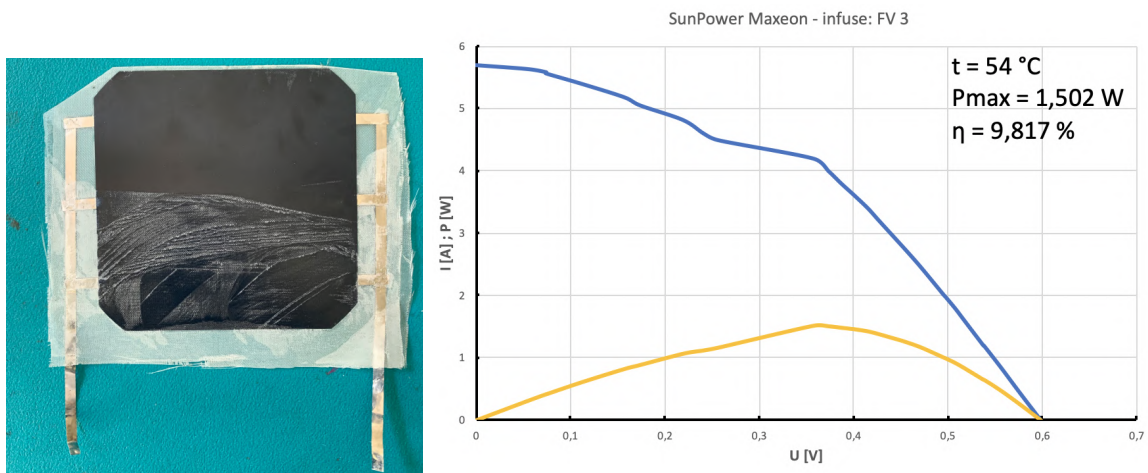
Obr. 109: Výsledky měření pro vzorek FV2 - kontaktní laminace



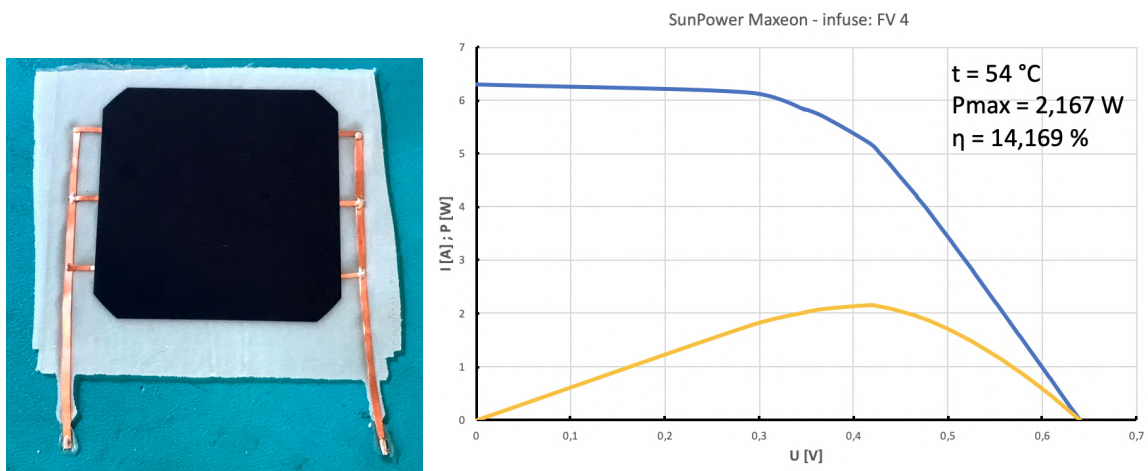
Obr. 110: Výsledky měření pro vzorek FV1 - infuse



Obr. 111: Výsledky měření pro vzorek FV2 - infuse



Obr. 112: Výsledky měření pro vzorek FV3 - infuse



Obr. 113: Výsledky měření pro vzorek FV4 - infuse

Tab. 4: Účinnost jednotlivých vzorků a její pokles vlivem laminace

	Vzorek	Typ článku	Účinnost [%]	Pokles účinnosti (výkonu) FV článku vlivem laminace [%]
Nezalamínovaný	X	SunP	14,756	X
	X	Viko	4,725	X
Kontaktní laminace	FV1	SunP	12,455	15,596
	FV2	Viko	3,494	26,047
Vakuová infuse	FV1	Viko	4,341	8,142
	FV2	Viko	3,691	21,892
	FV3	SunP	9,818	33,465
	FV4	SunP	14,169	3,975

Z výsledků je zřejmé, že nejvyšší hodnoty účinnosti a zároveň nejnižšího poklesu oproti nezalamínovanému FV článku bylo dosaženo u vzorku FV4. Pokles výkonu tohoto vzorku vlivem zalaminování jsou necelá 4%. Lze tedy konstatovat, že kvalita a transparentnost výsledného povrchu vyrobených vzorků má přímý vliv na hodnoty účinnosti.

11.2 Měření venku na slunci

Pro srovnání bylo provedeno i měření venku na denním světle. Měření byl už jen vzorek FV 4, který dosahoval nejlepších výsledků při měření pomocí simulátoru, a nezalamínovaný FV článek SunPower Maxeon. Měření proběhlo 30.7. v 14:00, kdy bylo zcela jasno a venkovní teplota byla 28°C.

Míra osvětlení byla změřena pomocí expozimetru, kterým lze určit hodnotu expozice (EV). Tu lze následně přepočítat na hodnotu intenzity osvětlení v luxech dle vztahu:

$$E = 2,5 \cdot 2^{EV} \quad (11.5)$$

Problémem zde je, že jak hodnota expozice, tak luxy jsou fotometrické jednotky, které reflektují pouze viditelné spektrum záření. Pro přesné stanovení účinnosti FV článků při venkovním měření je nutné znát hodnotu intenzity záření v radiometrických jednotkách (W/m^2). Radiometrie se totiž zabývá měřením elektromagnetického záření v prostoru a používá tedy absolutní veličiny, zatímco fotometrie studuje obdobné veličiny, avšak z hlediska jejich působení na lidské oko (pouze viditelné spektrum). K přesnému určení intenzity záření ve W/m^2 by bylo nutné použít speciální přístroj na měření (spektrometr, aktinometr, pyranometr).

Pro určení alespoň přibližné hodnoty intenzity záření lze dohledat nestandardizovaný empirický přepočít pro sluneční záření. [41]

$$1 \text{ lx} = 0,0079 \text{ W/m}^2 \quad (11.6)$$

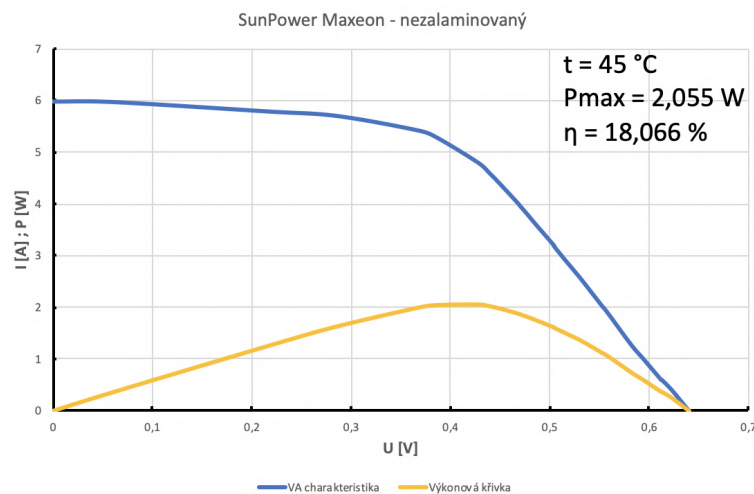


Obr. 114: Měření intenzity osvětlení expozimetrem

Orientační hodnota intenzity záření tedy bude: ¹

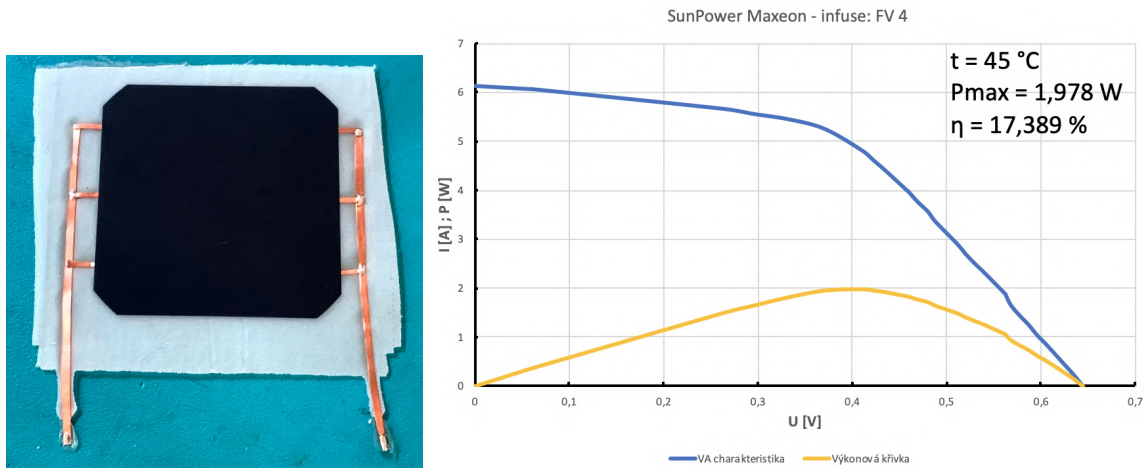
$$E = 2,5 \cdot 2^{EV} = 2,5 \cdot 2^{15,2} = 94101,37 \text{ lx} \approx 743,4 \text{ W/m}^2$$

Teplota povrchu měřených vzorků se velmi rychle po vystavení slunečnímu záření dostala na hodnoty okolo 45°C.



Obr. 115: VA charakteristika a výkonová křivka pro FV články SunPower Maxeon měřené venku

¹Pro ověření měření byla pomocí expozimetru změřena intenzita osvětlení i u simulátou slunečního záření, kde byla dosažena expoziční hodnota 15,6 EV = 124 168 lx ≈ 980,9 W/m²



Obr. 116: Výsledky měření pro vzorek FV4 - infuze při měření venku

Hodnota účinnosti pro nezalaminovaný článek při venkovním měření je:

$$\eta = \frac{P_m}{P_{rad}} = \frac{P_m}{E \cdot A_c} = \frac{2,055}{743,4 \cdot 0,0153} = 0,18066 = 18,066 \% \quad (11.7)$$

Hodnota účinnosti pro vzorek FV4 při venkovním měření je:

$$\eta = \frac{P_m}{P_{rad}} = \frac{P_m}{E \cdot A_c} = \frac{1,978}{743,4 \cdot 0,0153} = 0,17389 = 17,389 \% \quad (11.8)$$

Pokles účinnosti vzorku FV4 vlivem laminace do kompozitu je:

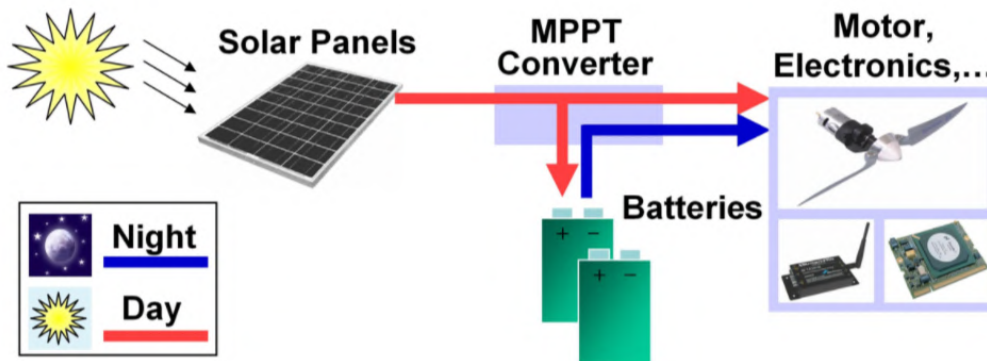
$$\Delta\eta = 100 - \frac{17,389 \cdot 100}{18,066} = 3,742 \% \quad (11.9)$$

Při venkovním měření se podařilo dosáhnout vyšších hodnot účinnosti měřených vzorků. Avšak výsledky účinností z venkovního měření je nutné brát s rezervou, neboť přepočtená hodnota intenzity záření je pouze orientační. Nicméně procentuální pokles výkonu vlivem laminace pro vzorek FV4 zhruba odpovídá hodnotě naměřené při měření simulátorem.

Z toho lze usuzovat, že při vhodně zvolené technologii výroby, při které bude dosažena vysoká transparentnost povrchu překrývajícího FV článku, je možné minimalizovat vliv laminace na účinnost článků a vyrobit tak solární panel s poklesem účinnosti do 5%.

12 Solární energie

Použití solárních panelů integrovaných do konstrukce letounu může sloužit jak k přímému napájení pohonné jednotky nebo palubní elektroniky, tak k nabíjení baterií v případě, že je energie nadbytek. Energie akumulovaná v bateriích pak umožní prodloužení doby letu v horších světelných podmínkách. Základní princip využití energie u solárního letounu je zobrazen na **Obr.117**.



Obr. 117: Princip využití sluneční energie solárního letounu [22]

Jelikož maximální výkon poskytovaný FV články se mění v závislosti na intenzitě ozařování, je nutné do systému instalovat sledovač maximálního bodu výkonu (MPPT), který zajistí, že výkon poskytovaný solárním panelem bude v daném čase využit na maximum.

Solární panel zalaminovaný do kompozitu navržený v kapitole 10 se skládá s 64 FV článků SunPower Maxeon a zabírá celkovou plochu 1 m². Maximální výkon generovaný vzorkem FV4 byl při laboratorních podmínkách 2,167 Wp.²

Maximální výkon panelu je tedy:

$$P_{max_p} = n_{fvc} \cdot P_{max_{fvc}} = 64 \cdot 2,167 = 138,74 \text{ Wp} \quad (12.1)$$

Hmotnost zalaminovaného panelu byla určena v kapitole 10 a je 890,38 g. Maximální výkon panelu vztažený na kilogram hmotnosti by pak byl $P = 155 \text{ W/kg}$.

K akumulaci energie jsou uvažovány lithium-polymerové baterie od firmy Kokam, konkrétně baterie s maximální energetickou hustotou na kilogram ("Large High Energy Density"). Tyto články jsou určeny především pro statické aplikace pro jakákoliv úložiště elektrické energie, kde je potřeba spolehlivě a s minimálními ztrátami uložit maximum energie v co nejmenším prostoru. Výrobce nabízí řadu takových baterií a přehled technických dat je v **Příloze E**. Energetická hustota se pohybuje od 150 Wh/kg až do 260 Wh/kg.

² Wp (watt peak) je jednotka výkonu fotovoltaického článku za ideálních (laboratorních) podmínek

Při srovnání uvažovaného FV panelu o výkonu 155 W/kg s lithiium-polymerovými bateriemi s maximální energetickou hustotou 260 Wh/kg je zřejmé, že použití FV panelu se vyplatí až při letu dlouhém cca 2 hodiny (s uvažováním maximálního oslunění během letu). Respektive FV panel dodá při plném oslunění po dobu minimálně 1 hodiny a 40 minut stejné množství energie jako baterie.

Závěr

Tato práce se zabývala integrací fotovoltaických článků do kompozitní konstrukce s ohledem na použitelnost v konstrukci letadel. Cíl práce, návrh a praktické ověření vhodné metody výroby zalaminovaného FV článku do kompozitu, byl splněn. Byly použity dvě různé technologie výroby - kontaktní laminace a vakuová infusní technologie. Celkem bylo vyrobeno 6 vzorků zalaminovaných FV článků, na kterých byl postupně odladěn vhodný postup výroby.

Esteticky nejlepšího povrchu bylo dosaženo u vzorku FV4, který byl vyroben pomocí infusní technologie s dvojitým těsněním a regulací podtlaku uvnitř vnitřního vaku. Pro lepší rozvod pryskyřice a prosycení celého povrchu byla využita závojevá rohož, která rovněž značně zkrátila čas prosycování. Zároveň byly zachovány požadavky na aerodynamickou čistotu a transparentnost povrchové vrstvy vzorku, byly minimalizovány defekty způsobené laminací (vzduchové bubliny, sušší oblasti) a výkon FV článků vlivem laminace byl snížen pouze minimálně.

Volba jednotlivých tkanin při výrobě zohledňovala využití zalaminovaných FV článků v letecké konstrukci, proto bylo cílem provést integraci s minimálním přírůstkem hmotnosti. Následně byl proveden orientační výpočet hmotnosti zalaminovaného panelu o ploše 1 m^2 , který by mohl být integrován do potahu křídla. V případě zachování stejné technologie výroby a použití stejných materiálů by neměla hmotnost takového panelu přesáhnout 1 kg.

Z měření elektrických parametrů jednotlivých vzorků bylo patrné, že výsledná kvalita a především transparentnost povrchové vrstvy po zalaminování má přímý vliv na hodnotu účinnosti solárních článků. U vzorku FV4 se podařilo minimalizovat pokles výkonu vlivem laminace na necelá 4%.

Na závěr je uvedeno porovnání FV článků s lithium-polymerovými bateriemi.

Seznam použité literatury

- [1] DOLEŽAL, Martin; NEVŘALOVÁ, Jana; OTÝPKA, Miloslav; VALA, Věroslav. *Solární energie*. Tábor, 2013. Dostupné také z: <http://zelenymost.cz/files/solarnienergie.pdf>.
- [2] BOUCHER, Robert J. *History of Solar Flight*. AIAA/SAE/ASME 20th Joint Propulsion Conference. Cincinnati, Ohio, 1984. Dostupné také z: <http://astroboob.com/solarhistory.pdf>.
- [3] SCHOEBERL, Ernst. *From Sunrise to Solar-Impulse: 34 Years of Solar Powered Flight*. Lüsse, Germany, 2008. Dostupné také z: <http://journals.sfu.ca/ts/index.php/ts/article/view/88/81>. University of Applied Sciences, Wuerzburg-Schweinfurt, Germany.
- [4] BOUCHER, Roland. *Project Sunrise, Flight of the World's First Solar Powered Aircraft* [online]. Los Angeles, California, 1974 [cit. 2019-10-21]. Dostupné z: <https://www.slideshare.net/RolandBoucher/project-sunriseh>.
- [5] Don Monroe's Photography of Human and Solar-powered Aircraft [online]. [cit. 2019-10-21]. Dostupné z: <http://www.donaldmonroe.com/4gallery/>.
- [6] Sunseeker I - Across America. *Solar Flight* [online]. [cit. 2020-12-02]. Dostupné z: <https://www.solar-flight.com/sunseeker-i/>.
- [7] *NASA Armstrong Fact Sheet: Helios Prototype* [online]. 2017 [cit. 2020-11-11]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-068-DFRC.html>.
- [8] Pathfinder Solar Powered Aircraft. *NASA Pathfinder fact sheet* [online]. [cit. 2020-11-11]. Dostupné z: <http://www.dfrc.nasa.gov/Newsroom/FactSheets/FS-034-DFRC.html>.
- [9] NOTH, André. History of Solar flight. Autonomous Systems Lab, Swiss Federal Institute of Technology, Zürich, 2008. Dostupné také z: <https://ethz.ch/content/dam/ethz/special-interest/mavt/robotics-n-intelligent-systems/asl-dam/documents/projects/History-of-Solar-Flight-Skysailor.pdf>.
- [10] *Past Projects: Centurion Solar-Powered Aircraft* [online]. [cit. 2020-11-11]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Erast.html>.
- [11] *AC Propulsion's Solar Electric Powered SoLong UAV* [online]. June 5, 2005 [cit. 2020-12-02]. Dostupné z: <https://xpda.com/junkmail/junk173/ACP-SoLong-Solar-UAV-2005-06-05.pdf>.
- [12] Around the world in a solar airplane Solar Impulse. *Solar Impulse* [online]. [cit. 2020-12-03]. Dostupné z: <http://www.solarimpulse.com/pdf/hb-sia/hb-sia-en.pdf>.
- [13] LNĚNIČKA, Jaroslav. Projekt Solar Impulse. *E-magazín Akademie letectví* [online]. [cit. 2020-02-03]. Dostupné z: <http://www.airspace.cz/akademie/rocnik/2009/09/solar.php>.

- [14] Solar Impulse - Historic Flight. *Solar Impulse* [online]. [cit. 2020-01-03]. Dostupné z: <https://aroundtheworld.solarimpulse.com/adventure>.
- [15] *In the sky, around the world* [online]. In: . [cit. 2020-01-03]. Dostupné z: <https://shemovesme.com/category/solar-impulse/>.
- [16] WARWICK, Graham. *Startup Skydweller To Turn Solar Impulse 2 Into Long-Endurance UAV* [online]. In: . 8.11.2019 [cit. 2020-02-03]. Dostupné z: <https://aviationweek.com/aerospace/startup-skydweller-turn-solar-impulse-2-long-endurance-uav>.
- [17] THISDELL, Dan. Airbus sets flight endurance record with Zephyr UAV. *Flight Global* [online]. 8.8.2018 [cit. 2020-02-03]. Dostupné z: <https://www.flightglobal.com/military-uavs/airbus-sets-flight-endurance-record-with-zephyr-uav/129186.article>.
- [18] Pioneering the Stratosphere. *Airbus* [online]. [cit. 2020-02-03]. Dostupné z: <https://www.airbus.com/defence/uav/zephyr.html>.
- [19] Silent Falcon. *Silent Falcon* [online]. [cit. 2020-02-04]. Dostupné z: <http://www.silentfalconuas.com/>.
- [20] Sunseeker Duo - First Two seat solar powered aircraft. *Solar Flight* [online]. [cit. 2020-12-02]. Dostupné z: <https://www.solar-flight.com/sunseeker-duo/>.
- [21] Solar-electric 6-seat transporter. *Solar Flight* [online]. [cit. 2020-12-02]. Dostupné z: <https://www.solar-flight.com/solar-6-seat-transporter/>.
- [22] NOTH, André. *Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight* [online]. 2008 [cit. 2020-01-05]. Ingénieur en Microtechnique Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne, Suisse.
- [23] BECHNÍK, Bronislav. Historie a perspektivy OZE - fotovoltaika, méně rozšířené technologie. *Tzb-info* [online]. [cit. 2020-01-07]. Dostupné z: <https://oze.tzb-info.cz/fotovoltaika/5517-historie-a-perspektivy-oze-fotovoltaika-mene-rozsirene-technologie>.
- [24] VLČEK, Josef. *Automatické vyhodnocování spektra slunečního záření* [online]. Brno, 2015 [cit. 2020-01-05]. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta elektrotechniky a komunikačních technologií.
- [25] HORVÁTH, Josef. *Solární záření v lokalitě VUT FSI v Brně* [online]. Brno, 2010 [cit. 2020-01-06]. Dostupné z: <https://www.vutbr.cz/www-base/zav-prace-soubor-verejne.php?file-d=26509>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství.
- [26] *Měření parametrů solárních článků*. [online]. In: . [cit. 2020-01-08]. Dostupné z: <https://bit.ly/3blXXAj>.
- [27] NIKL, Ondřej. *Analýza VA charakteristik FVE* [online]. Plzeň, 2016 [cit. 2020-02-09]. Dostupné z: <https://otik.zcu.cz/bitstream/11025/23000/1/Diplomova-prace-Nikl.pdf>. Diplomová práce. Západočeská Univerzita v Plzni.

- [28] SAFYANU, Bashir Danjuma; ABDULLAH, Mohd Noor; OMAR, Zamri. *Review of Power Device for Solar-Powered Aircraft Applications* [online]. 2019 [cit. 2020-01-06]. Dostupné z: <https://bit.ly/2unxfqh>. Universiti Tun Hussein Onn Malaysia - Faculty of Mechanical Engineering - Department of Aeronautic Engineering - Batu Pahat Parit Raja/Johor - Malaysia.
- [29] *Aldebaran bulletin: Týdeník věnovaný aktualitám a novinkám z fyziky a astronomie. Současný stav a trendy ve vývoji fotovoltaických panelů*. 2010, 8(37). ISSN 1214-1674.
- [30] XUE-KONG, C.; GAO, J.; ZHENG, G. a HOU, Z. *Design and Performance of Low Reynolds Number Airfoils for Solar-Powered Flight*. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2008. University of Michigan, Ann Arbor, Michigan, 48109, USA.
- [31] PERN, John. *Module Encapsulation Materials, Processing and Testing* [online]. National Renewable Energy Laboratory (NREL) [cit. 2020-02-24]. Dostupné z: <https://www.nrel.gov/docs/fy09osti/44666.pdf>.
- [32] HURTER, Warren S, Haydn DU PLESSIS a Nickey Janse VAN RENSBURG. *Simplified encapsulation of solar cells using glass fibre reinforced polymers*. 2013 *Africon*. IEEE, 2013, 2013, , 1-5. DOI: 10.1109/AFRCON.2013.6757596. ISBN 978-1-4673-5943-6. Dostupné také z: <http://ieeexplore.ieee.org/document/6757596/>.
- [33] Solar Cells in Composite. *Thomas Kok Design* [online]. 2018 [cit. 2020-02-26]. Dostupné z: <https://thomaskok.net/solar-cells-in-composite/>.
- [34] CABRNOCH, Bohuslav. *Technologie výroby kompozitních materiálů: Speciální letecké technologie*. ČVUT v Praze, Fakulta strojní, Ústav letadlové techniky, 2013.
- [35] HURTER, Warren S, OOSTHUIZEN, GA, VAN RENSBURG, Nickey Janse. *Investigating the effects of composite materials in solar cell encapsulation*, 2013 [online]. [cit. 2020-02-27]. Dostupné z: <https://bit.ly/3961H7k>.
- [36] MAUNG, K. Jason; HAHN, H. Thomas a JU, Y.S. Multifunctional integration of thin-film silicon solar cells on carbon-fiber-reinforced epoxy composites. *Solar Energy* [online]. 2010, 84(3), 450-458 [cit. 2020-03-02]. DOI: 10.1016/j.solener.2010.01.002. ISSN 0038092X. Dostupné z: <https://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S0038092X10000149>.
- [37] MAXEON GEN II SOLAR CELLS. *US SunPower* [online]. [cit. 2020-04-21]. Dostupné z: <https://us.sunpower.com/sites/default/files/sp-gen2-solar-cell-ds-en-a4-160-506760e.pdf>.
- [38] Závojevové rohože: RTM a Infuse. *Skolil Kompozit* [online]. [cit. 2020-07-01]. Dostupné z: <https://www.skolil.cz/materialy-pro-laminaci/86-zavojove-rohoe>.
- [39] *Soldering Sunpower Maxeon Solar Cells* [online]. In: . [cit. 2020-07-03]. Dostupné z: <https://www.youtube.com/watch?v=X-3DNRkfxXA>.
- [40] TEICHMAN, Jiří. *Simulátor slunečního záření*. Praha, 2017. Bakalářská práce. ČVUT. Vedoucí práce Ing. Tomáš Čenský, Ph.D.

- [41] NOUMAN, Ahmad Saleem, Ata CHOKHACHIAN, Daniele SANTUCCI a Thomas AUER. Prototyping of Environmental Kit for Georeferenced Transient Outdoor Comfort Assessment. *ISPRS International Journal of Geo-Information*. 2019, 8(2). DOI: 10.3390/ijgi8020076. ISSN 2220-9964. Dostupné také z: <http://www.mdpi.com/2220-9964/8/2/76>.
- [42] Best Research-Cell Efficiency Chart. *NREL* [online]. [cit. 2020-01-06]. Dostupné z: <https://www.nrel.gov/pv/cell-efficiency.html>.

Seznam obrázků

1	FV články na křídle Sunrise I [4]	10
2	Sunrise II před prvním vzletem [2]	10
3	Letoun Gossamer Penguin pilotovaný učitelkou Janice Brown při demonstračním letu pro média v srpnu 1980 [5]	11
4	FV články na křídle Solar Challenger [5]	12
5	Letoun Solar Challenger při testovacím letu v květnu 1981 [5]	12
6	Letoun Solair [2]	13
7	Letoun Sunseeker [6]	13
8	Bezpilotní letoun Pathfinder [8]	14
9	Bezpilotní letoun Centurion [10]	15
10	Systém dodávání energie pomocí solárních a palivových článků [7]	16
11	Pathfinder Plus (vlevo) a Helios (vpravo) [7]	16
12	Bezpilotní letoun SoLong [11]	17
13	Zephyr od společnosti QinetiQ při testovacím letu v prosinci 2005 [9]	17
14	Specifikace Solar Impulse I [13]	18
15	Letoun Solar Impulse I [3]	18
16	Specifikace letounu Solar Impulse II a mapa cesty kolem Země [15]	19
17	Popis přestavby letounu Solar Impulse 2 na Skydweller [16]	20
18	Airbus Zephyr T [17]	21
19	Phasa-35 [16]	21
20	Odyseus [16]	21
21	SUAV Silent Falcon [19]	22
22	Sunseeker Duo [20]	23
23	Koncept letounu Solar-Electric 6-seat transporter [21]	23
24	Princip fotovoltaického článku [22]	24
25	Účinnost jednovrstvých fotovoltaických článků, současný stav a perspektivy ve srovnání s teoreticky dosažitelným maximem [23]	25
26	Spektrum slunečního záření [24]	26
27	Zenitový úhel [24]	27
28	Přímé a difúzní záření [22]	27
29	Ukázka VA charakteristiky FV článku [26]	28
30	Vliv vnitřních odporů na VA charakteristiku [27]	29
31	Vliv teploty na VA charakteristiku [22]	30
32	Vliv intenzity ozáření na VA charakteristiku [22]	30
33	Typy FV článků [28]	31
34	Příklad nanotrubičky se solárním článkem [28]	33
35	Změna úhlu ozařování FV článků na zakřiveném profilu [22]	35
36	Integrace neohebných článků do konstrukce [22]	35
37	Rovné profily navržené speciálně pro solární letouny [30]	35
38	Instalace solárního panelu na křídlo letounu Solar Impulse 2 [14]	36
39	Semi-flexibilní panel a jeho integrace do konstrukce křídla letounu Sky-Sailor [22]	36
40	FV články na křídle letounu SoLong [11]	37
41	Tradiční skladba solárního panelu [32]	38
42	Integrace FV článku do kompozitu za pomoci vakuové infuze [33]	40
43	Ilustrační schéma vakuové infuze	40

44	Ilustrační schéma kontaktní laminace, ukázka jednotlivých vrstev (vlevo) [34] a ukázka vakuování kompozitu s FV článkem (vpravo) [35]	40
45	Pohled shora a příčný řez solárním modulem (vlevo), zavakuovaný díl připravený k vytvrzování (vpravo) [36]	41
46	Vytvrzovací cyklus pro prepreg T 700SC/RS-30G [36]	41
47	Fotovoltaické články SunPower Maxeon™ GEN II [37]	42
48	Fotovoltaické články Viko cell Mono Series	43
49	Pájení elektrických vývodů pro články SunPower Maxeon	43
50	Pájení elektrických vývodů pro články Viko cell Mono Series	44
51	ABS plastová deska ve tvaru článku SunPower Maxeon	45
52	Výroba vzorku s ABS deskou pomocí ručního laminování	46
53	Schéma jednotlivých vrstev ručního laminování se vzorkem ABS	46
54	Vzorek ABS při vytvrzování v peci	46
55	Výsledný povrch vzorku ABS pomocí kontaktní laminace	47
56	Schéma skladby jednotlivých vrstev ručního laminování se vzorky FV1 a FV2	47
57	Připravená forma s nanesenou pryskyřicí (vlevo) a nanášení zahuštěné pryskyřice	48
58	Příprava vzorků FV1 a FV2 na vakuování	48
59	Zavakuované vzorky FV1 a FV2 při vytvrzování v peci	48
60	Výsledný povrch vzorku FV1	49
61	Výsledný povrch vzorku FV2 s odlomeným rohem	49
62	Vybrané tkaniny pro test prosycení pryskyřicí pomocí infuzní technologie	51
63	Tkaniny pro test prosycení pryskyřicí připravené k infuzi	52
64	Průběh prosycování tkanin pryskyřicí; vlevo po 30 min.; vpravo po 24 hod.	52
65	Zavakuované vzorky ABS destiček připravené k laminaci pomocí infuzní technologie	53
66	Skladba jednotlivých vrstev pro vzorek ABS 1	54
67	Skladba jednotlivých vrstev pro vzorek ABS 2	54
68	Vzorky ABS prosycované pryskyřicí	54
69	Výsledek vakuové infuze vzorků s ABS destičkou - pohledová strana	55
70	Skladba jednotlivých vrstev pro vzorek FV 1	56
71	Skladba jednotlivých vrstev pro vzorek FV 2	56
72	Průběh prosycování vzorků FV 1 a FV 2	56
73	Výsledný povrch vzorků FV 1 (vlevo) a FV 2 (vpravo)	57
74	Skladba jednotlivých vrstev pro vzorek ABS 3	58
75	Zavakuovaný vzorek ABS 3 připravený na injektáž pryskyřicí	58
76	Prosycování vzorku ABS 3	59
77	Výsledný povrch vzorku ABS 3	60
78	Skladba jednotlivých vrstev pro vzorek FV 3	60
79	Prosycování vzorku FV 3	61
80	Vzorek FV 3 po vytvrzení - pohled skrz formu	61
81	Vzorek FV 3 po nepodařené separaci	61
82	Závojevová rohož Advantex® M524-ECR30A	62
83	Skladba jednotlivých vrstev pro vzorek ABS 4	63
84	Prosycování vzorku ABS 4	63
85	Výsledný povrch vzorku ABS 4	64
86	Obvyklá hodnota podtlaku	64

87	Hodnota podtlaku při regulování	64
88	Schéma výroby a skladba jednotlivých vrstev vzorku FV 4	65
89	Prosycování vzorku FV 4 - pohled skrz formu	65
90	Prosycený vzorek FV 4 - pohled zeshora (na zadní stranu článku) po vytvrzení	66
91	Výsledný vzorek FV 4	66
92	Vzorek FV 1	67
93	Vzorek FV 2	67
94	Vzorek FV 1	68
95	Vzorek FV 2	68
96	Vzorek FV 3	68
97	Vzorek FV 4	69
98	Spojka k propojení FV článků SunPower Maxeon [37]	70
99	Spojování FV článků SunPower Maxeon v panel [39]	70
100	Panel FV článků o ploše 1 m ²	71
101	Hmotnost FV článku SunPower Maxeon	71
102	Schéma měření el. parametrů FV článků [40]	73
103	Závislost intenzity záření na vzdálenosti od zdroje záření [40]	73
104	Měření VA charakteristiky jednotlivých vzorků	74
105	Detail ozařování vzorků při měření	74
106	VA charakteristika a výkonová křivka pro FV článek SunPower Maxeon	75
107	VA charakteristika a výkonová křivka pro FV článek Viko cell Mono Series	76
108	Výsledky měření pro vzorek FV1 - kontaktní laminace	77
109	Výsledky měření pro vzorek FV2 - kontaktní laminace	77
110	Výsledky měření pro vzorek FV1 - infuse	77
111	Výsledky měření pro vzorek FV2 - infuse	78
112	Výsledky měření pro vzorek FV3 - infuse	78
113	Výsledky měření pro vzorek FV4 - infuse	78
114	Měření intenzity osvětlení expozimetrem	80
115	VA charakteristika a výkonová křivka pro FV článek SunPower Maxeon měřený venku	80
116	Výsledky měření pro vzorek FV4 - infuze při měření venku	81
117	Princip využití sluneční energie solárního letounu [22]	82

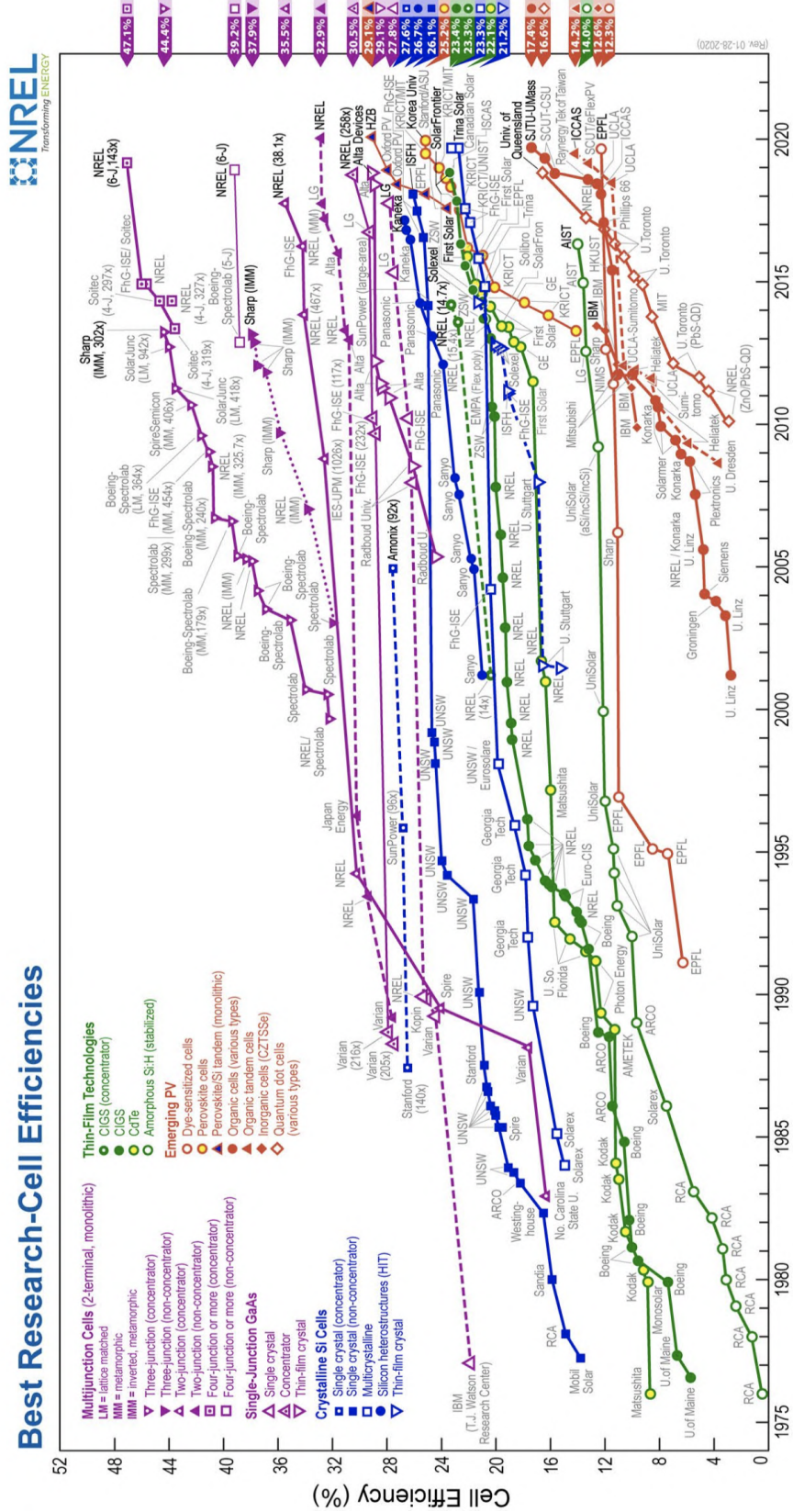
Seznam tabulek

1	Typy FV článků a jejich účinnost u vybraných solárních letounů [28]	32
2	Vybrané tkaniny pro test prosycení pryskyřicí pomocí infuzní technologie	50
3	Hmotnostní rozbor vyrobených vzorků	70
4	Účinnost jednotlivých vzorků a její pokles vlivem laminace	79

Přílohy

Příloha A

Zdroj: [42]

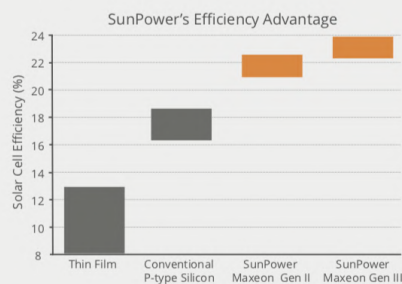


Příloha B

MAXEON™ GEN II SOLAR CELLS

Power Advantage

SunPower designs, manufactures, and delivers high-performance solar electric technology worldwide. SunPower™ cells produce 25-35% more power compared to Conventional Cells¹ with outstanding aesthetics.



Energy Advantage

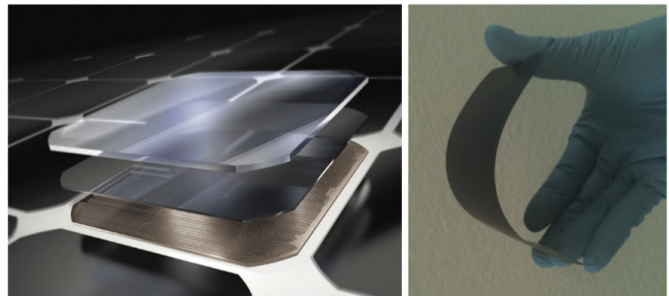
SunPower panels deliver the highest energy per rated watt compared to a Conventional Panel. (Photon International, Mar 2013, out of 151 panels tested).

- No Light-Induced Degradation = 2 - 3% more energy.
- No Temperature Coefficient = 1 - 2% more energy at 35-40°C ambient temperature.
- Low Light and Broad Spectral Response = up to 1% more energy in overcast and low-light conditions.

¹ As used throughout, "Conventional Cells" are silicon cells that have many thin metal lines on the front and 2 or 3 interconnect ribbons soldered along the front and back. "Conventional Panel" means a panel with 240W, 15% efficiency and approximately 1.6 m² made with Conventional Cells.

Durability Advantage

The Maxeon cell has strength and durability to survive extreme conditions year after year, enabling SunPower to provide superior, long-term performance in a broad range of applications.



- Corrosion Resistance: SunPower's tin-copper metal system is more corrosion resistant compared to the porous metal paste used in Conventional Cells, which can crack more easily and corrode.
- Crack Resistance: SunPower's cells are thinner and more flexible than Conventional Cells. When a SunPower cell does crack, the backside copper metal foundation keeps the cell intact and maintains a high power output. When Conventional Cells crack, the cell breaks apart with typically a significant loss of power.
- Eco-Friendly: SunPower cells solder to lead-free components and are RoHS compliant. Conventional Cells often require components with lead.

MAXEON™ GEN II SOLAR CELLS

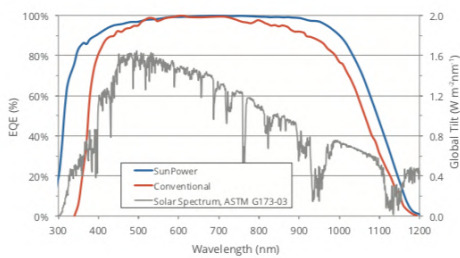
Electrical Characteristics of a typical Maxeon Gen II Cell At Standard Test Conditions (STC) STC: 1000W/m², AM 1.5G and cell temp 25°C

	Cell Bin	Pmpp (Wp)	Eff. (%)	Vmpp (V)	Impp (A)	Voc (V)	Isc (A)
Peak Performance	Kp	3.48	22.7	0.580	6.00	0.680	6.34
Premium Performance	Jp	3.46	22.4	0.580	5.97	0.680	6.32
Superior Performance	Hp	3.43	22.3	0.580	5.92	0.680	6.29

Electrical parameters are nominal values.

Temp. Coefficients in SunPower Panels: Voltage: -1.84mV/°C, Current: 2.6mA/°C, Power: -0.35%/°C

Spectral Response

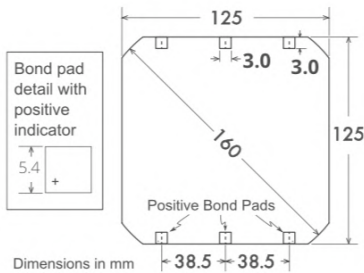


References

SunPower: NREL data, commissioned by SPWR
Conventional: Progress in Photovoltaics: Research and Applications, Solar cell efficiency tables, version 36 18(5), (2010) 46-352

Cell Physical Characteristics

Wafer:	Monocrystalline silicon
Design:	All back contact
Front:	Uniform, black antireflection coating
Back:	Tin-coated, copper metal grid
Cell Area:	Approximately 153cm ²
Cell Weight:	Approximately 6.5 grams
Cell Thickness:	150µm +/- 30µm



Bond pad area dimensions are 5.4mm x 3.0mm
Metal finger pitch between positive and negative fingers is 599µm.
Positive/Negative pole bond pad sides have "+/-" indicators on leftmost and rightmost bond pads

Positive Electrical Grounding

If cell voltage is below frame ground the cell power output will be reduced. Therefore, modules and systems produced using these cells should be configured as "positive ground systems." If this creates a problem, please consult with SunPower.

Interconnect Tab and Process Recommendations



SunPower recommends customers use SunPower's patented tin-plated copper strain-relieved interconnect tabs, which can be purchased from SunPower. These interconnects are easily solderable and compatible with lead free processing. Tabs weigh approximately 0.3 grams.

Our patented interconnect tabs are packaged in boxes of 3600 or 36,000 each.

<http://us.sunpower.com/about/sunpower-technology/patents/>

Production Quality

ISO 9001:2015 certified

Soft handling procedures to reduce breakage and crack formation

100% cell performance testing and visual inspection

Packaging

Cells are packed in boxes of 1500 each; grouped in 10 shrink-wrapped stacks of 150 with interleaving. 24 boxes are packed in a water-resistant "Master Carton" containing 36,000 cells suitable for air transport.

Purchase Terms

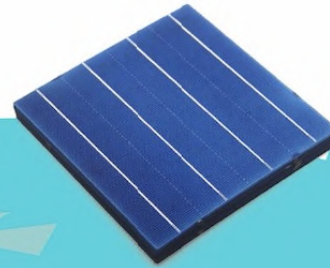
Customers shall not reverse engineer, disassemble or analyze the Solar Cells or any prototype, process, product, or other item that embodies Confidential Information of SunPower. Customers shall not cause or allow any inspection, analysis, or characterization of any properties (whether mechanical, structural, chemical, electrical, or otherwise) of the Solar Cells, whether by itself or by a third party.

Customer agrees that it will not transfer (whether by sale, loan, gift, or other conveyance) the Solar Cells from its possession.

SunPower solar cells are provided "AS IS" without warranty.

Full terms and conditions are in the Cell Purchase Agreement

Příloha C

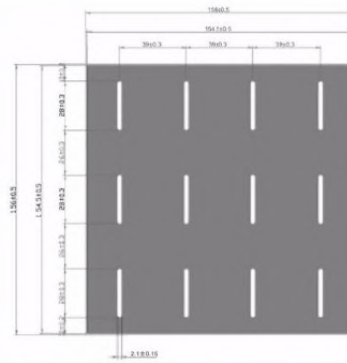
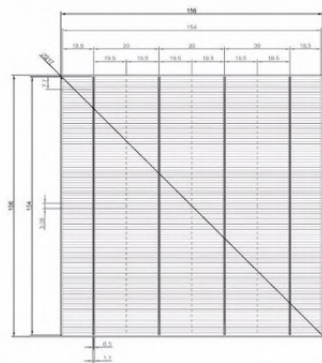


Quality Control and Professional Service

- Regular calibration of test equipment using Fraunhofer ISE reference cell.
- Environmental friendly due to REACH-SVHC and RoHS compliances.
- Professional on-site service and support for module certification.
- Regular light source AAA class calibration for stable conversion efficiency.
- Lowest LID by periodic monitoring and superior wafer incoming control.

Physical Characteristics

Dimensions	156mm X 156mm ± 0.5mm
Thickness[Si]	180µm ± 20µm, 200µm ± 30µm
Color	Dark Blue, Blue, Sky Blue & Light Blue



Model	Eff(%)	Pmpp(W)	Vmpp(V)	Voc(A)	Impp(A)	ISC(A)
TDB156	18.8%	4.58	0.544	0.643	8.635	8.759
TDB156	18.6%	4.53	0.541	0.639	8.634	8.745
TDB156	18.2%	4.43	0.534	0.632	8.634	8.726
TDB156	18.0%	4.38	0.531	0.629	8.633	8.701
TDB156	17.8%	4.33	0.528	0.626	8.633	8.684
TDB156	18.4%	4.48	0.538	0.635	8.330	8.797
TDB156	17.6%	4.28	0.528	0.625	8.632	8.661

Příloha D



INNOVATIONS FOR LIVING™

PRODUCT INFORMATION

M524-ECR30A Surfacing Tissue for GRP Laminates

PRODUCT DESCRIPTION

The product M524-ECR30A consists of Advantex® 777B-13µ-18mm glass fibers. The glass fiber veil is bound by a modified Acrylic resin which is compatible with PE, PP, epoxy, vinyl ester and polyester resins. Designed to be used as a surfacing tissue for GRP laminates.



TECHNICAL CHARACTERISTICS (nominal values)

PROPERTY	TEST METHOD	UNIT	SPECIFICATION NOMINAL	NORMAL LIMITATIONS	
				MAX.	MIN.
Area Weight	PTS-L-002	g/m ²	30	33	27
Binder Content	PTS- L-003	%	10	11	9
Thickness	PTS- L-007	mm	0.33	0.37	0.29
Air Permeability (@ 100Pa)	PTS-L-029	l/m ² s	6400	7040	5760
Tensile Strength	PTS-L-015	N/50 mm			
Longitudinal					50
Transverse					30



INNOVATIONS FOR LIVING™

**OWENS CORNING
COMPOSITE MATERIALS, LLC**
ONE OWENS CORNING PARKWAY
TOLEDO, OHIO 43659
1.800.GET.PINK™
www.owenscorning.com

composites.owenscorning.com

Contact:
nonwovensinfo@owenscorning.com

**European OWENS CORNING
FIBERGLAS, SPRL.**
166, CHAUSSEÉ DE LA HULPE
B-1170 BRUSSELS
BELGIUM
+32.2.674.82.11

Contact:
nonwovensinfo@owenscorning.com

**OWENS CORNING COMPOSITE SOLUTIONS BUS.
ASIA PACIFIC REGIONAL HEADQUARTERS**
UNIT 01,02,05,39/F, PUDONG KERRY PARKSIDE,
1155 FANG DIAN ROAD, PUDONG, SHANGHAI
201204, CHINA
+86-21-6101 9666

Contact:
nonwovensinfo@owenscorning.com

This information and data contained herein is offered solely as a guide in the selection of a reinforcement. The information contained in this publication is based on actual laboratory data and field test experience. We believe this information to be reliable, but do not guarantee its applicability to the user's process or assume any responsibility or liability arising out of its use or performance. The user agrees to be responsible for thoroughly testing any application to determine its suitability before committing to production. It is important for the user to determine the properties of its own commercial compounds when using this or any other reinforcement. Because of numerous factors affecting results, we make no warranty of any kind, express or implied, including those of merchantability and fitness for a particular purpose. Statements in this publication shall not be construed as representations or warranties or as inducements to infringe any patent or violate any law safety code or insurance regulation.

Pub Nber 10011124, Owens Corning reserves the right to modify this document without prior notice. © 2012 Owens Corning. All rights reserved.
NWT_M524-ECR30A_ww_08-2012_Rev2

Příloha E

TREMONDI s.r.o.
Kokam direct distributor CZ/SK



Kokam SPLB compact cells - technická data

série	model	kapacita	maximální rozměry			maximální impedance	hmotnost	vybíjecí C-rate		vybíjecí proud		hustota energie
			šířka	délka	tloušťka			trvale	špička	trvale	špička	
High Energy Density cells												
64	SLPB 52.64.95	3,3 Ah	64,5 mm	95,5 mm	5,4 mm	15,0 mΩ	67 g	2 C	3 C	6,6 A	9,9 A	182 Wh/kg
64	SLPB 77.64.95	5,3 Ah	64,5 mm	95,5 mm	7,8 mm	8,0 mΩ	102 g	2 C	3 C	10,6 A	15,9 A	192 Wh/kg
106	SLPB 50.106.100	5,0 Ah	107,0 mm	102,0 mm	5,9 mm	5,0 mΩ	140 g	5 C	8 C	25,0 A	40,0 A	151 Wh/kg
106	SLPB 68.106.100	8,0 Ah	107,0 mm	102,0 mm	7,3 mm	3,6 mΩ	160 g	2 C	3 C	16,0 A	24,0 A	185 Wh/kg
106	SLPB 75.106.100	7,5 Ah	107,0 mm	102,0 mm	7,9 mm	4,0 mΩ	165 g	5 C	8 C	37,5 A	60,0 A	173 Wh/kg
106	SLPB 98.106.100	10,0 Ah	107,0 mm	102,0 mm	10,0 mm	4,0 mΩ	210 g	3 C	5 C	30,0 A	50,0 A	176 Wh/kg
106	SLPB 75.106.205	16,0 Ah	107,0 mm	209,0 mm	7,8 mm	3,8 mΩ	340 g	5 C	8 C	80,0 A	128,0 A	174 Wh/kg
70	SLPB 43.70.270	8,3 Ah	80,0 mm	270,5 mm	4,6 mm	3,2 mΩ	174 g	2 C	3 C	17,2 A	25,8 A	176 Wh/kg
70	SLPB 50.70.270	9,6 Ah	80,0 mm	270,5 mm	5,3 mm	3,0 mΩ	206 g	2 C	3 C	21,2 A	31,8 A	172 Wh/kg
70	SLPB 65.70.180 (UHE)	12,0 Ah	80,0 mm	181,0 mm	6,3 mm	2,8 mΩ	170 g	2 C	4 C	24,0 A	48,0 A	257 Wh/kg
70	SLPB 75.70.180	9,6 Ah	82,0 mm	183,0 mm	7,6 mm	3,5 mΩ	215 g	2 C	3 C	21,2 A	31,8 A	165 Wh/kg
70	SLPB 75.70.270	15,0 Ah	82,0 mm	272,0 mm	7,7 mm	2,5 mΩ	317 g	2 C	3 C	32,0 A	48,0 A	175 Wh/kg
70	SLPB 80.85.270 (UHE)	27,0 Ah	95,0 mm	272,0 mm	7,6 mm	1,6 mΩ	380 g	2 C	4 C	54,0 A	108,0 A	260 Wh/kg
High Power cells												
43	SLPB 80.43.128 H	3,2 Ah	43,0 mm	128,0 mm	7,8 mm	5,0 mΩ	84 g	20 C	40 C	64,0 A	128,0 A	141 Wh/kg
43	SLPB 86.43.128 H5	3,6 Ah	43,0 mm	129,0 mm	8,8 mm	3,0 mΩ	101 g	30 C	50 C	108,0 A	180,0 A	132 Wh/kg
43	SLPB 115.43.140 H5	5,0 Ah	43,0 mm	142,5 mm	11,7 mm	3,0 mΩ	132 g	35 C	50 C	150,0 A	250,0 A	140 Wh/kg
205	SLPB 55.205.130 H	11,0 Ah	207,0 mm	137,0 mm	5,6 mm	1,6 mΩ	280 g	8 C	10 C	88,0 A	110,0 A	145 Wh/kg
205	SLPB 60.205.130 H	13,0 Ah	207,0 mm	137,0 mm	6,3 mm	1,1 mΩ	325 g	8 C	10 C	104,0 A	130,0 A	148 Wh/kg
205	SLPB 78.205.130 H	16,0 Ah	207,0 mm	137,0 mm	7,8 mm	1,1 mΩ	406 g	8 C	15 C	128,0 A	240,0 A	146 Wh/kg

Kokam SPLB large cells - technická data

série	model	kapacita	maximální rozměry			maximální impedance	hmotnost	vybíjecí C-rate		vybíjecí proud		hustota energie
			šířka	délka	tloušťka			trvale	špička	trvale	špička	
High Energy Density cells												
216	SLPB 60.216.216	25,0 Ah	226,0 mm	227,0 mm	6,3 mm	1,20 mΩ	600 g	5 C	8 C	125,0 A	200,0 A	154 Wh/kg
216	SLPB 72.216.216	31,0 Ah	226,0 mm	227,0 mm	7,3 mm	0,95 mΩ	705 g	5 C	8 C	155,0 A	248,0 A	163 Wh/kg
216	SLPB 90.216.216	40,0 Ah	226,0 mm	227,0 mm	9,3 mm	0,90 mΩ	885 g	5 C	8 C	200,0 A	320,0 A	167 Wh/kg
216	SLPB 120.216.216	53,0 Ah	226,0 mm	227,0 mm	12,0 mm	0,90 mΩ	1 160 g	5 C	8 C	265,0 A	424,0 A	169 Wh/kg
255	SLPB 120.255.255	75,0 Ah	268,0 mm	265,0 mm	11,6 mm	0,60 mΩ	1 580 g	3 C	5 C	225,0 A	375,0 A	175 Wh/kg
255	SLPB 125.255.255	87,0 Ah	268,0 mm	265,0 mm	13,0 mm	0,65 mΩ	1 780 g	2 C	3 C	174,0 A	261,0 A	181 Wh/kg
460	SLPB 70.460.330	100,0 Ah	462,0 mm	327,0 mm	7,0 mm	0,65 mΩ	2 070 g	2 C	3 C	200,0 A	300,0 A	179 Wh/kg
460	SLPB 120.460.330	150,0 Ah	462,0 mm	327,0 mm	10,5 mm	0,50 mΩ	3 210 g	2 C	3 C	300,0 A	450,0 A	173 Wh/kg
460	SLPB 140.460.330	200,0 Ah	462,0 mm	327,0 mm	13,9 mm	0,50 mΩ	4 180 g	2 C	3 C	400,0 A	600,0 A	177 Wh/kg
460	SLPB 160.460.330	240,0 Ah	462,0 mm	327,0 mm	15,8 mm	0,50 mΩ	4 780 g	2 C	3 C	480,0 A	720,0 A	186 Wh/kg
High Power cells												
216	SLPB 98.188.216 P	30,0 Ah	198,0 mm	220,0 mm	9,9 mm	1,00 mΩ	870 g	20 C	30 C	600,0 A	900,0 A	128 Wh/kg
216	SLPB 78.216.216 H	31,0 Ah	226,0 mm	227,0 mm	7,8 mm	0,90 mΩ	720 g	8 C	15 C	250,0 A	465,0 A	158 Wh/kg
216	SLPB 100.216.216 H	40,0 Ah	226,0 mm	227,0 mm	10,0 mm	0,80 mΩ	990 g	8 C	15 C	320,0 A	600,0 A	160 Wh/kg
255	SLPB 110.255.255 H	63,0 Ah	268,0 mm	265,0 mm	11,0 mm	0,60 mΩ	1 520 g	8 C	15 C	480,0 A	945,0 A	153 Wh/kg
255	SLPB 125.255.255 H	75,0 Ah	268,0 mm	265,0 mm	13,0 mm	0,55 mΩ	1 780 g	8 C	15 C	600,0 A	1125,0 A	156 Wh/kg
460	SLPB 60.460.330 H	70,0 Ah	462,0 mm	327,0 mm	5,7 mm	0,60 mΩ	1 740 g	5 C	6 C	350,0 A	420,0 A	149 Wh/kg
460	SLPB 70.460.330 H	80,0 Ah	462,0 mm	327,0 mm	6,3 mm	0,60 mΩ	1 920 g	5 C	5 C	400,0 A	400,0 A	154 Wh/kg
460	SLPB 80.460.330 H	100,0 Ah	462,0 mm	327,0 mm	7,8 mm	0,55 mΩ	2 380 g	5 C	6 C	500,0 A	600,0 A	155 Wh/kg
460	SLPB 160.460.330 H	200,0 Ah	462,0 mm	327,0 mm	14,8 mm	0,50 mΩ	4 580 g	2 C	3 C	400,0 A	600,0 A	162 Wh/kg